



Юницкий Анатолий Эдуардович

Учёный и изобретатель,
автор более 200 научных работ,
20 монографий и свыше 150 изобретений
в сферах строительства, транспорта,
машиностроения, электронной
и химической промышленности.

Создатель SkyWay и геокосмической
транспортной системы, а также ряда
транспортно-инфраструктурных проектов
на основе струнных технологий.
Руководитель двух проектов
Организации Объединённых Наций
(1998 г., 2002 г.), член Федерации
космонавтики СССР.

Президент группы компаний SkyWay.
Генеральный конструктор
ЗАО «Струнные технологии».



9 789859 049811

Минск, 2019

А.Э. Юницкий

СТРУННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ:
на Земле и в Космосе

А.Э. Юницкий

СТРУННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ: на Земле и в Космосе



А.Э. Юницкий

**СТРУННЫЕ
ТРАНСПОРТНЫЕ
СИСТЕМЫ:
на Земле и в Космосе**

Минск, 2019

Содержание

Предисловие	08
Предисловие к изданию 2019 года	10
Предисловие к изданию 2017 года	14
История струнных технологий Юницкого с позиций ТРИЗа – Теории решения изобретательских задач	22
История SkyWay в иллюстрациях	34
Оптимизация транспортной системы	92
Инновационные транспортно-инфраструктурные технологии SkyWay	104

МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 1

Струнная транспортная система

158

ПРЕДИСЛОВИЕ	160
ГЛАВА 1	
Общая концепция СТС как альтернативы существующим видам транспорта	166
ГЛАВА 2	
Конструктивные особенности СТС	180
2.1. Принципиальная схема СТС	180
2.2. Струнная путевая структура	185
2.3. Опоры	194
2.4. Транспортный модуль	200
2.5. Технология строительства СТС	205
2.6. Технико-экономическое сравнение транспортных систем	209
ГЛАВА 3	
Задачи механики высокоскоростного транспорта	222
3.1. Динамика движения транспортных модулей по струнной направляющей	222
3.2. Прочность транспортных модулей и рельсо-струнной направляющей	227
3.3. Трибология контакта «колесо – струна»	229
ГЛАВА 4	
Динамическая модель и расчетные оценки параметров движения транспортных модулей по струнной транспортной линии	235
4.1. Вывод уравнений движения струнной транспортной системы	235
4.2. Исследование колебаний гибкой струны. Первое приближение СТЛ	250

4.3. Колебания струнной транспортной системы с упругим корпусом	271
4.4. Численное исследование динамического прогиба пролета СТЛ	296
Условные обозначения	312
Литература	314

История Общепланетарного транспортного средства в иллюстрациях

318

Интеллектуальная собственность на геокосмический транспортно- инфраструктурный комплекс «Общепланетарное транспортное средство»

342

1. Сущность объекта оценки интеллектуальной собственности	344
2. Предпосылки создания объекта оценки	345
3. Планета – для жизни, космос – для индустриальных технологий	345
4. Количественные и качественные характеристики объекта оценки	349
4.1. Общая характеристика ОТС	349
4.2. Строительство ОТС	352
4.3. Условия выхода ОТС на околоземную орбиту	353
4.4. Условия, необходимые для создания КИО «Орбита»	360
4.5. Себестоимость геокосмических перевозок ОТС	367
4.6. Экономический эффект от использования ОТС	372
5. Информация об авторе объекта интеллектуальной собственности	374

МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 2

Общепланетарное транспортное средство

376

ВВЕДЕНИЕ 378

1. Необходимость индустриализации космоса	378
2. Выбор критериев индустриализации космоса	382
3. Законы сохранения применительно к геокосмическому транспорту	388
3.1. Закон сохранения энергии	388
3.2. Законы сохранения импульса и момента импульса	389
3.3. Закон сохранения движения центра масс	390
3.4. Анализ законов сохранения применительно к ГКТ	390
4. Общепланетарное транспортное средство	398

ГЛАВА 1

Динамика выхода ОТС в космическое пространство в экваториальной плоскости Земли 404

1.1. Постановка задачи	405
1.2. Дифференциальные уравнения движения элемента системы «ротор – оболочка» в атмосфере	406
1.3. Анализ уравнений движения системы в атмосфере	409
1.4. Динамика системы «ротор – оболочка» при движении в атмосфере	410
1.5. Динамика ротора на участке упругого растяжения в открытом космосе	413
1.6. Динамика колебательного движения ротора	415
1.7. Уравнения движения ротора на участке фрикционного расширения	420
1.8. Выбор участков упругого и фрикционного расширения. Динамика управляемого радиального движения ротора	424
1.9. Движение ротора на заключительном этапе	428
1.10. Задача о выводе ротора ОТС на орбиту.	
Пример	431

ГЛАВА 2		
Динамика выхода ОТС на орбиту с диссипацией энергии за счет подъема оболочки	437	
2.1. Управление движением элемента ротора – оболочки в атмосфере с учетом вращения оболочки	438	
2.2. Динамика радиального движения системы в атмосфере	442	
2.3. Радиальное движение системы с остановкой в положении $\chi = \chi'$	444	
2.4. Движение ротора и оболочки на последующих этапах	447	
2.5. Движение системы на последнем этапе	451	
2.6. Зависимость между параметрами системы на начальном и конечном этапах движения	454	
2.7. Динамика системы при выходе на постоянную орбиту	459	
2.8. Задача о выводе системы на промежуточную орбиту	464	
2.9. Изменение радиального ускорения системы	466	
ГЛАВА 3		
Маневрирование ротора с целью обхода объектов, движущихся в экваториальной плоскости	470	
3.1. Постановка задачи о маневрировании ротора ОТС	472	
3.2. Дифференциальные уравнения движения ротора ОТС вне экваториальной плоскости	474	
3.3. Методика решения задачи	479	
3.4. Динамика свободного движения ротора. Решение задачи о выводе ротора из зоны притяжения планеты	480	
3.5. Динамика ротора на этапе гашения углового движения	486	
3.6. Движение ротора на этапе гашения радиального движения	489	
3.7. Задачи о маневрировании ротора в условиях Урана и Сатурна	491	
ГЛАВА 4		
Проблемы создания ускорителя для разгона ротора ОТС	497	
4.1. Система подъема ротора в центр оболочки	497	
4.2. Проблемы создания линейного электродвигателя для разгона ротора до космических скоростей	501	
4.3. Проект комбинированной системы разгона и левитации ротора	504	
4.4. Задача о разгоне ротора ОТС	508	
4.5. Динамика возмущенного движения ротора при нарушениях работы системы разгона	511	
4.6. Другие возможные возмущения движения ротора при разгоне	516	
ГЛАВА 5		
Оценка параметров процесса аэродинамического разогрева ротора ОТС при отсутствии защитной оболочки	521	
5.1. Результаты исследований разогрева аэродинамической техники. Обзор	521	
5.2. Постановка задачи	523	
5.3. Приближенный расчет параметров течения воздуха в окрестности поверхности ротора	526	
5.4. Приближенный расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации защитного покрытия	529	
5.5. Квазистационарный расчет температуры поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации	534	
5.6. Квазистационарный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора	536	
5.7. Некоторые выводы	539	
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 1995 ГОДА	542	
Условные обозначения	550	
Литература	554	
Научно-технические отчеты	557	
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 2019 ГОДА		
Оптимальные транспортные системы как платформа перехода на новый этап цивилизационного развития		

Предисловие

Предисловие к изданию 2019 года

10

Предисловие к изданию 2017 года

14

08



Предисловие к изданию 2019 года

Основная часть монографии «Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе» написана в период с 1977 по 1995 гг., когда вышло её первое издание. Промышленные образцы струнных транспортных систем сертифицированы в 2017 г., когда монография была опубликована во второй раз. От зарождения прорывного транспортно-инфраструктурного проекта до его практического воплощения минуло более 40 лет. Всё это время идея SkyWay – Небесного пути – постоянно обрастала плотью, не меняясь в своей инженерной сути.

Переиздание 2017 г. напечатано без изменений в тексте 1995-го, несмотря на то, что наземные транспортные системы к этому моменту уже были реализованы и практика могла внести свои коррективы. Однако этого не произошло, и принципиально всё осталось стабильным и неизменным – практика только подтвердила изначальные исследования и расчёты. Нынешнее переиздание потребовало лишь

незначительных уточнений, а также позволило включить небольшие добавления: в части, касающейся оценки рыночной стоимости интеллектуальной собственности на Общепланетарное транспортное средство, а также раздел, посвящённый оптимизации транспортных систем, и новый иллюстративный материал.

Неизменная актуальность данной книги с момента её написания и до сегодняшнего дня свидетельствует о верности фундаментальных принципов, заложенных в основу струнных транспортных систем. В настоящее время эти системы уже реализованы на Земле на основании исследований, собранных в первой части данной монографии. В ближайшем будущем они должны быть реализованы и в целях освоения Космоса на основании исследований, собранных во второй части этого труда.

Смысл создания и повсеместного внедрения струнных транспортных систем как на Земле,



Струнный транспорт на Земле – это факт.

Струнный транспорт в Космосе – задача уже завтрашнего дня, от решения которой зависит, будет ли у земной цивилизации будущее.



*А.А. Юницкий,
генеральный конструктор
ЗАО «Струнные технологии»*

так и в Космосе описан в предисловии к первой части монографии и во введении ко второй, каковые также, как и основная часть книги, оставлены мною без изменений. Всё то, о чём я говорил и писал, начиная с 1977 г., сегодня стало ещё актуальнее. Число автомобилей в мире близится к критическому максимуму, как и доля вредных для экологии производств. При этом уменьшается количество ресурсов на планете, а их добыча причиняет живой природе – биосфере планеты Земля – всё больший вред. Переход на струнный транспорт на Земле и вынос вредных производств при помощи струнного транспорта в околоземное космическое пространство как были тогда, так и остаются по сей день наиболее взвешенной,



обоснованной и проработанной программой инфраструктурного развития нашей земной технократической цивилизации.

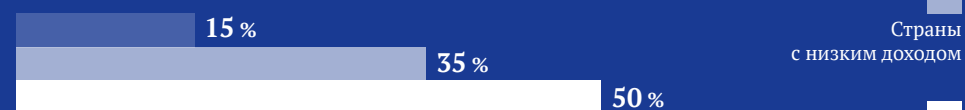
От способности человечества реализовать эту программу зависит его выживание, иначе через два-три поколения для нас, землян, наступит точка невозврата – мы убьём не только себя и наших детей, но и наш общий дом – биосферу планеты. Уверен, именно по этой причине предисловие к первой части книги и введение ко второй будут понятны и важны для самой широкой аудитории, а не только для специалистов в области транспорта.

Предисловие к изданию 2017 г. раскрывает сказанное здесь чуть более подробно, а также описывает основные вехи, пройденные на пути

к реализации струнных транспортных систем с момента первого издания монографии. Помимо этого, ознакомившись с ней и соотнеся имеющиеся там прогнозы с реальным статусом струнного транспорта, читатель ещё раз сможет убедиться в осуществлении этих и других прогнозов автора. Струнный транспорт на Земле – это факт. Струнный транспорт в Космосе – задача уже завтрашнего дня, от решения которой зависит, будет ли у земной цивилизации будущее. В этой книге мною изложены причины, почему данная задача имеет столь высокий статус, а также описано, как она решается.

С уважением,
инженер Анатолий Юницкий

Население Земли



Количество автомобилей



> 7,6 млрд человек
проживают на планете Земля

> 1 млрд автомобилей
насчитывает мировой рынок

Источники выброса CO₂ в атмосферу



≈ 32,5 гигатонн CO₂
выбрасывается в атмосферу в мире ежегодно

Источник:
Netherlands environmental
assessment agency

Предисловие к изданию 2017 года

Первое издание предлагаемой вашему вниманию научной монографии «Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе» вышло в 1995 г. Тогда струнные транспортные системы были преимущественно теорией, и практическое воплощение этой транспортно-инфраструктурной технологии ограничивалось лишь действующей моделью в масштабе 1 : 10. Вместе с тем уже к тому времени были сформированы полноценные инженерные и научные школы по данному направлению. Работа этих школ подготовила условия для создания полномасштабных тестовых участков эстакадных струнных транспортных систем, в 2017 г. представленных в Республике Беларусь широкому международному научному и инженерному сообществу. Это стало возможным только потому, что в 2000 г. в г. Москве, в ОАО «Научно-производственная компания Юницкого» автором настоящей монографии была создана ещё одна школа – проектно-конструкторская.



Струнный транспорт – это не система, а самый сложный комплекс, в который входят примерно десяток систем и ещё больше подсистем.

Сейчас только в ЗАО «Струнные технологии» в г. Минске, входящем в международный холдинг SkyWay, имеется 15 конструкторских бюро, в которых трудятся более 300 учёных, инженеров, конструкторов, архитекторов и дизайнеров.

Их профиль работы:

- рельсо-струнные транспортные эстакады;
- подвижной состав (грузовые, городские и высокоскоростные междугородные электромобили на стальных колесах – пассажирские юнибусы, юникары и юнибайки, а также грузовые юнитраки и юнитрансы);
- инфраструктура «второго уровня» – станции, вокзалы, грузовые терминалы, депо, иное, а также автоматизированные системы безопасности, управления, энергообеспечения и связи.

Поэтому струнный транспорт – это не система, а самый сложный комплекс, в который входят примерно десяток систем и ещё больше подсистем.

На территории демонстрационно-сертификационного центра SkyWay (в предыдущей терминологии – струнных дорог) в г. Марьино Горка, что в 60 км от Минска, показаны промышленные образцы городского и прогулочного пассажирского, а также грузового рельсо-струнных комплексов.

На участке лёгкого струнного комплекса с эстакадой протяжённостью 800 м уже достигнута скорость, превышающая 100 км/ч.

Подтверждены все основные инженерные расчёты по надземным рельсо-струнным путевым структурам эстакадного типа, представленным в первой части настоящей монографии.

Нет никаких сомнений, что уже к моменту выхода этой книги будут достигнуты скорости 150 км/ч, а в самом ближайшем будущем мы покорим и заявленный рубеж в 500 км/ч – скорости, достаточной для того, чтобы вывести наземный транспорт на качественно новый уровень.

Надеюсь, что вы сможете оценить тот огромный труд, который был проделан автором публикации, а также созданными и возглавляемыми им научной, инженерной и проектно-конструкторской школами. Текущий этап развития струнных транспортных комплексов вдохновляет и на практике подтверждает истинность исходной гипотезы. Поэтому в будущее мы смотрим с уверенностью в том, что струнный транспорт – наиболее перспективное направление развития мировой транспортно-инфраструктурной отрасли.

Существующие инфраструктурные решения исчерпали себя, перестали отвечать требованиям времени и не открывают новых возможностей. Действующий транспорт не столько является средством решения проблем, сколько их источником. Ежегодно в автомобильных авариях на планете погибают около 1,5 млн человек, а более 10 млн

получают увечья и становятся инвалидами. «Закатаны» в асфальт и «похоронены» под шпалами плодородные почвы, по площади равные пяти Великобританиям. А на территории, на порядок большей, почвы деградированы и загрязнены канцерогенами. Все мы забыли о том, что не получили Землю в наследство от наших предков, а взяли её взаймы у наших потомков.

Транспорт – автомобили, авиация, железные дороги, вертолёты, корабли и ракеты, промышленные конвейеры, нефте- и газопроводы, а также связанные с ними промышленность и инфраструктура – является одним из основных источников загрязнения окружающей среды и представляет наибольшую экологическую опасность. Существующие транспортные артерии перегружены, актуальные скорости транспортировки пассажиров и грузов явно

неудовлетворительны, а строительство новых коммуникаций непосильно для целого ряда стран и регионов из-за дороговизны.

Все это препятствует поступательному развитию мировой экономики и обуславливает неравномерность распределения социальных и инфраструктурных благ среди населения планеты. Струнный транспорт, особенно его транспортно-инфраструктурная составляющая, которая будет реализована в XXI веке в виде мировой сети Трансет общей протяжённостью в десятки миллионов километров, аналогично его «старшему брату» Интернету обеспечит возможность комплексного решения этих общемировых проблем. Он способен удовлетворить весь спектр коммуникационных потребностей (не только транспортных, но также энергетических и информационных) и при этом является гораздо более экономичным и эффективным, чем все

существующие альтернативы. К тому же он отличается высоким уровнем безопасности, долговечностью и не наносит вреда окружающей среде.

В городе юнибусы и юникары смогут перемещаться со скоростью до 150 км/ч, они разгрузят существующие дороги, снизят уровень шума и эмиссию вредных веществ в атмосферу. В междугородном сообщении для высокоскоростных юнибусов и юнилётов достижимы скорости до 500–600 км/ч, а при особой конструкции, в форвакуумном туннеле, – и до 1250 км/ч. При этом стоимость строительства всех видов наземного струнного транспорта (городского, грузового, высокоскоростного и гиперскоростного) в несколько раз ниже, чем у других транспортных систем «второго уровня», сопоставимых по скорости и объёмам перевозок.

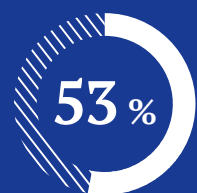
Возможность возведения в местностях со сложным рельефом

Струнный транспорт может стать идейной и технической основой сплочения общества.

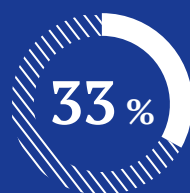
и климатом, малые площади землеотвода, сохранение естественно-природных ландшафтов, универсальность и интегрируемость с линиями связи, электропередач – далеко не все преимущества струнных дорог. Учитывая это, можно с уверенностью утверждать, что повсеместное применение таких систем способно обеспечить стремительный и масштабный рост в социально-экономической жизни любой страны и всего мира.

Струнный транспорт может стать идейной и технической основой сплочения общества. Это также

Группы пострадавших в результате автокатастроф



Водители и пассажиры легковых автомобилей



Пешеходы

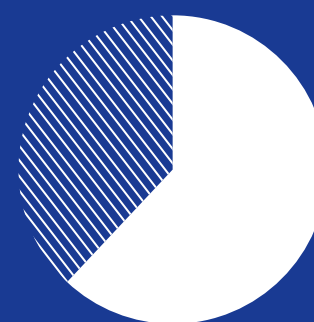


Велосипедисты и мотоциклисты



Водители и пассажиры грузовиков и автобусов

62 % всех погибших в ДТП приходится на 10 стран



Индия
Китай
США
Россия
Бразилия
Иран
Мексика
Индонезия
ЮАР
Египет



≈ 1,5 млн человек

погибают в ДТП ежегодно

Источник: Всемирная организация здравоохранения

Создание ОТС откроет перед человечеством безграничные перспективы для освоения космоса.

подтверждено на практике. В период с 2014 по 2017 г. – всего за три года с момента анонсирования автором монографии программы по народному финансированию строительства тестовых участков струнного транспорта – проект сумел

собрать вокруг себя около миллиона участников из 237 стран и территорий мира (больше, чем в ООН). Все эти люди так или иначе содействуют развитию технологии, более 300 тыс. из них уже стали инвесторами. Это произошло без масштабных рекламных кампаний и поддержки со стороны государства.

Поэтому можно только представить те колоссальные возможности для консолидации общества, которые заключают в себе струнные транспортные технологии, которые не замыкаются только на SkyWay, если предложить их повсеместное внедрение на уровне государственной или международной программы.

Наука не имеет срока давности, не стоит её подстраивать или перестраивать под нынешние конъюнктуры.

В самой сути транспорта лежит объединение людей. Струнный транспорт может выполнять это предназначение не только на локальном, но и на общепланетарном уровнях. Описание соответствующей транспортной системы для индустриального освоения и заселения космоса, также струнной, представлено во второй части данной научной монографии.

Общепланетарное транспортное средство (ОТС) – это геокосмический транспортно-инфраструктурный комплекс многоразового использования для безракетного освоения ближнего космоса. Он позволит за один рейс выводить на орбиту порядка 10 млн тонн грузов и 1 млн человек, которые

будут задействованы в создании и функционировании околоземной космической индустрии в будущем. Для достижения того, что способно сделать ОТС за один год, современной мировой ракетно-космической отрасли, в которую уже вложены триллионы долларов, потребуется порядка миллиона лет. За один год ОТС сможет выходить в космос до 100 раз. При этом затраты на доставку каждой тонны полезного груза на заданную орбиту будут в тысячи раз ниже, чем современными ракетами-носителями.

Создание ОТС откроет перед человечеством безграничные перспективы для освоения космоса, куда в короткое время можно будет переместить всё вредное производство с нашей родной планеты, загрязняющее земную биосферу. Подобные идеи сегодня набирают популярность, так как для индустрии космос – это практически неисчерпаемый источник энергии, сырья, пространственных ресурсов и принципиально новых технологических возможностей (невесомость,



глубокий вакуум и др.), позволяющих производить продукцию более высокого, чем на Земле, качества по более низкой цене и без ущерба нашему общему дому – биосфере.



Кроме того, это даст возможность окончательно решить экологические проблемы и обеспечить комфортную среду существования для новых поколений.

Проект ОТС разработан автором монографии около 40 лет назад и за это время многократно исследован и проверен расчётными методами. Все инженерные решения, применяемые в проекте, широко известны, апробированы на практике и реализованы в настоящее время в промышленности. Бюджет проекта составит около 2 трлн USD при сроке реализации порядка 25 лет.

На сегодняшний день на планете практически не осталось места, где бы не было проблем, связанных с транспортом. Моя инженерная школа предлагает технологии, которые позволяют решить их,

преобразить жизнь в лучшую сторону и задать вектор развития цивилизации на многие столетия вперед! Мы уже достигли существенных результатов, перешли от чистой науки к производству и коммерческой реализации струнных транспортных систем. Мы продолжаем работать, развиваться, расти и готовы прийти в любое место, в любую страну, для которой не чуждо чувство ответственности за будущее – своё и всей планеты.

Автор сознательно не стал править свой предыдущий научный труд, написанный им около 30 лет назад и изданный в 1995 г. Поэтому первое издание монографии, в том числе его предисловие, не претерпело никаких изменений. Добавлены лишь новые иллюстрации и фотографии, чтобы показать,

как с годами эти теоретические научные изыскания пробивали путь к практической реализации в металле, бетоне и композитах.

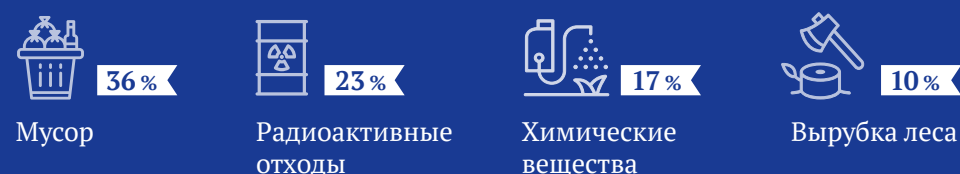
Наука не имеет срока давности, и не стоит её подстраивать или перестраивать под нынешние конъюнктуры – под реактивные полеты на Луну за гелием-3 или на Марс, чтобы создать там колонию и умереть в скафандре не только от собственных испражнений, но также из-за отсутствия нашего земного воздуха и нашей земной полноценной еды.

С любовью,
Анатолий Юницкий

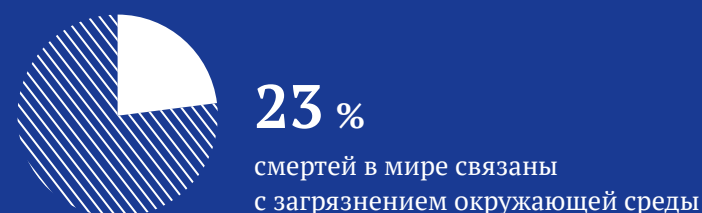
Источники загрязнения воздуха



Источники загрязнения почвы



Источники загрязнения воды



Источник:
Всемирная организация здравоохранения

**История струнных
технологий Юницкого
с позиций ТРИЗа –
Теории решения
изобретательских задач**



История струнных технологий Юницкого с позиций ТРИЗа – Теории решения изобретательских задач

Паренёк из глухой деревеньки Крюки, расположенной в центре болот белорусского Полесья на Гомельщине, в шесть лет увлёкся космосом. Он ещё ничего не знал о Константине Циолковском, не читал ничего о Фон Брауне и Сергее Королёве; ещё не совершил свой исторический полёт первый космонавт Юрий Гагарин... А мальчишка, сам не зная почему, начал рисовать и конструировать ракеты.

И не только конструировать, но и запускать их «в космос». В качестве «горючего» использовал расчёски, которые горели не хуже пороха, обрывки советских кинолент, которые выбрасывал киномеханик во время перемотки лент, готовясь к демонстрации фильма в сельском клубе. Но наиболее пригодным для этой

цели оказался немецкий бездымный порох, похожий на длинные макаронины. Малолетний Кулибин находил его в большом количестве на месте взорванного партизанами немецкого оружейного склада возле железнодорожной станции Посудово – всего в 8 км от родной деревни.

Это занятие было небезопасным. На месте бывшего склада оружия



Он не сомневался и твёрдо верил: будущее человечества – только космос.

1949 г.

1951 г.

1953 г.

1955 г.

1957 г.

1959 г.

1961 г.

1963 г.

возвышались кресты, специально установленные как предупреждающие знаки для тех любознательных мальчишек, которые пробовали разбирать найденные там снаряды и мины и подрывались на них. Однако это не останавливало юного самоделкина, хотя он и понимал, что ходит каждый раз по минному полю. Старался быть очень осторожным.

Походы те совершались в середине 1950-х годов, а того паренька звали Анатолий Юницкий.

В 1962 г. семья переехала в Казахстан, в г. Джезказган, в поисках лучшей жизни: в своей деревне матери с двумя детьми да без хозяйина прожить было невозможно. Недалеко от того места, где они обосновались, находился космодром Байконур. И, видя, как взлетают настоящие ракеты в небо, ещё сильнее стал интерес Анатолия к ракетам. Он уже конструировал более сложные аппараты, чем раньше. Разработал технологию монтажа корпусов моделей ракет и стабилизаторов из ватмана и канцелярского клея – единственно доступных материалов для школьника тех лет. А твёрдотопливные двигатели, температура в которых достигала тысячи градусов, изготавливал из изобретённых им многослойных композитов – пропитанной специально подобранным клеем промокашки, которую наматывал на самим же



придуманную оправку. Экспериментальным путём создал состав чёрного дымного пороха из компонентов, что продавались в аптеках и хозяйственных магазинах. Когда Толя учился в восьмом классе, его многоступенчатые ракеты уже были способны подниматься в высоту на несколько километров. Имелись у него и свои «космонавты» – серые мышки, которые потом спускались на парашютах, сделанных из папиросной бумаги.

Быстро пришло к Анатолию Юницкому понимание несовершенства и недостатков ракет. И не только в его моделях. Он заметил однажды, что об очередном старте ракеты

с Байконура, до которого было более 200 км, можно узнать не только из завтрашних газет, но и по резкой перемене погоды – и не в лучшую сторону. В то время об успешном запуске сообщали в прессе, а когда что-то срывалось, замалчивали.

Получив начальные знания по физике и математике, участвуя в многочисленных математических олимпиадах, изучив досконально труды Циолковского, Анатолий Юницкий приступил к самостоятельному анализу ракетного пути освоения космоса. Увлёкся научной фантастикой, стал изучать научные труды зарубежных учёных и изобретателей. Он не сомневался и твёрдо верил: будущее человечества – только космос.

Но его, к сожалению, ждало разочарование.

Оказалось, что энергетический КПД ракеты-носителя, если учитывать дополнительные затраты энергии на получение компонентов топлива и на сбрасываемые одно-разовые элементы конструкции, – ниже 1 %. Даже у современного паровоза КПД был выше – 15 %. А КПД фотонного корабля, с помощью которого фантасты бороздили просторы Вселенной, вообще оказался значительно менее одной тысячной процента. Это открытие – он сам выполнил все необходимые расчёты – ошеломило юного учёного.

Перед Анатолием сразу же открылись и стали понятны экологические проблемы ракетного пути освоения космоса: изменение и нарушение климата, магнитные бури, резкое похолодание или жара.

Космические научно-технические достижения – чрезмерная мощность реактивных двигателей ракеты-носителя (порядка 100 млн лошадиных сил), высокие скорости истечения реактивной струи (во много раз выше скорости самой быстрой пули), высокие температуры продуктов горения (в два раза выше температуры в мартеновской печи) – не только не вдохновили изобретателя, а наоборот, сильно его огорчили и привели в недоумение. Ведь вся эта ракетная мощь выбрасывалась не просто в земной атмосфере, в которой мы все живём, а в наиболее ранимых и уязвимых разрежённых её верхних слоях – в озоновом слое и ионосфере.

1965 г.

1967 г.

1969 г.

1971 г.

1973 г.

1975 г.

1977 г.

1979 г.



Перед Анатолием сразу же открылись и стали понятны экологические проблемы ракетного пути освоения космоса: изменение и нарушение климата, магнитные бури, резкое похолодание или жара. Всё усугублялось чрезвычайно высокой токсичностью ракетного топлива и продуктов его горения: некоторые виды топлива оказались настолько ядовитыми, что достаточно всего 2 мг, чтобы убить человека.

Ещё больше удивился Анатолий Юницкий, когда осознал, какую транспортную работу способна выполнить ракета-носитель. Ведь ракета – всего лишь транспортное средство, и не более того. Средство!

Если подсчитать, применяя элементарную математику, то окажется, что за несколько десятилетий в космос (на околоземные орбиты на высотах около 300 км) усилиями всего человечества выведено всего лишь около 10 тыс. тонн полезных грузов. За эти же годы такой же объём грузов и на такое же 300-километровое расстояние на Земле перевезёт... всего лишь одна лошадь, запряжённая в одну-единственную телегу.

Поэтому и напрашивается парадоксальный и неутешительный вывод: все достижения современной космонавтики обеспечены одной-единственной (при этом безумно дорогой, даже не золотой,

Выйдя за рамки простого обывателя, Анатолий Юницкий спросил себя: «А что произойдёт, если транспортная система поднимется в космос, а её центр масс при этом останется на месте, то есть на Земле?»



И тут же пришёл ответ: «Тогда исчезнет запрет на использование внутренних сил системы, и после этого уже можно будет создать самый экологически чистый космический транспорт».

а бриллиантовой) «космической телегой». Да, именно телегой, которую тащит такая же бриллиантовая «космическая лошадь», имеющая коэффициент полезного действия на порядок меньший, чем у паровоза, и более опасная, чем самая ядовитая змея.

Так Анатолий разрушил, как говорят, собственными руками, свои же юношеские мечты о светлом будущем – космических городах, орбитальных заводах и электростанциях. Их ведь нельзя построить и потом обслуживать с помощью одной лишь «телеги». И поэтому неудивительно продолжение краха его иллюзий. Когда Юницкий через 15 лет публикует свои выводы и рассуждения в советских научно-популярных жур-

налах, им пристально интересуется ведомство, именуемое КГБ. Причины? Их две. Первая – он осмелился усомниться в грандиозных достижениях советской космической науки и техники. Вторая – предложил лженаучный путь неракетного освоения космоса.

Анатолий ещё больше углубляет свои знания. Он поступает в Тюменский индустриальный институт по специальности «инженер путей сообщения (автомобильные дороги и сооружения)». В дальнейшем пригодятся полученные в учебном заведении знания по сопротивлению материалов, теории упругости, теоретической механике, строительной механике, физике, высшей математике, проектированию висячих и вантовых

мостов, теории механизмов и машин и другим предметам.

Для студента Юницкого открылись величайшие возможности для исследований. Он начинает понимать, что наиболее экологически чистый способ выхода в космос с поверхности планеты – использование в качестве движителя внутренних сил космической транспортной системы так называемого «принципа барона Мюнхгаузена». Всем известно, что находчивый барон вытащил себя и коня из болота, потянув себя за собственную косичку.

Казалось бы, фантастика, сказка, и подобное практически нереализуемо. Но Анатолий именно в этом и увидел главное преимущество: данный принцип хорош тем, что

транспортная система «Мюнхгаузен – конь», поднимаясь вверх, не опираясь на внешнюю среду и поэтому никак не могла взаимодействовать с ней, то есть являлась абсолютно экологически чистой по отношению к окружающему миру.

Здесь, правда, есть одна оговорка. Барон не учился в советской школе и поэтому не мог знать, что он нарушил один из законов сохранения: нельзя за счёт внутренних сил системы переместить центр масс системы в пространстве. Мы же понимаем, что барон мог только оторвать себе косичку или сломать руку, но никак не смог бы вытащить из болота себя и коня.

Выйдя за рамки простого обывателя, Анатолий Юницкий спросил

1981 г.

1983 г.

1985 г.

1987 г.

1989 г.

1991 г.

1993 г.

1995 г.

ЭЭ
Данная конструкция может стать устойчивой только в одном случае: если она будет растянута, то есть если будет струнной.

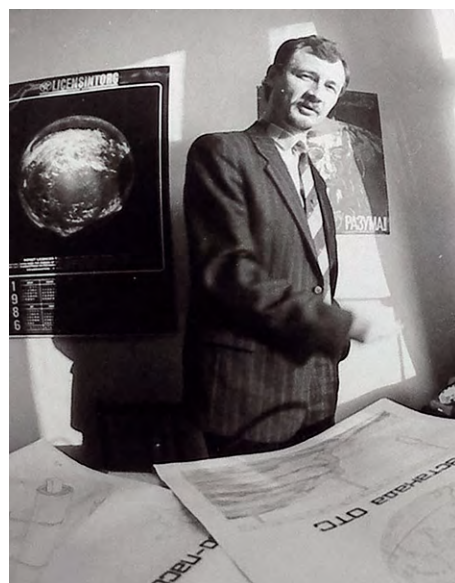
себя: «А что произойдёт, если транспортная система поднимется в космос, а её центр масс при этом останется на месте, то есть на Земле?» И тут же пришёл к нему ответ: «Тогда исчезнет запрет на использование внутренних сил системы, и после этого уже можно будет создать самый экологически чистый космический транспорт».

На первый взгляд кажется, что у этой задачи нет решения. Но, по Юницкому, оно есть, и очень даже простое. Космический аппарат необходимо сделать не в виде ракеты, а в форме кольца. А кольцо это надеть на земной шар по экватору. Оно может увеличиваться в диаметре и достигать высоты 300 км и более, для чего необходимо его растянуть примерно на 5 %, ведь начальный диаметр кольца равен диаметру планеты – 12 756 км. В обоих случаях – кольцо лежит на поверхности планеты или кольцо находится на орбите –

центр масс транспортной системы останется на одном и том же месте, так как всё время будет совпадать с центром масс планеты.

Возникает вопрос: а как же увеличить диаметр кольца? Можно, к примеру, его надуть, как воздушный шарик. Однако понятно, что давление газа в этом случае должно быть равно миллиардам атмосфер, и известно, что ни один материал стенок кольца не выдержит такого давления.

Самонесущей подобная конструкция, как в одной из идей Николы Теслы, где он предложил построить вокруг экватора безопорный мост, также не сможет быть, потому что



это равносильно строительству арочного моста с пролётом, равным диаметру Земли, то есть более 12 тыс. км. Но таких прочных материалов не существует в природе, да и сжатая чудовищными нагрузками конструкция потеряет устойчивость, так как поперечные её размеры будут бесконечно малы в сравнении с длиной. Даже если допустить, что в поперечнике этот тор составляет 10 м, то отношение этого поперечного размера к длине кольца (40 тыс. км) будет равно 1 : 4 000 000.

Данная конструкция может стать устойчивой только в одном случае: если она будет растянута, то есть если будет струнной. Причём эту



конструкцию необходимо растянуть внутренними, а не внешними силами. Технически это допустимо сделать с помощью центробежных сил, если внутри тора выполнить кольцевой вакуумный канал, охватывающий планету, внутри которого разместить бесконечный (также кольцевой, охватывающий планету) ротор, подвешенный магнитным полем без касания стенок.

Когда с помощью линейного электродвигателя ротор разогнать внутри вакуумного канала, то есть вокруг Земли, до первой космической скорости, то он станет невесомым. Если же его продолжать раскручивать дальше, появится избыточная центробежная сила, которая будет стремиться увеличить диаметр кольца. Если же эта сила превысит вес конструкции, то каждый погонный её метр начнёт подниматься вертикально вверх, и кольцо, бесшумно увеличиваясь в диаметре и, соответственно, растягиваясь, за пару часов займёт круговую орбиту, например, на высоте 300 км. Подняв в космос за один рейс миллионы тонн грузов и, если это необходимо, миллионы пассажиров.

Найдя принципиальное решение, уже инженер Анатолий Юницкий продолжил разрабатывать конструкцию Общепланетарного транспортного средства (ОТС) на инженерном и конструкторском уровнях.

1997 г.

1999 г.

2001 г.

2003 г.

2005 г.

2007 г.

2009 г.

2011 г.



«Наступил следующий мысленный шаг изобретателя: «А почему бы на эту струнную эстакаду не поставить рельсовый автомобиль, а саму эстакаду не упростить до рельса-струны?»»

В 1986 г. он становится членом Федерации космонавтики СССР, а в 1988 г. проводит в г. Гомеле

Первую международную научно-техническую конференцию «Безракетная индустриализация космоса: проблемы, идеи, проекты», где ОТС стало основным проектом будущей индустриализации космоса. Создает свою научную школу и публикует в 1995 г. первую научную монографию «Струнные транспортные системы: на Земле и в космосе».

Одержимо работает над проектом. И в это же время на него обрушивается шквал критики, недоброжелатели со всех сил стараются сбить его с избранного пути. Их главный довод нереальности проекта заключался в том, что для его осуществления – сооружения эстакады вокруг Земли, с которой и должна

2013 г.

2015 г.

2017 г.

2019 г.

2021 г.

2023 г.

2025 г.

2027 г.

«Весь наш материальный мир, вся наша Вселенная – всё сводится к одной Конструкции, созданной Богом: она собрана из мельчайших квантовых струн.»

стартовать ОТС, – не хватит строительных материалов.

Для того чтобы опровергнуть эти сомнительные аргументы, Юницкому пришлось заниматься оптимизацией эстакады. И это принесло свои плюсы. Оптимизация привела к облегченной струнной конструкции, для сооружения которой хватило бы бетона, уложенного в плотину всего лишь одной Саяно-Шушенской ГЭС, и металла, который ушел всего лишь в каждый двадцатый автомобиль, изготовленный на планете Земля.

Наступил следующий мысленный шаг изобретателя: «А почему бы на эту струнную эстакаду не поставить рельсовый автомобиль, а саму эстакаду не упростить до рельса-струны?»

Шаг за шагом – и так появился струнный транспорт Юницкого. Он предполагает два типа исполнения: навесной (рельсовый автомобиль стоит на двух струнных рельсах) и подвесной (автомобиль подвешен снизу струнной путевой структуры, состоящей из одного или двух струнных рельсов), а также пять классов исполнения: сверхлёгкий, лёгкий, средний, тяжёлый и сверхтяжёлый для диапазона скоростей от 40 до 500 км/ч.

Развитие струнных несущих конструкций привело в дальнейшем к созданию струнных мостов и эстакад, струнных взлётно-посадочных полос, струнных высотных зданий, струнного вакуумного стекла и других, самых различных струнных технологий. Известно, что струнные конструкции широко используются Создателем. Например, трубчатые кости нашего скелета такие прочные потому, что они выполнены струнными: одни волокна в них растянуты (предварительно напряжены), другие – сжаты.

Действительно, весь наш материальный мир, вся наша Вселенная – всё сводится к одной Конструкции, созданной Богом: она собрана из мельчайших квантовых струн.

Одна из глав документального романа Анатолия Боровского «Юницкого небесные дороги» / 2-е изд., доп. и перераб. – Гомель: ОАО «Полеспечать», 2014. – С. 300–306.

История SkyWay в иллюстрациях



34



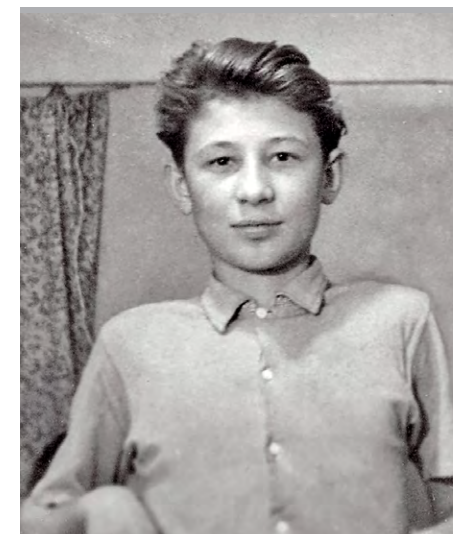
Эдуард Петрович и Юлия Степановна Юницкие
с девятимесячным сыном Толиком, 1950 г.



3-й класс Крюковской средней школы.
В центре – учительница Полина Александровна
и её любимый ученик Толя Юницкий, май 1959 г.



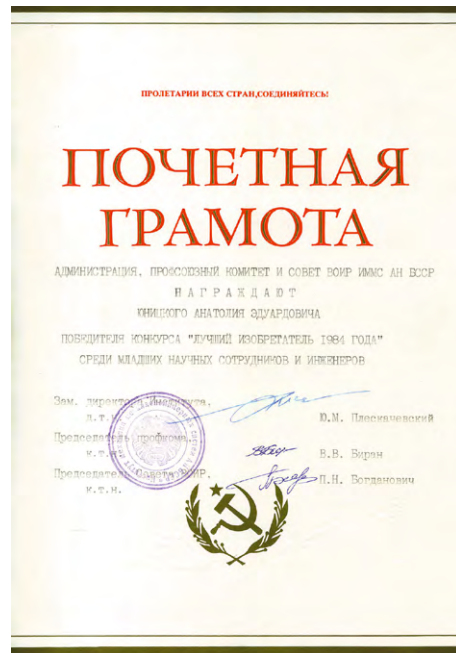
Толя Юницкий с сестрой Тамарой, 1954 г.



Толя Юницкий, 1963 г.



Первая награда Анатолия Юницкого: грамота за действующую модель ракетодрома, январь 1966 г.



Почётная грамота Анатолия Юницкого – победителя конкурса «Лучший изобретатель 1984 г.»



Авторские свидетельства А.Э. Юницкого



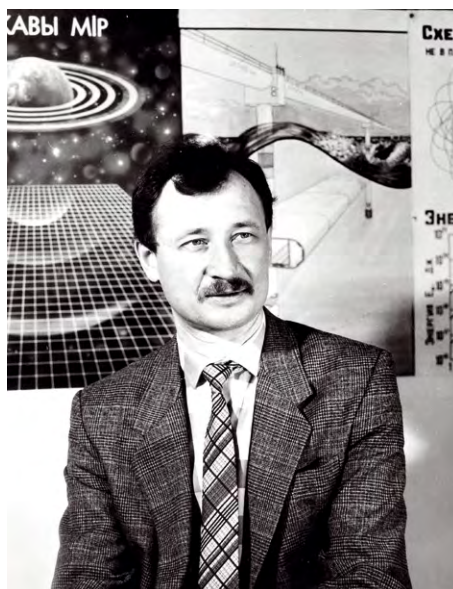
Средства массовой информации о проектах струнного транспорта и ОТС, разработанных инженером А.Э. Юницким



Из публикации в журнале «Беларусь», март 1987 г.



Институт механики
металлополимерных систем
АН БССР, 1987 г.



Конференция «Безракетная
индустриализация космоса: проблемы,
идеи, проекты», г. Гомель, апрель 1988 г.



Кадр из фильма «В небо на колесе» киностудии «Беларусьфильм», 1989 г.



Монография А.Э. Юницкого
«Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе», 1995 г.



Ярмарка «Инновации», г. Лейпциг, март 1995 г.



Продувка модели высокоскоростного юнибуса масштаба 1 : 5
в аэродинамической трубе, г. Санкт-Петербург, февраль 1996 г.



Грант Организации Объединённых Наций № FS-RUS-98-S01
на проект «Устойчивое развитие населённых пунктов
и улучшение их коммуникационной инфраструктуры
с использованием струнной транспортной системы», 1998 г.



СТЮ на выставке, организованной мэрией г. Москвы, май 1999 г.



Продувка модели двухкорпусного юнибуса масштаба 1 : 5
в аэродинамической трубе, г. Санкт-Петербург, октябрь 2000 г.



Выставка «Спецтранспорт-99», г. Москва, май 1999 г.



Первое испытание бирельсовой трассы и модели двухкорпусного юнибуса
масштаба 1 : 5, аэродром Тушино, декабрь 2000 г.



Презентация действующих моделей СТЮ масштаба 1 : 5 и 1 : 10 губернатору Московской области Борису Громову, г. Озёры Московской области, декабрь 2000 г.



Демонстрация действующей модели СТЮ масштаба 1 : 5 администрации и жителям Озёрского района, г. Озёры Московской области, январь 2001 г.



Чрезвычайный и Полномочный посол Малайзии Датук Яхья бин Баба ознакомился со СТЮ, музей-заповедник «Коломенское», г. Москва, январь 2001 г.



Презентация действующей модели СТЮ масштаба 1 : 5, музей-заповедник «Коломенское», г. Москва, январь 2001 г.



Работа над обводами высокоскоростного юнибуса масштаба 1 : 1,
г. Москва, март 2001 г.



Презентация действующей модели СТЮ масштаба 1 : 5
послу Филиппин в Российской Федерации, г. Москва, апрель 2001 г.



Презентация действующей модели СТЮ масштаба 1 : 5
представителям Минтранса Российской Федерации, г. Москва, май 2001 г.



Действующая модель СТЮ на 6-й национальной выставке
«Технологии из России – 2001», г. Москва, май 2001 г.



Анатолий Юницкий и Надежда Косарева на строящемся стенде «Путевая структура» испытательного полигона СТЮ, г. Озёры Московской области, июнь 2001 г.



Монтаж узлов второй анкерной опоры на строящемся стенде СТЮ «Путевая структура», г. Озёры Московской области, август 2001 г.



Продувка модели высокоскоростного юнибуса в аэродинамической трубе, г. Санкт-Петербург, август 2001 г.



Торжественный приём в посольстве Малайзии в честь Дня независимости Малайзии, г. Москва, август 2001 г.



Торжественный приём в посольстве Малайзии в честь Дня независимости Малайзии, г. Москва, август 2001 г.



Презентация строящегося стенда СТЮ «Путевая структура» первому заместителю министра транспорта Московской области Андрею Кокурину, г. Озёры Московской области, октябрь 2001 г.



Демонстрация пробных испытаний путевой структуры СТЮ губернатору Московской области Борису Громову, г. Озёры Московской области, октябрь 2001 г.



Губернатор Московской области Борис Громов посетил пробные испытания путевой структуры СТЮ, г. Озёры Московской области, октябрь 2001 г.



Пробные испытания путевой структуры СТЮ,
г. Озёры Московской области, октябрь 2001 г.



Губернатор Красноярского края Александр Лебедь посетил
официальную презентацию испытательного стенда СТЮ «Путевая структура»,
г. Озёры Московской области, октябрь 2001 г.

The image shows the cover of a grant agreement document. At the top, the UN-Habitat logo is displayed with the text "FOR A BETTER URBAN FUTURE". Below the logo, the text identifies the Center for Human Settlements (Habitat) of the United Nations, the Government of the Russian Federation, and the State Committee for Construction and Housing and Communal Services. The main title of the project is "GUARANTEEING SUSTAINABLE DEVELOPMENT OF POPULATED AREAS AND PROTECTION OF URBAN ENVIRONMENT USING CABLE TRANSPORT SYSTEMS". The project number "FS-RUS-02-S03" and the date "January 2002" are prominently displayed in the center, surrounded by a laurel wreath. At the bottom, there are two signatures: one from the UN-Habitat representative, A. Tibaidzuka, and one from the Russian representative, A. Sh. Shamuzafarov, Chairman of the Russian Construction Society.

Грант Организации Объединённых Наций № FS-RUS-02-S03
на проект «Обеспечение устойчивого развития населённых пунктов
и защита городской окружающей среды с использованием
струнной транспортной системы», 2002 г.



СТЮ на международной специализированной выставке городского транспорта «СитиТрансЭкспо», г. Москва, февраль 2002 г.



Демонстрация СТЮ первому заместителю министра транспорта Российской Федерации Анатолию Насонову на международной специализированной выставке городского транспорта «СитиТрансЭкспо», г. Москва, февраль 2002 г.



Рабочая поездка первого заместителя министра транспорта Российской Федерации Анатолия Насонова на испытательный полигон СТЮ, г. Озёры Московской области, март 2002 г.



Презентация проекта и действующей модели СТЮ на совещании в Госстрое России, г. Москва, декабрь 2004 г.



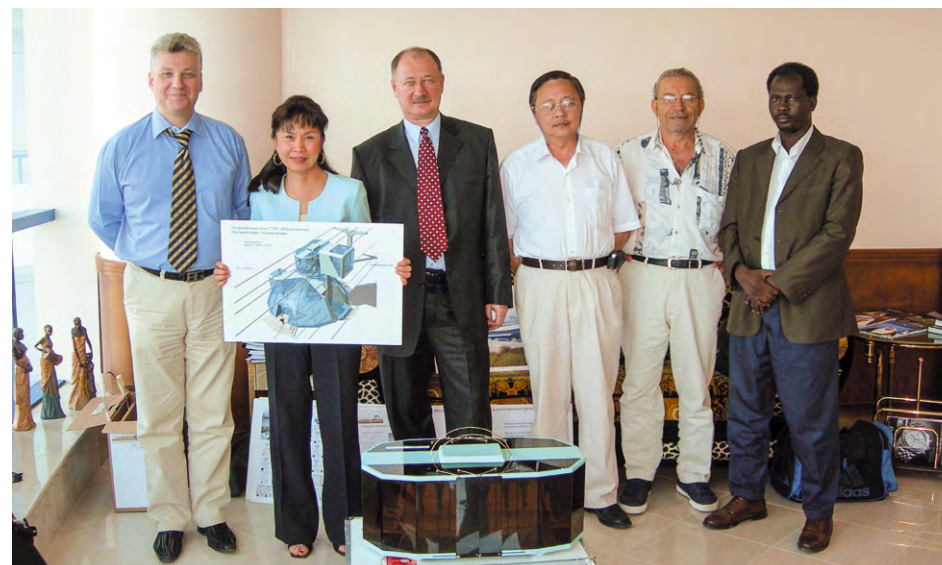
Презентация СТЮ генеральному директору муниципалитета г. Дубая,
г. Дубай, апрель 2005 г.



Презентация действующей модели подвешного СТЮ заместителю мэра
г. Хабаровска Виктору Новицкому и директору Исполнительного бюро
Центра ООН-Хабитат в г. Москве Владимиру Сторчевусу, г. Хабаровск, апрель 2006 г.



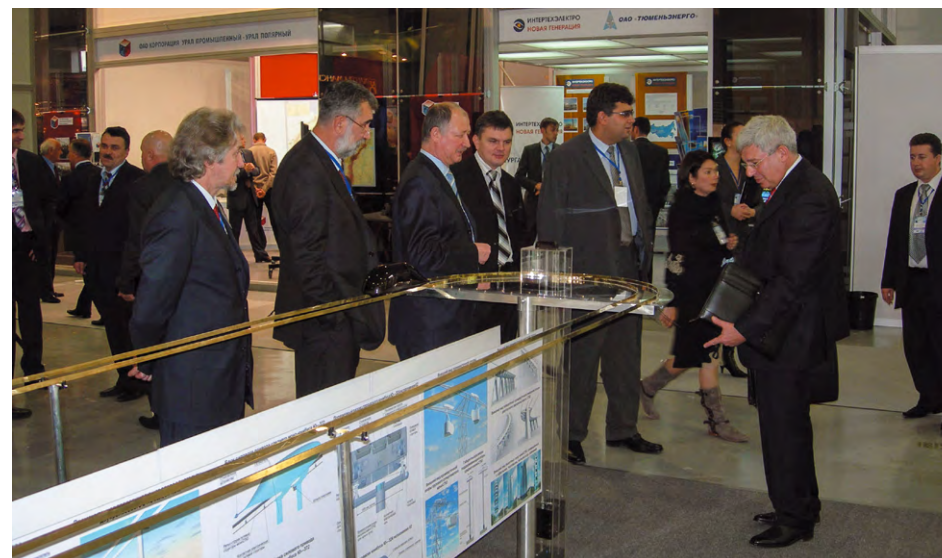
Демонстрация действующей модели СТЮ мэру г. Бишкека Арстанбеку Ногоеву,
г. Бишкек, февраль 2006 г.



Во время переговоров с партнёрами из Китая,
г. Шарджа, июль 2006 г.



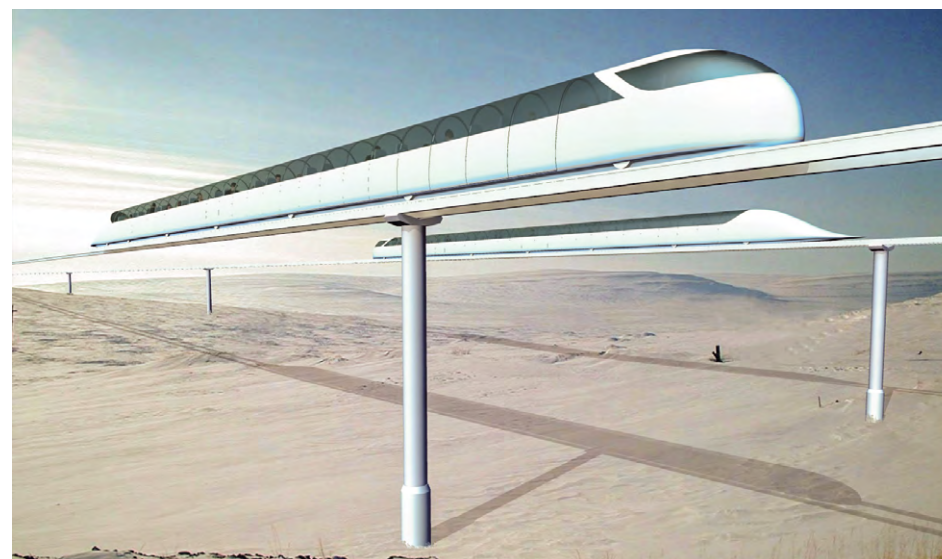
Презентация широкого применения СТЮ в условиях Крайнего Севера России губернатору ХМАО – Югры Александру Филипенко, г. Ханты-Мансийск, июль 2006 г.



ООО «СТЮ» на выставке инвестиционных проектов «Югра Инвест – 2007», г. Ханты-Мансийск, октябрь 2007 г.



Презентация проекта высокоскоростной трассы СТЮ Нижний Новгород – Москва губернатору Нижегородской области Валерию Шанцеву, г. Нижний Новгород, июнь 2007 г.



Высокоскоростной SkyWay (визуализация), 2008 г.



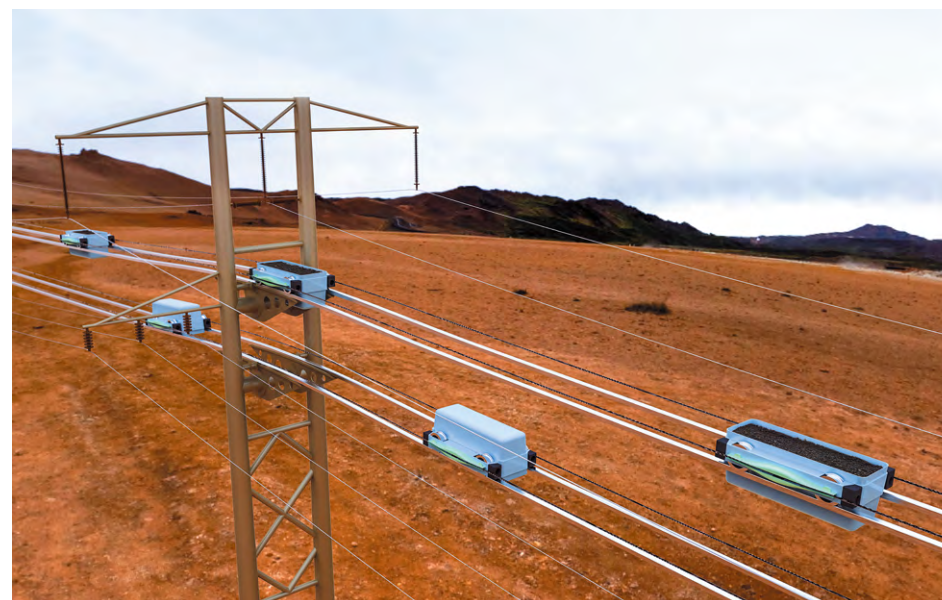
Высокоскоростная трасса Москва – Санкт-Петербург (визуализация), 2009 г.



Пассажирская станция SkyWay для подвесных юнибусов (визуализация), 2009 г.



Демонстрация испытательного стенда СТЮ бизнесмену Ахмаду из Ирана, г. Озёры Московской области, июль 2009 г.



Грузовая трасса SkyWay с канатным приводом в Австралии (визуализация), 2010 г.



Грузовая трасса SkyWay в Австралии для навесных юнитраков с пониженным центром тяжести (визуализация), 2010 г.



Высокоскоростной SkyWay (визуализация), 2011 г.



Городской навесной юнибус SkyWay большой вместимости (визуализация), 2011 г.



Городской навесной юнибус SkyWay (визуализация), 2011 г.



Грузовой навесной поезд SkyWay
на двухколейной струнно-ферменной эстакаде (визуализация), 2011 г.



Станция пересадки с высокоскоростного междугороднего на городской SkyWay
(визуализация), 2012 г.



Съёмка передачи «Мозговой шторм: новый транспорт»,
г. Москва, февраль 2013 г.



Международная научно-техническая конференция
«Технология SkyWay – ядро Евразийского развития», г. Минск, июнь 2014 г.



Городской навесной SkyWay в линейном городе на шельфе моря (визуализация), 2014 г.



Линейный город SkyWay на берегу моря (визуализация), 2014 г.



Подвижной состав SkyWay (визуализация), 2015 г.



Морской участок трассы SkyWay с провисающей путевой структурой (визуализация), 2015 г.



Рытьё котлованов под анкерную опору в ЭкоТехноПарке, г. Марьина Горка, август 2015 г.



Акция «Посади дерево» в ЭкоТехноПарке, г. Марьина Горка, октябрь 2015 г.



Нулевой километр SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, октябрь 2015 г.



Торжественное открытие нулевого километра SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, октябрь 2015 г.



Участники конференции, посвящённой открытию нулевого километра SkyWay, г. Минск, октябрь 2015 г.



Строительство пилонов первой анкерной опоры высокоскоростного SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, ноябрь 2015 г.



ЭкоФест SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, апрель 2016 г.



Посещение ЭкоТехноПарка SkyWay экс-главой Департамента планирования, транспорта и инфраструктуры Южной Австралии Родом Хуком, г. Марьина Горка, июнь 2016 г.



Коллектив ЗАО «Струнные технологии», г. Минск, 2016 г.



Генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий стал почётным вице-президентом Арабо-Словацкой торгово-промышленной палаты, г. Минск, февраль 2017 г.



Монтаж ферм путевой структуры городской системы, ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, февраль 2017 г.



Цех опытно-экспериментального производства SkyWay, г. Минск, февраль 2017 г.



Генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий с духовным лидером Тибета Далай-ламой XIV во время деловой поездки в Индию, г. Дхармсала, май 2017 г.



Генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий презентует трёхсекционный юникар на XI международной выставке «Транспорт России», г. Москва, декабрь 2017 г.



ЭкоФест SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, июль 2017 г.



Соглашение о комплексном сотрудничестве ЗАО «Струнные технологии» с учреждением «Российский университет транспорта» (МИИТ), г. Москва, декабрь 2017 г.



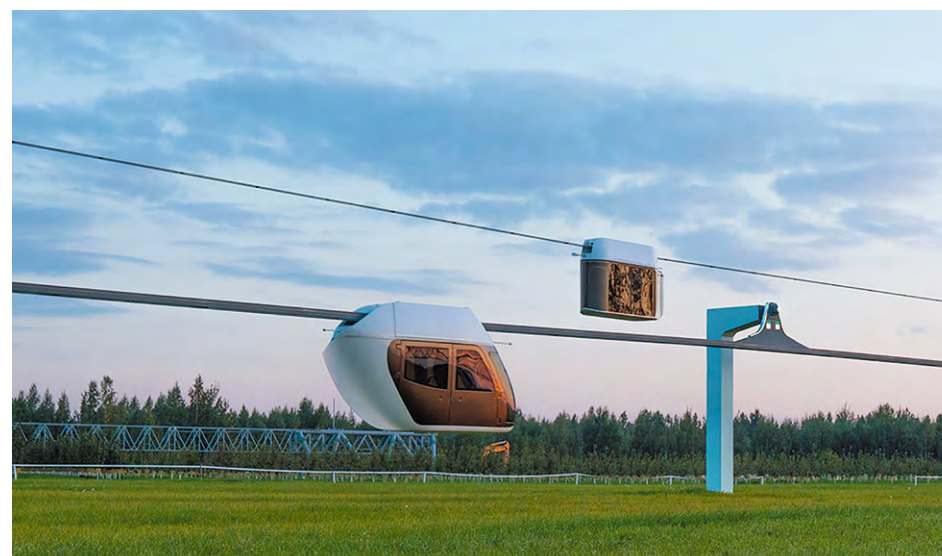
Генеральный директор ЗАО «Струнные технологии» Надежда Косарева, 2018 г.



Вручение сертификатов, подтверждающих соответствие применяемой в компании системы менеджмента качества требованиям международного стандарта ISO 9001:2015, а также национального стандарта Республики Беларусь СТБ ISO 9001-2015, генеральному директору ЗАО «Струнные технологии» Надежде Косаревой, г. Минск, март 2018 г.



Испытания юнитрака, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, 2018 г.



Юнибайк и юнибус, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, 2018 г.



Испытания бирельсового юнибуса, ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, 2018 г.



Новый образец подвижного состава SkyWay – юнивинд,
ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, 2018 г.



Грузовой комплекс SkyWay, на эстакаде которого располагаются две конструкции:
ленточный конвейер (юнитранс) и грузовые модули (юнитрак),
ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, 2018 г.



Испытания тяговых модулей бирельсового юнибуса U4-220,
ЭкоТехноПарк, г. Марьино Горка, 2018 г.



Международная выставка Railway Tech Indonesia 2018,
г. Джакарта, март 2018 г.



Международная выставка Future Cities Show 2018,
г. Дубай, апрель 2018 г.



Испытания юнибуса, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, май 2018 г.



Испытания юникара, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, май 2018 г.



ЭкоФест-2018: генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий выступает перед многотысячной аудиторией инвесторов из десятков стран мира, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, август 2018 г.



ЭкоФест SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, август 2018 г.



Работы по тестированию новых образцов подвижного состава SkyWay, ЭкоТехноПарк, г. Марьина Горка, сентябрь 2018 г.



Презентация проекта SkyWay «Юнимобиль» на специализированной выставке «ИнваЭкспо. Общество для всех», г. Москва, сентябрь 2018 г.



Проект Инновационного центра SkyWay
(SkyWay Innovation Center, SWIC) в Шардже, ОАЭ (визуализация), ноябрь 2018 г.



Торжественное открытие строительной площадки
Инновационного центра SkyWay в Шардже, ОАЭ, ноябрь 2018 г.

ПАССАЖИРСКИЙ		UNI WIND U4-651 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 2 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BIKE U4-621 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 2 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI CAR U4-430 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 6 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI CAR U4-430-T3 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 18 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-210 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 14 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-210-T2 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 28 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-210-T3 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 42 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-220 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 24 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-220-T2 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 48 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI BUS U4-220-T3 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 72 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
ГРУЗОВОЙ		HIGH-SPEED UNI BUS U4-365 ПАССАЖИРОВОСТИМОСТЬ: 6 чел. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 500 км/ч
		UNI TRUCK U4-131 ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬ: 1700 кг МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 150 км/ч
		UNI TRANS U4-100 ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬ: 65 кг/1 пог. м МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 36 км/ч
		UNI CONT U4-192-01 ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬ: 32 000 кг МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ: 120 км/ч

Модельный ряд созданных транспортных средств SkyWay, 2018 г.



Высокоскоростной юнибус SkyWay в первые продемонстрирован широкой аудитории на специализированной транспортной выставке InnoTrans, г. Берлин, сентябрь 2018 г.



Специализированная транспортная выставка InnoTrans, г. Берлин, сентябрь 2018 г.



Генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий и высокоскоростной юнибус – флагман модельного ряда SkyWay, г. Берлин, сентябрь 2018 г.



Генеральный конструктор SkyWay Анатолий Юницкий награждён словацкой международной Премией мира, г. Братислава, декабрь 2018 г.



Линейный город SkyWay (визуализация), 2018 г.



Линейный город SkyWay (визуализация), 2018 г.



Морской порт SkyWay (визуализация), 2018 г.



Общепланетарное транспортное средство (ИТС) (визуализация), 2018 г.

Оптимизация транспортной системы

92



Оптимизация транспортной системы*

Сегодня известно более 300 видов и вариантов транспортных систем. Однако какая из них наиболее близка к идеальной? И что такое идеальная транспортная система?

Если берётся груз в точке А, скажем, в Лондоне, и доставляется в точку В, например, во Владивосток, то энергетическое состояние груза при этом не изменяется: в точке В он имеет ту же высоту над уровнем моря и ту же нулевую скорость движения относительно поверхности земли. В данном случае с точки зрения физики полезная транспортная работа в гравитационном поле Земли равна нулю; в идеале затраты энергии на перемещение груза также должны быть равны нулю. А поскольку энергия всё-таки расходуется, то с позиций механики коэффициент полезного действия любой реальной наземной транспортной системы всегда будет равен нулю, так как если разделить ноль на какое-либо число, то в результате также получится ноль. Любое наземное транспортное средство расходует энергию не на полезную транспортную работу, а на преодоление сопротивления окружающей среды и на разрушение этой среды. Поэтому совершенствование транспорта должно быть направлено не на наращивание мощности двигателей, повышение грузоподъёмности и пассажироместности, увеличение скоростей, как это происходит сейчас, а на уменьшение сопротивления перемещению, в первую очередь – высокоскоростного перемещения (свыше 300 км/ч, так как многие виды сопротивления возрастают пропорционально квадрату и кубу скорости движения).

В таблице 1 представлен анализ основных видов сопротивления движению усреднённого высокоскоростного транспортного модуля, имеющего скорость движения 100 м/с (360 км/ч), массу 10 тонн (ёмкость модуля – 50 пассажиров) и площадь поперечного сечения (мидель) 5 м². Основное сопротивление движению такого транспортного средства – это аэродинамическое сопротивление, которое зависит не только от формы

* По материалам статьи А.Э. Юницкого «Оптимизация наземной транспортной системы», опубликованной в международном научном журнале «Проблемы машиностроения и автоматизации» (г. Москва). – 2005. – № 4. – С. 45–50.

Таблица 1 – Сопротивление движению усреднённого* высокоскоростного транспортного модуля

Показатель	Аэродинамическое сопротивление**			Колесо			Магнитный подвес + линейный электродвигатель (КПД 40%)	Воздушный подвес (КПД 30%)
	Мощность сопротивления, кВт	Расход топлива, т/год	Стоимость топлива, тыс. USD/год	Пневмошина (K _{к.к.} = 0,05)	Колёсная пара с коническими колёсами (K _{к.к.} = 0,001)	Колесо с независимой подвеской без конуса (K _{к.к.} = 0,0005)		
Одночный модуль	1120	1220	610	500	10	5	1700	2600
	1220	680	340	550	11	5,5	1800	2800
	610	340	170	275	5,5	2,75	900	1400
Парк модулей (10 млн шт.)	11 200	12 200	6 100	5 000	100	50	17 000	26 000
	12 200	6 800	3 400	5 500	110	55	18 000	28 000
	6 100	3 400	1 700	2 750	55	27,5	9 000	14 000

* Усреднённый транспортный модуль: скорость движения – 10 м/с (360 км/ч); масса – 10 т; вместимость – 50 чел. (6 т груза); коэффициент использования – 0,5 (12 ч/сутки); расход топлива – 0,25 кг/(кВт·ч); мидель салона – f_м = 5 м².

** Мощность аэродинамического сопротивления: W_{в.с.} = 1/2 ρ v² C_x f_м (где ρ – плотность воздуха, v – скорость движения, C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления, f_м – мидель салона).

*** K_{к.к.} – коэффициент сопротивления качению колеса.

**** Среднемировая стоимость топлива – 0,5 USD/кг.

корпуса модуля и качества его поверхности, но и от схемы его размещения относительно путевой структуры.

Монорельсовая схема подвеса, которая использована, например, в поезде на магнитном подвесе «Трансрапид», Германия (в таблице 1 – крайняя слева схема), имеет самое высокое значение коэффициента аэродинамического сопротивления C_x . Его значение при скорости 100 м/с не может быть ниже 0,3 из-за наличия «юбки», охватывающей несущую балку, и градиента скоростей в воздушном зазоре между движущейся со скоростью 100 м/с «юбкой» и неподвижной балкой. Минимально возможное значение C_x для модуля, размещённого в непосредственной близости от полотна (как у автомобиля), – 0,2 из-за эффекта экрана, который создаёт неподвижное дорожное полотно (в таблице 1 – средняя схема). Наименьшее значение $C_x = 0,1$ и менее – у бескрылого модуля, летящего на высоте 10 м и более (крайняя справа схема). В первом случае мощность аэродинамического сопротивления составит 1120 кВт (это мощность двух танковых двигателей), во втором случае – 620 кВт (мощность маневрового тепловоза), в третьем – 310 кВт (мощность двигателя современного скоростного легкового автомобиля).

Разница в мощностях аэродинамического сопротивления особенно существенна, если учесть масштабный фактор. Предположим, что в будущем на сети дорог в 10 млн км (протяжённость сети автомобильных дорог в мире сегодня превышает 30 млн км) будут эксплуатироваться 10 млн скоростных модулей (по одному модулю на 1 км трасс или по одному модулю на 600–800 жителей, т. е. примерно в 50 раз меньше, чем сегодня автомобилей). Тогда годовой расход топлива на аэродинамику составит 12,2 млрд тонн для модулей с «юбкой» и 6,8 млрд тонн для модулей типа автомобиля. Это превышает прогнозную добычу нефти – по данным Мирового энергетического совета, мировое потребление нефти достигнет в 2020 г. 5,3 млрд тонн. Стоимость годового потребления топлива скоростным транспортом при этом составит (исходя из средней мировой цены в 2005 г. – 0,5 USD/кг): в первом случае – 6,1 трлн USD, во втором – 3,4 трлн USD.

Приемлемые показатели только у бескрылого самолёта, названного автором «юнибус». Такой транспорт будет потреблять 3,4 млрд тонн горючего в год стоимостью 1,7 трлн USD. Сегодня это примерно соответствует мировому потреблению топлива транспортом (с учётом электрифицированных дорог: железных дорог, трамваев, троллейбусов, метро, поездов на магнитном подвесе, канатных и монорельсовых дорог, конвейеров, а также трубопроводного транспорта).

Разница в годовом расходе топлива по первой и третьей схемам достигнет 8,8 млрд тонн, или в стоимостном выражении 4,4 трлн USD.

Причём только «юбка», увеличивающая мидель скоростных модулей не менее чем на 1 м², даст перерасход топлива в размере 2 млрд т/год на сумму 1 трлн USD.

Невысокие характеристики также у транспортных средств, использующих воздушную подушку и магнитный подвес с линейным электродвигателем. Мало того, что у них очень плохая аэродинамика, так и система их подвеса очень чувствительна к зазору между полотном и «юбкой». При увеличении зазора, который, например, в «Трансрапиде», не должен превышать 10 мм, КПД привода резко падает и не превышает 40 %. Причём такой подвес чувствителен к загрязнениям в зазоре, в том числе в виде снега и льда. А с учётом КПД электростанций, где идёт первичная выработка электроэнергии, её потерь в линиях электропередач, многочисленных трансформаторных подстанциях, преобразователях, кабельном хозяйстве, электродвигателях суммарное энергетическое КПД такой системы составляет порядка 10 %, в то время как у современного паровоза КПД достигает 15 %. Если же говорить о расходе топлива, то его суммарное годовое потребление в последнем случае составило бы 18 млрд тонн при стоимости 9 трлн USD. К этим затратам топлива необходимо добавить и расход горючего, затрачиваемого на аэродинамику.

Колесо имеет лучшие характеристики среди других систем подвеса высокоскоростного модуля относительно путевой структуры. Однако резиновое (пневматическое) колесо плохо подходит для высоких скоростей, так как при скорости 100 м/с его сопротивление качению увеличивается и равно порядка 0,05 (т. е. его КПД = 95 %). Поэтому на преодоление этого сопротивления (в дополнение к аэродинамическому сопротивлению) потребуется дополнительная мощность двигателя усреднённого модуля в 500 кВт, что для указанного мирового скоростного парка модулей потребует дополнительного расхода топлива в 5,5 млрд т/год (2,75 трлн USD в год).

Наилучшие характеристики имеет стальное колесо, обладающее независимой («автомобильной») подвеской и цилиндрическим опиранием.

Маловероятно, что в XXI веке изобретут двигатель скоростного модуля с КПД более высоким, чем 99,9 %, поэтому в высокоскоростном транспорте стальное жёсткое колесо, вероятнее всего, будет лидировать в будущем как экономически более оправданное решение.

Наличие на современной железной дороге колёсной пары, у которой левое и правое колёса всегда будут иметь различия в диаметрах, а также наличие у них конической опорной поверхности приводит к проскальзыванию пары колёс относительно рельса, что увеличивает коэффициент сопротивления качению с 0,001 до 0,002. Цена этой разницы в 0,001 для упомянутого ранее парка модулей составит 110 млн тонн топлива в год стоимостью 55 млрд USD. За 100 лет эта разница составит 11 млрд тонн топлива стоимостью 5,5 трлн USD, хотя речь, казалось бы, идёт о такой «мелочи»: использовать колесо с КПД 99,9 % или 99,8 %?

Маловероятно, что в XXI веке изобретут движитель скоростного модуля с КПД более высоким, чем 99,9 %, поэтому в высокоскоростном транспорте стальное жёсткое колесо, вероятнее всего, будет лидировать в будущем как экономически более оправданное решение.

Сверхэкономичность юнибуса особенно наглядно видна при невысоких, традиционных для автомобильного транспорта скоростях движения – 100 км/ч. При устоявшемся движении на горизонтальном участке пути 50-местному юнибусу весом 10 тонн для поддержания скорости 100 км/ч необходима мощность двигателя в 9 кВт (из них – 6,6 кВт на аэродинамическое сопротивление, 1,5 кВт – на сопротивление качению стального цилиндрического колеса по стальному рельсу, 0,9 кВт составят потери в трансмиссии). При этом расход топлива на 100 км пути составит 2 л (или 0,04 л/100 пасс.-км, или 0,4 л/1000 пасс.-км), что экономичнее легкового автомобиля в 20–30 раз (лучшие легковые автомобили расходуют 1–1,5 л горючего на 100 пасс.-км при худших показателях комфортности, безопасности, экологичности), экономичнее самолёта в 200–300 раз (50-местный самолёт расходует на 100 км пути 500–700 л топлива).

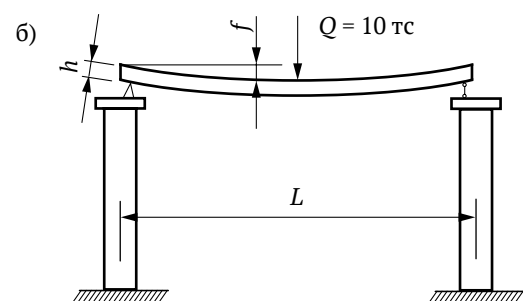
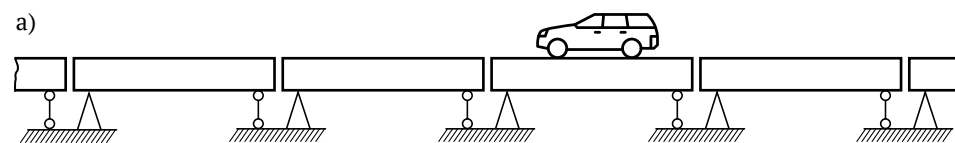
В XXI веке для создания мировой сети высокоскоростных дорог потребуется значительное количество ресурсов. Ведь только в России, территория которой на 3/4 состоит из болот, вечной мерзлоты, тайги и гор, а по площади в 1,8 раза превышает площадь США, нужно построить не менее 5 млн км новых дорог, чтобы только догнать Соединённые Штаты XX века.

Основные ресурсы, необходимые для создания сети скоростных дорог протяжённостью 10 млн км, показаны в таблице 2.

Наиболее значимый ресурс – отчуждаемая земля. При наземной прокладке трасс её потребуется около 50 млн га (500 тыс. км²), что равно суммарной площади таких стран, как Австрия, Венгрия, Греция, Дания, Израиль, Швейцария и Куба. При заниженной средней стоимости этой земли в 200 тыс. USD/га цена этого ресурса составит 10 трлн USD. Поэтому трассы необходимо прокладывать над землёй на опорах, на втором уровне.

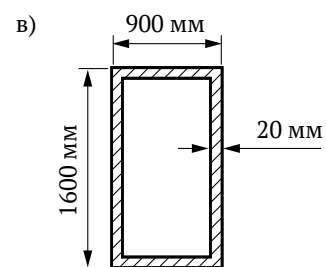
Таблица 2 – Основные ресурсы для создания сети скоростных многопутных дорог протяжённостью 10 млн км

Ресурс	Единица измерения	Наземная трасса				Надземная трасса				Струнные пролёты	
		Дорожное полотно		Рельсовая путевая структура	Для колёсного транспорта		Балочные пролёты (сталь)		Магнитная (воздушная) подушка	Струнные пролёты	
		асфальто-бетонное	железобетонное		полотно (эстакада)	монорельс					
1. Отчуждаемая земля (с инфраструктурой) (200 тыс. USD/га)	млн га млрд USD	50 10 000	50 10 000	50 10 000	50 10 000	30 6000	5 1000	5 1000	2 400		
2. Земляные работы (5 USD/м ²)	млрд м ³ млрд USD	200 1000	200 1000	200 1000	200 1000	20 100	10 50	10 50	5 25		
3. Железобетонные конструкции (500 USD/м ³)	млрд м ³ млрд USD	2 1000	50 25 000	10 5000	10 5000	100 50 000	5 2500	10 5000	2 1000		
4. Стальные конструкции (2000 USD/т)	млрд т млрд USD	0,1 200	4 8000	5 10 000	5 10 000	20 40 000	20 40 000	40 80 000	3 6000		
5. Щебёночная подушка (20 USD/м ³)	млрд м ³ млрд USD	50 1000	10 200	30 600	30 600	-	-	-	-		
6. Песчаная подушка (10 USD/м ³)	млрд м ³ млрд USD	50 500	50 500	20 200	20 200	-	-	-	-		
7. Асфальтобетонное покрытие (100 USD/т)	млрд т млрд USD	100 10 000	-	-	-	3 300	-	-	-		
Всего (для сети дорог)	трлн USD	23,7	44,7	26,8	26,8	96,4	43,6	86,1	7,4		
Всего (для 1 км трассы)	млн USD/км	2,4	4,5	2,7	2,7	9,6	4,4	8,6	0,7		
Средняя скорость движения	км/ч	120	120	200	200	150	150	350	350		

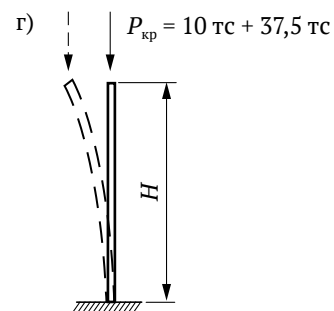


Относительный прогиб
коробчатой балки:

$$\frac{f}{L} = \frac{QL^2}{48\alpha Eh^3} + \frac{5}{384} \frac{GL^2}{\alpha Eh^3}$$



При $L = 50$ м, $Q = 10$ тс, $f/L = 1/400$,
 $E = 2 \times 10^6$ кгс/см², $[\sigma] = 2000$ кгс/см² (прокат):
 $F = 960$ см², $\rho = 750$ кг/м, $G = 37,5$ тс,
 $\Delta T_{\Delta t=100^\circ\text{C}}^{\text{max}} = 2400$ тс (неразрезная балка).



Несущая способность опоры:

$$P_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 EJ_{\text{min}}}{(\mu H)^2} = \frac{1}{4} \left(\frac{\pi^2 EJ_{\text{min}}}{H^2} \right),$$

где μH – приведенная высота опоры, $\mu = 2$.

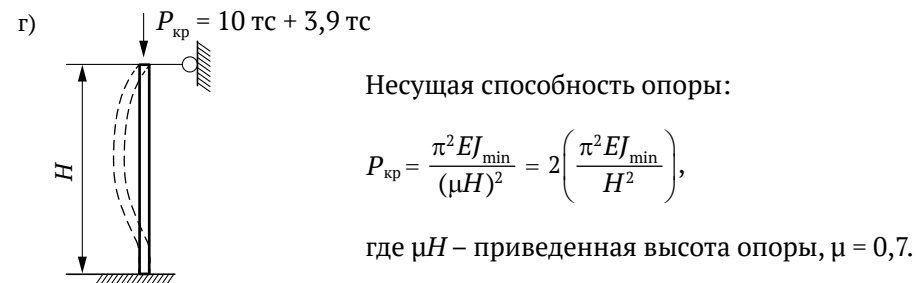
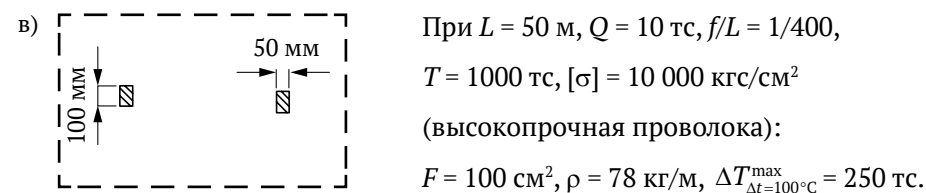
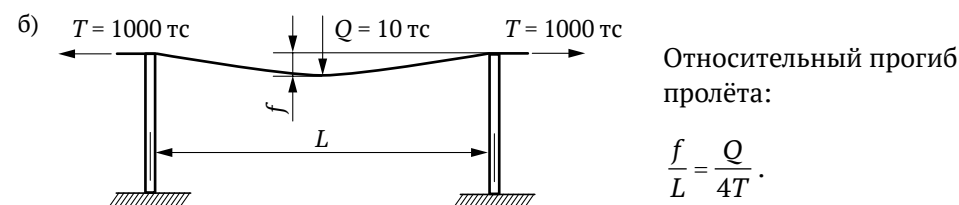
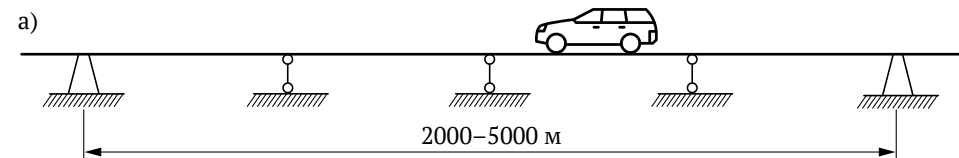
Рисунок 1 – Балочное пролётное строение:
 а) схема балочной эстакады; б) балочное пролётное строение;
 в) поперечное сечение оптимальной коробчатой балки;
 г) схема работы опоры балочного пролётного сечения

Известны два способа создания пролётного строения между опорами: 1) с помощью жёсткой балки; 2) с помощью гибкой нити, натянутой до высоких усилий. Поскольку абсолютно жёстких систем не бывает, то в результате компромисса между требованиями по снижению материалоемкости пролётных строений и требованиями по получению максимально высокого значения жёсткости путевой структуры под воздействием расчётной подвижной нагрузки во всём мире была принята расчётная относительная жёсткость пролётов мостов и путепроводов, равная 1/400–1/800.

На рисунке 1 показано балочное пролётное строение однопутной дороги монорельсового типа. Относительный прогиб такой балки пропорционален квадрату её длины и обратно пропорционален высоте в третьей степени, модулю упругости материала и коэффициенту, учитывающему форму поперечного сечения балки. Поэтому при проектировании балочного пролёта стремятся уменьшить пролёт, увеличить высоту балки и использовать материал с высоким модулем упругости.

На рисунке 1в показано оптимальное поперечное сечение стальной балки максимально облегчённого коробчатого типа, имеющей относительную жёсткость 1/400 в пролёте 50 м при воздействии нагрузки в 10 тс. Расход стали на такую балку будет равен 750 кг/м (общая масса балки на пролёте $G = 37,5$ тонны), площадь поперечного сечения – 960 см². Температурные усилия (при перепаде температур 100 °С: от –50 °С зимой до +50 °С летом на солнце) в такой балке могут достигать 2400 тс, поэтому на балке устраивают температурный шов, опирая её концы на ригель опоры. Поскольку верх опоры не закреплён, то коэффициент μ , который определяет приведённую высоту опоры при определении её несущей способности, равен 2.

Рассмотрим струнное пролётное строение (рисунок 2). Относительный прогиб такого пролёта пропорционален нагрузке Q и обратно пропорционален натяжению T струны. Следует обратить внимание на то, что относительный прогиб струнного пролёта не зависит от материала струны, её формы и поперечных размеров, а также от длины пролёта. Для обеспечения относительной жёсткости 1/400 под нагрузкой 10 тс натяжение нити должно быть равно 1000 тс. Поскольку жёсткость пролёта не зависит от формы поперечного сечения нити, то она может быть набрана, например, из высокопрочной проволоки с расчётными напряжениями растяжения порядка 10 000 кгс/см² (СНиП 2.05.03-84 на мосты допускает нормативные сопротивления растяжению в арматурных канатах К-7 в 13 200–14 000 кгс/см²). Тогда площадь поперечного сечения стальной струны составит 100 см², а её масса – 78 кг/м (общая масса на пролёте – 3,9 тонны).



д) Относительное удлинение струны под нагрузкой ($f/L = 1/400$)

$$\delta L = \frac{\sqrt{(L/2)^2 + f^2} - L/2}{L/2} = 0,0000124.$$

Увеличение напряжений в струне под нагрузкой ($f/L = 1/400$)

$$\sigma_Q - [\sigma] = \delta L \times E = 24,8 \text{ кгс/см}^2.$$

Рисунок 2 – Струнное пролётное строение:

а) схема струнной эстакады; б) струнное пролётное строение;

в) поперечное сечение струнной путевой структуры;

г) схема работы опоры струнного пролётного строения;

д) зависимости, определяющие напряжённо-деформированное состояние струны

Поскольку верх опоры закреплён на нити (прикреплён к путевой структуре), то коэффициент μ , определяющий приведённую высоту опоры, равен 0,7. Поэтому при той же высоте опоры, что и у балочного пролёта, опора струнного пролёта будет иметь в 8 раз большую несущую способность (см. несущие способности опор на рисунках 1 и 2). А поскольку балочный пролёт длиной 50 м весит 37,5 тс, а струнный пролёт только 3,9 тс, то расчётная материалоемкость опор и самих пролётов струнного типа будет примерно в 10 раз более низкой. Во столько же раз будет ниже и стоимость струнных дорог, так как стоимость высокопрочной стальной проволоки приблизительно равна стоимости стального проката и составляет, например, в России, 1000–1500 USD/т (с НДС).

Для того чтобы повысить защищённость струны от внешних воздействий (механических, климатических и др.) и увеличить жёсткость пути под колесом модуля, струну необходимо разместить внутри специального рельса, омонолитив их друг с другом посредством высокопрочного композита, например, бетона.

Стоимость основных ресурсов, необходимых для сооружения 1 км усреднённой высокоскоростной двухпутной рельсо-струнной трассы составит около 700 тыс. USD, что для сети дорог протяжённостью 10 млн км даст экономию: 16,3 трлн USD – по сравнению с автобанам с асфальтобетонным покрытием; 37,3 трлн USD – для автобанов с железобетонным полотном; 19,4 трлн USD – по сравнению с железными дорогами; 89 трлн USD – по сравнению с автомобильными эстакадами; 36,2 трлн USD – по сравнению с эстакадой монорельсового типа; 78,7 трлн USD – по сравнению с эстакадой для поездов на магнитном подвесе (таблица 2).

Из приведённого анализа можно сделать вывод, что высокоскоростную сеть дорог в XXI веке целесообразнее всего создавать на опорах с натянутой путевой структурой, без образования сплошного полотна. В качестве движителя наиболее приемлемо использовать стальное цилиндрическое колесо с независимой подвеской. В механическую работу энергии топлива лучше всего преобразовывать непосредственно на борту модуля, например, с помощью двигателя внутреннего сгорания или топливных элементов, которые преобразуют энергию топлива в электрическую энергию, минуя горение. Такая надземная транспортная система является оптимальной с позиций точных наук – физики, механики, строительной механики, сопротивления материалов, аэродинамики, экономического анализа – и она получила название «Струнный транспорт Юницкого» (СТЮ)*. И никакая другая перспективная надземная транспортная система, в том числе описываемая в научной фантастике (антигравитационные корабли, гравитолёты, «летающие тарелки» и др.) не будет иметь более высокие технико-экономические и экологические характеристики, чем СТЮ.

* В настоящее время СТЮ развивается под брендом SkyWay.

Инновационные
транспортно-
инфраструктурные
технологии SkyWay



104

ФИЛОСОФИЯ SKYWAY

**Транспорт должен быть решением проблем, а не их источником.
Система SkyWay переносит грузо-пассажирские потоки
в отдельное пространство – на «второй уровень».**

Благодаря тому, что транспортные средства SkyWay перемещаются над землёй по специальной рельсо-струнной эстакаде, оптимизируется аэродинамика, увеличивается скорость, обеспечиваются беспрецедентная безопасность и рациональное использование земли и ресурсов, сводится до минимума наносимый транспортом вред окружающей среде. При этом стоимость строительства и эксплуатации – значительно ниже существующих транспортных решений.



ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ КОМПЛЕКС SKYWAY

Специальное конструкторско-технологическое бюро с опытным производством «Юнибус» осуществляет весь цикл работ по изготовлению подвижного состава SkyWay:

- выпуск комплектующих деталей, устройств, компонентов;
- тестирование механических узлов и электроники;
- испытания промышленных образцов.

Производственный комплекс предназначен для отработки наиболее ответственных и важных технологических решений, основных ноу-хау SkyWay.



ОСНОВНЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ РЕШЕНИЯ

Системы SkyWay способны удовлетворить широкий спектр транспортных потребностей, обеспечивая возможность высокоэффективных пассажирских и грузовых перевозок на любые расстояния, в различных природно-климатических условиях.



SkyWay – это скорость, безопасность, комфорт, доступность, экономичность, экологичность.

SkyWay – это повышение социальной активности людей.

SkyWay – это основа для информационной, энергетической и транспортно-коммуникационной сети нового поколения.

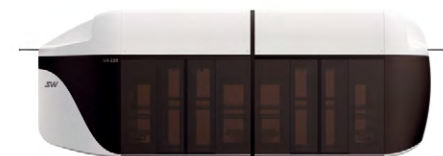


Все виды систем SkyWay отличаются энергоэффективностью, низким уровнем вредного воздействия на окружающую среду и высокой степенью безопасности грузо-пассажирских перевозок.

ЮНИБУС И ЮНИКАР

МОДЕЛЬНЫЙ РЯД:

- юнибусы бирельсовые большого класса
(количество пассажиров: 7–60 человек, в сочленённых – до 84–600)



- юнибусы монорельсовые среднего класса
(количество пассажиров: 3–14 человек, в сочленённых – до 84)



Сертификат соответствия
№ ДСАТ RU.МТ.770С050

- юникары монорельсовые малого класса
(количество пассажиров: 2–6 человек, в сочленённых – до 6–60)



Максимальная скорость движения: 150 км/ч.
Производительность комплекса: до 50 тыс. пасс./ч и более.
Максимальный продольный уклон пути
(при специальном исполнении): 30 %.

ГОРОДСКОЙ ТРАНСПОРТ

Гармонично вписывается в существующую инфраструктуру
любого мегаполиса.



ЮНИБАЙК

Сертификат соответствия
№ ДСАТ RU.MT.77OC051

Лёгкое и компактное транспортное средство на стальных колёсах. Совмещает признаки высокоэффективного электромобиля транспортной системы и спортивно-развлекательного объекта.

В дополнение к бортовым (и внешним) источникам энергии имеется велогенератор, благодаря чему юнибайк может приводиться в движение мускульной силой пассажиров.

В будущем – альтернатива легковому автомобилю, велосипеду, мотоциклу.

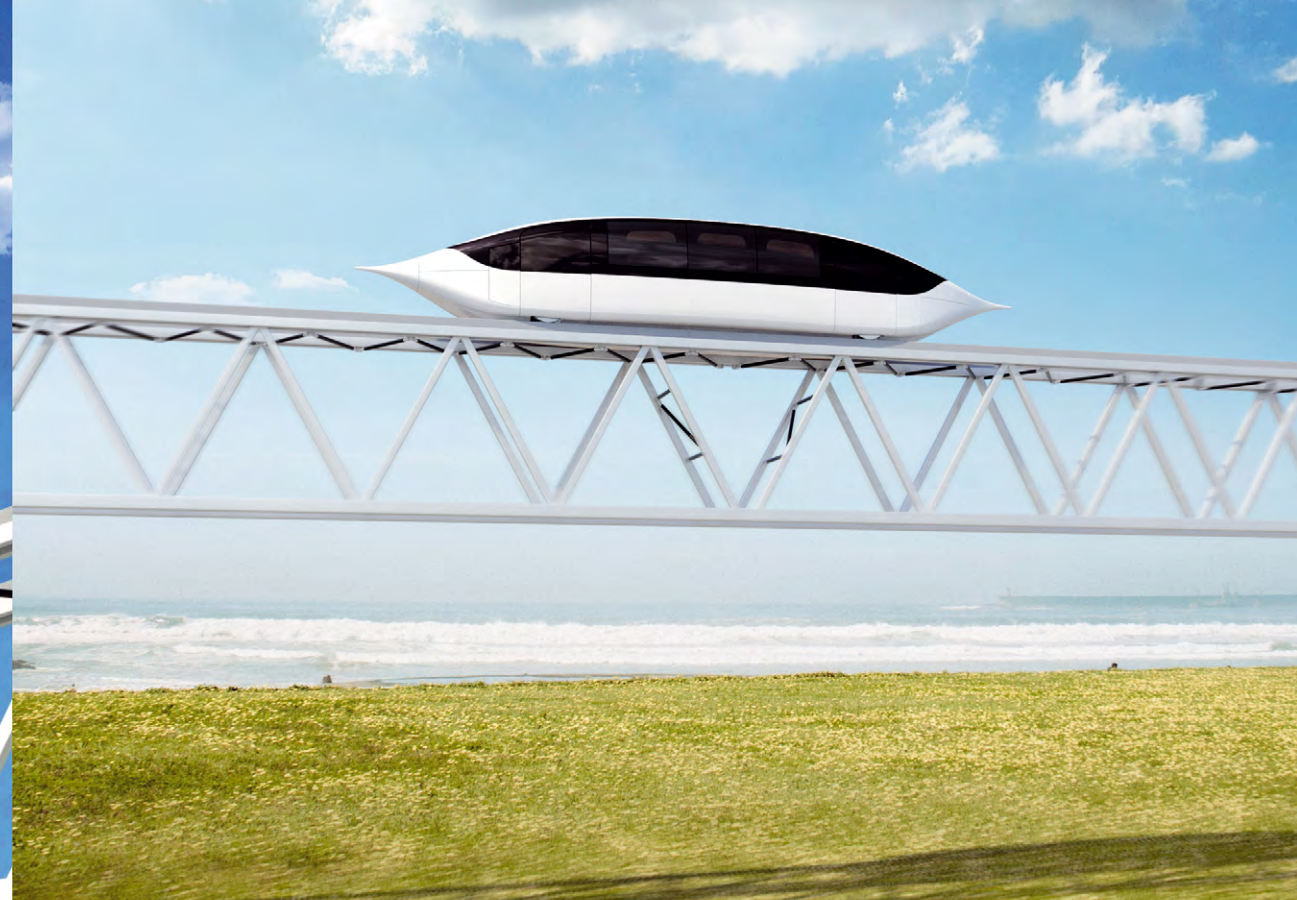
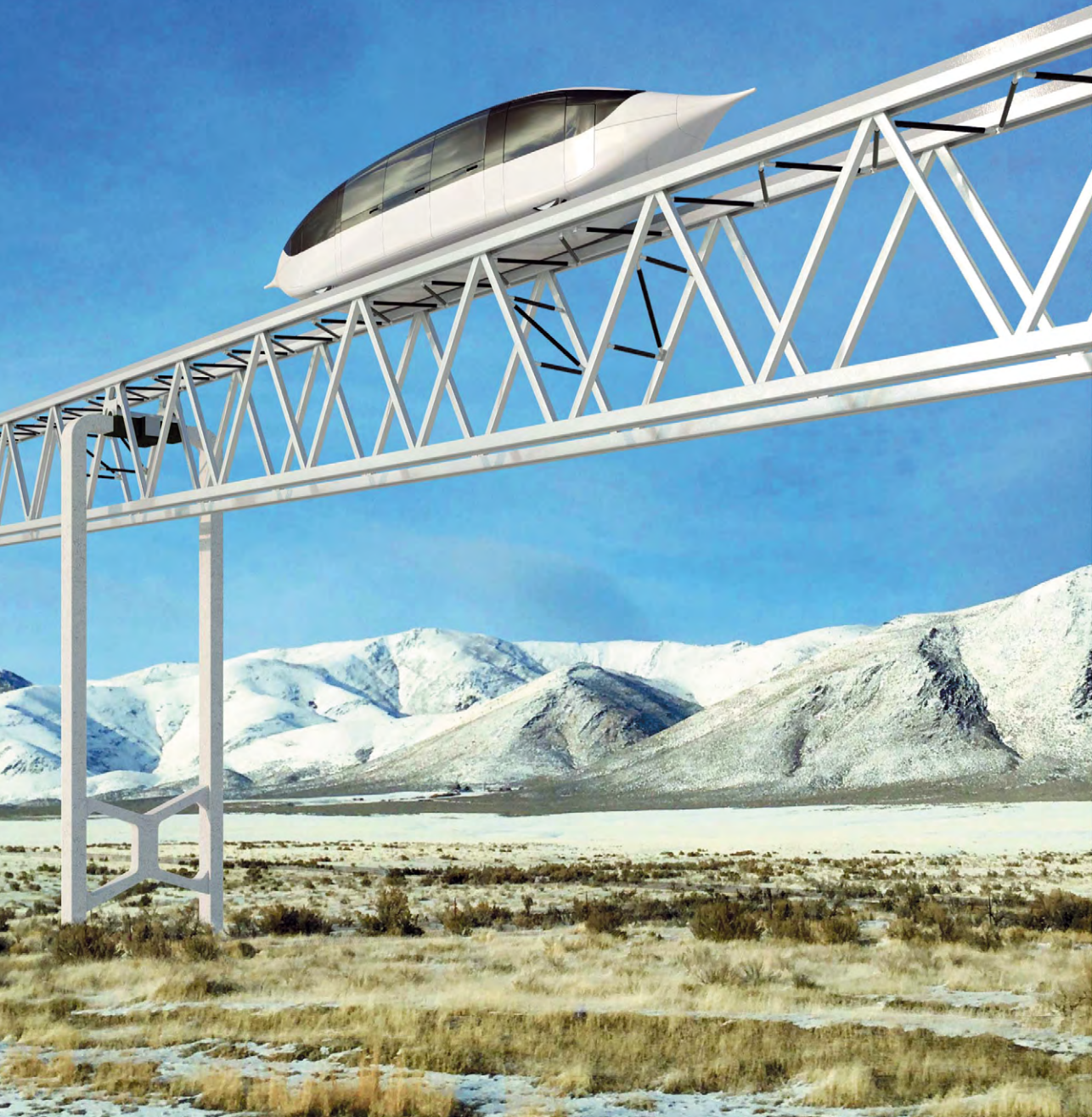
Модельный ряд представлен одно-, двух-, трёх-, четырёх- и пятиместными юнибайками.



Максимальная скорость движения: 150 км/ч.
Производительность комплекса: до 20 тыс. пасс./ч и более.
Максимальный продольный уклон пути
(при специальном исполнении): 30 %.



ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ЮНИБУС



ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ТРАНСПОРТ

Навесное транспортное средство на стальных колёсах.
Предназначено для междугородной перевозки пассажиров
и грузов на расстояния до 10 тыс. км.

Высокая скорость движения обеспечивается специальной
конструкцией рельсо-струнной эстакады и высокими
аэродинамическими качествами транспортного средства.

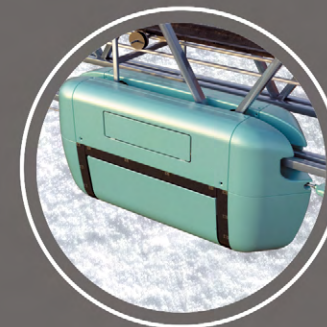
*Максимальная скорость: до 500 км/ч (в перспективе – 600 км/ч).
Пассажировместимость: 4–40 человек.
Производительность комплекса: до 500 тыс. пасс./сутки и более.
Максимальный продольный уклон пути: до 20 %.*

ГРУЗОВОЙ ТРАНСПОРТ

Транспортная система, предназначенная для перевозки грузов на расстояния до 500 км и более.

ОСНОВНЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ РЕШЕНИЯ

ЮНИТРАК



Грузовой подвижной состав выполнен на базе подвесных городских пассажирских юнибусов.

Разработан специальный ряд контейнеров, стыкующихся с морскими, железнодорожными и автомобильными контейнерами для жидких, сыпучих, штучных и специальных грузов. Контейнеры для скоропортящихся грузов оборудованы системой терморегулирования (зимой) и кондиционирования (летом); в контейнерах для экологически опасных грузов предусмотрен многослойный высокопрочный корпус и т. д.

Область применения грузового SkyWay:

- перевозка сыпучих грузов (руда, уголь, строительные материалы, вскрышные породы и др.);
- перевозка штучных грузов (контейнеры, лес, металл и др.);
- перевозка жидких грузов (нефть и нефтепродукты, сжиженный газ, природная питьевая вода и др.);
- перевозка специальных грузов (криогенные жидкости, радиоактивные и взрывчатые вещества, оружие и др.).

Скорость транспортировки грузов: до 150 км/ч.

Производительность комплекса: до 200 млн т/год и более.

Максимальный продольный уклон пути: до 30 %.

ЮНИТРАНС



Эффективность продуктопровода обеспечивается за счёт кругло-суточного и круглогодичного непрерывного функционирования, что даёт возможность перемещения значительных объёмов грузов.

Продуктопровод ленточного типа на стальных колёсах включает в себя погрузочный и разгрузочный терминалы специальной конструкции – с непрерывной погрузкой и разгрузкой грузов. Позволяет проводить быструю и недорогую транспортировку сыпучих грузов.

Незаменим в удалённых и труднодоступных местах, в частности, при разработке месторождений полезных ископаемых.

Область применения юнитранса:

- перевозка сыпучих грузов (руда, уголь, строительные материалы, вскрышные породы и др.).

*Скорость транспортировки грузов: до 36 км/ч.
Производительность комплекса: до 200 млн т/год и более.
Максимальный продольный уклон пути
(при специальном исполнении): до 45 %.*

ГРУЗОВОЙ

ТРАНСПОРТ

МОРСКОЙ ПОРТ

СИСТЕМЫ SKYWAY

Преимущества использования грузовой транспортной системы SkyWay в морском порту:

- осуществление доставки грузов (сыпучих, жидких и штучных) на расстояние 15–20 км и более от берега без значительного увеличения затрат;
- для швартовки крупных судов нет необходимости создавать причальные стенки и вести дноуглубительные и берегоукрепляющие работы;
- имеется возможность проводить доставку грузов в морской порт, находящийся в области естественных глубин (до 50 м);
- порт и транспортная система SkyWay формируют единый логистический комплекс доставки грузов, функционирующий в автоматическом режиме;
- объём транспортировки грузов – до 200 млн т/год и более;
- тип транспортировки сыпучих грузов – с горнодобывающего предприятия в трюм балкера без промежуточного складирования.



ЭКОДОМ:

ДОМ БУДУЩЕГО УЖЕ СЕГОДНЯ

Минуло время безликих однообразных сооружений.
Человеку нужна экологически чистая архитектура,
являющаяся источником ежедневной духовной радости.
Общество пришло к выводу, что следует не побеждать природу,
а жить с ней в полном согласии и взаимном понимании.



ЭКОЛОГИЧНО

Экодом возводится с применением «зелёных» технологий, а также экологически чистых материалов, не наносящих вреда окружающему миру. При составлении проекта учитываются стороны света, роза ветров, ландшафт, соблюдается дружелюбное по отношению к человеку зонирование внутренних помещений, правильно рассчитывается геометрия строительства здания в целом.

ЭКОНОМИЧНО

Экодом обеспечивается теплом, электричеством и горячей водой за счёт возобновляемых источников энергии – солнца, земли, ветра. Комплексный подход при проектировании здания органично использует системы возобновляемой энергии в качестве конструктивных элементов оформления.

ЭСТЕТИЧНО

Своеобразный шаг к воссозданию естественного природного баланса – озеленение крыши – не только удачный вид кровли, но и перенесённая в поднебесную частичка земной экосистемы. С развитием «зелёных» технологий в разы увеличивается возможность создавать вызывающие всеобщее восхищение красивые, многофункциональные, экологически чистые экодому.

ЛИНЕЙНЫЙ ГОРОД:

В ЕДИНЕНИИ С ПРИРОДОЙ



Трассы SkyWay содействуют развитию линейных городов – городских поселений кластерного типа, гармонично вписанных в окружающую природную среду.

Поверхность земли предназначена для пешеходов и зелёных растений, а транспортные, энергетические и информационные коммуникации размещены над землёй на «втором уровне». При возведении линейных городов не понадобится вырубать леса, проводить автомобильные и железные дороги и другим подобным образом нарушать биогеоценоз в зоне застройки.

Горизонтальные лифты SkyWay соединят соседние высотные здания, поселения, а также жилые, торговые, развлекательные, производственные и многофункциональные кластеры. А высокоскоростные транспортные артерии SkyWay перенесут в любую точку земного шара.

Линейные города SkyWay могут быть сооружены в горах, на пустынных и заводнённых территориях, в том числе со сложным рельефом, в тайге и джунглях, а также на морском шельфе.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Основа технологии SkyWay – инновационный струнный рельс

Вариант конструкции полужёсткого струнного рельса



Струнный рельс, или рельс-струна, – это обычная неразрезная (по длине) стальная, железобетонная или сталежелезобетонная балка или ферма, оснащённая головкой рельса и дополнительно усиленно армированная предварительно напряжёнными (растянутыми) струнами.

Струнный рельс сочетает в себе свойства гибкой нити (на большом пролёте между опорами) и жёсткой балки (на малом пролёте – под колесом рельсового автомобиля и над опорой).

Плоская головка рельса и цилиндрическое стальное колесо обеспечивают минимальные затраты энергии на движение.

Мощность сопротивления качению колёс юнибуса массой 5000 кг при скорости движения 450 км/ч:

$$W_{\text{к.к.}} = M \cdot g \cdot k_{\text{к.к.}} \cdot V = 5000 \text{ кг} \cdot 9,81 \text{ м/с}^2 \cdot 0,0015 \cdot 125 \text{ м/с} \approx 9,2 \text{ кВт.}$$

Для сравнения:

при использовании пневмошин с $k_{\text{к.к.}} = 0,18$ (для $V = 450$ км/ч)

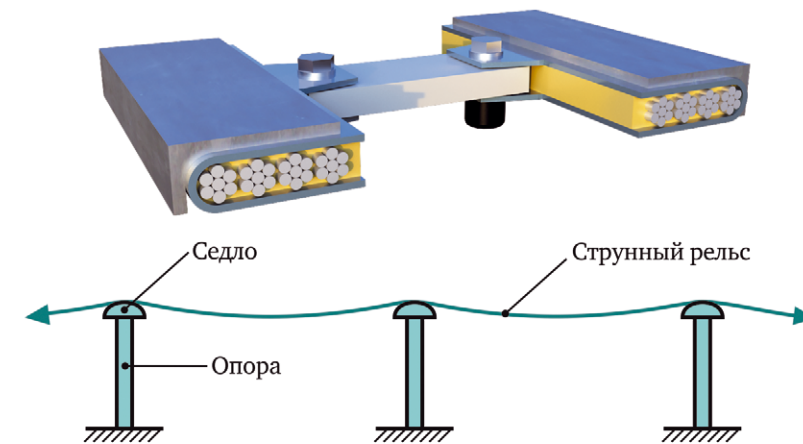
$$W_{\text{к.к.}} \approx 1100 \text{ кВт.}$$

ТИПЫ СТРУННЫХ РЕЛЬСОВ

И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ИМ КОНСТРУКЦИИ ПУТЕВОЙ СТРУКТУРЫ

Гибкий рельс

Гибкая неразрезная путевая структура (вариант)



Не является аналогом канатной дороги:

- использование рельса (меньшее сопротивление качению стального колеса);
- меньшие энергозатраты на движение (в 3–5 раз ниже);
- возможность использования на пролёте гравитационного двигателя при движении вниз и гравитационного тормоза при движении вверх (снижение энергозатрат ещё в 3–5 раз);
- высокая долговечность (в 5–7 раз выше).

Скорость движения:

от 30–60 (на опоре) до 120–150 км/ч.

Относительная жёсткость конструкции:

1/100–1/500.

Радиус кривизны путевой структуры:

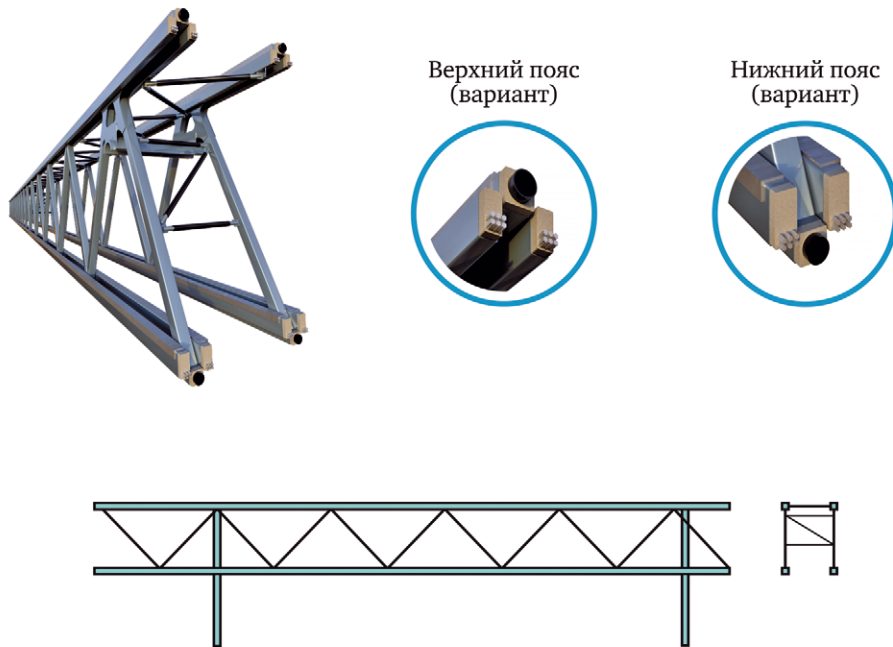
$R = 100$ (на опоре)... 2000 м.

ТИПЫ СТРУННЫХ РЕЛЬСОВ

И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ИМ КОНСТРУКЦИИ ПУТЕВОЙ СТРУКТУРЫ

Жёсткий рельс (ферма)

Жёсткая неразрезная путевая структура



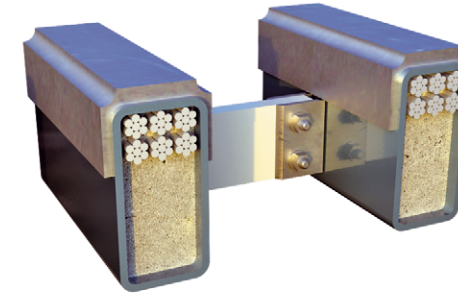
Скорость движения:
от 100 до 600 км/ч.

Относительная жёсткость конструкции:
1/1000–1/10 000.

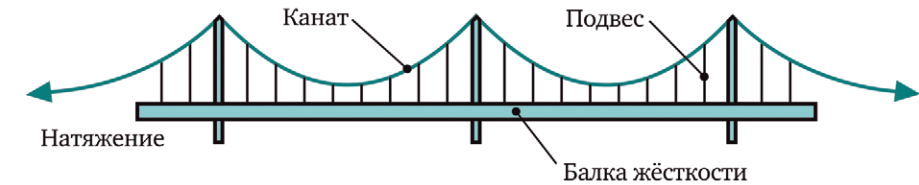
Радиус кривизны путевой структуры:
 $R = 5000 \dots 50\,000$ м.

Полужёсткий рельс

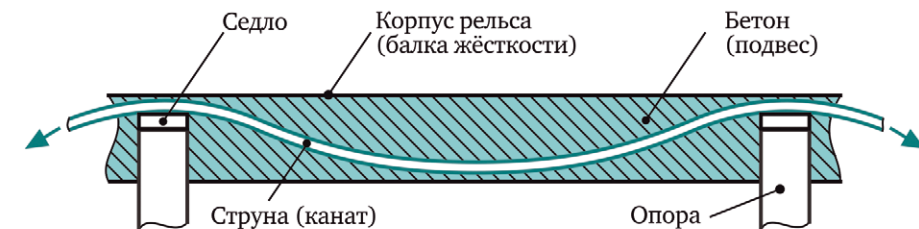
Полужёсткая неразрезная путевая структура



Висячий мост



Конструкция путевой структуры SkyWay повторяет конструкцию висячего моста, сочетая в себе все его основные элементы.



Скорость движения:
от 50 до 250 км/ч.

Относительная жёсткость конструкции:
1/500–1/2000.

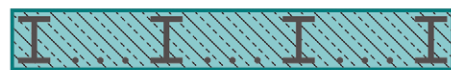
Радиус кривизны путевой структуры:
 $R = 500 \dots 5000$ м.

ТЕХНОЛОГИЯ SKYWAY

И ТРАДИЦИОННАЯ БАЛОЧНАЯ ЭСТАКАДА

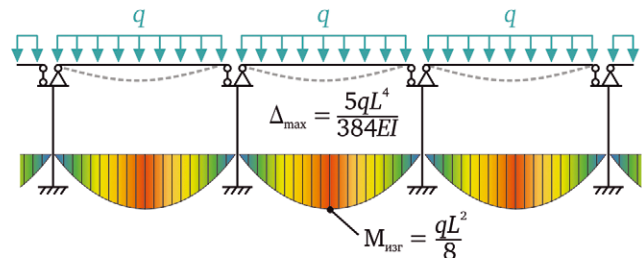


Разрезная эстакада (традиционный мост)

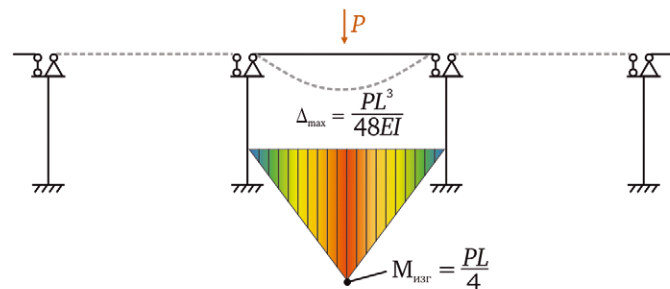


Сплошное дорожное полотно даёт дополнительную нагрузку на опоры и имеет высокую стоимость.

Эпюры изгибающих моментов от распределённой нагрузки



Эпюра изгибающих моментов от сосредоточенной силы

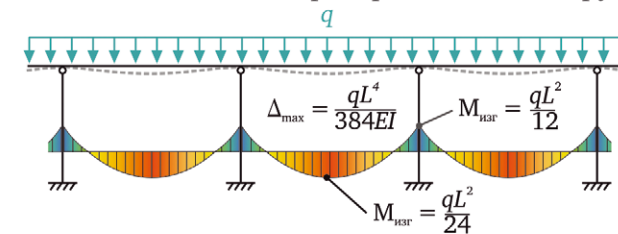


90 % нагрузки в традиционной эстакаде – собственный вес. Эстакада несёт сама себя, а не полезную нагрузку.

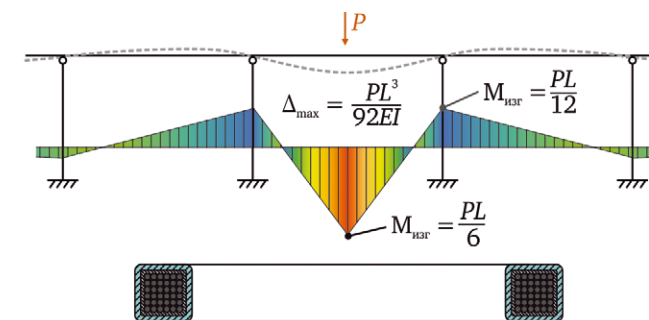


Инновационная неразрезная предварительно напряжённая рельсо-струнная эстакада (технология SkyWay)

Эпюры изгибающих моментов от распределённой нагрузки



Эпюры изгибающих моментов от сосредоточенной силы



При одинаковой распределённой нагрузке эстакада SkyWay в 5 раз жёстче (ровнее) и в 3 раза прочнее традиционного балочного моста.

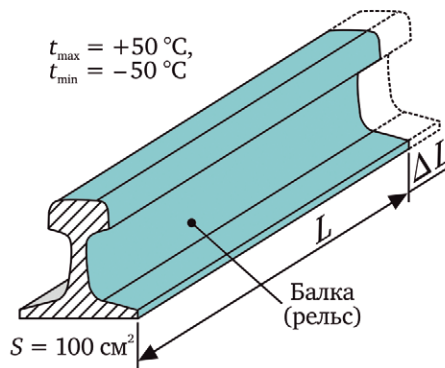
При одинаковой сосредоточенной силе эстакада SkyWay в 1,9 раза жёстче (ровнее) и в 1,5 раза прочнее традиционного балочного моста.

При возведении эстакады SkyWay необходимо меньшее количество строительных материалов, чем при сооружении традиционной эстакады. Значительно снижается стоимость строительства.

10 % нагрузки на эстакаде SkyWay – собственный вес. Эстакада несёт полезную нагрузку, а не саму себя, как в традиционных мостах.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ НАТЯЖЕНИЕ СТРУННОГО ПУТИ SKYWAY –

ОПТИМАЛЬНОЕ РЕШЕНИЕ КОМПЕНСАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ



При температурном воздействии:

– абсолютная деформация
 $\Delta L = a \cdot L \cdot \Delta t$;

– относительная деформация
 $\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} = a \cdot \Delta t$.

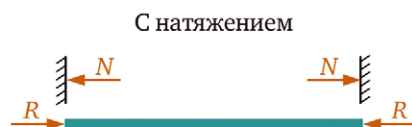
Для стали

температурный коэффициент линейного расширения (на 1 °C)
 $a = 0,000012$; при $\Delta t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\varepsilon = 0,0012 = 1/833$
(на 1 км удлинение составит 1,2 м).

Проверка на прочность и устойчивость жёстко закреплённой балки при температурном воздействии ($\Delta t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$)



Потеря устойчивости при сжатии.



Балка при сжатии устойчивость не теряет (при $N \geq R$).

Проверка на прочность:

– напряжения сжатия продольных волокон:

$$\Delta\sigma = E \cdot \varepsilon = E \cdot a \cdot \Delta t \leq \sigma_{02}.$$

Для стали

при $E = 2 \cdot 10^6\text{ кгс/см}^2$ и $\Delta t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta\sigma = 2 \cdot 10^6 \cdot 0,0012 = 2400\text{ кгс/см}^2.$$

Проверка на устойчивость:

– продольное усилие сжатия, возникающее в закреплённой балке при перепаде температур:

$$N_{\text{ск}} = \sigma \cdot S = E \cdot a \cdot \Delta t \cdot S \leq N_{\text{кр}} = \frac{4\pi^2 EI}{L^2}.$$

Для стали

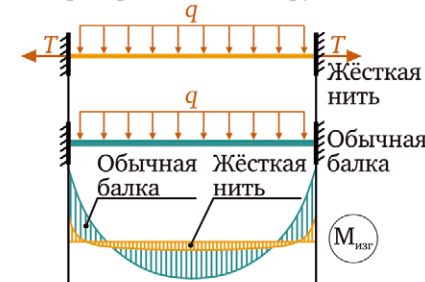
при $S = 100\text{ см}^2$ и $\Delta t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta N = 2400 \cdot 100 = 240\text{ тс}.$$

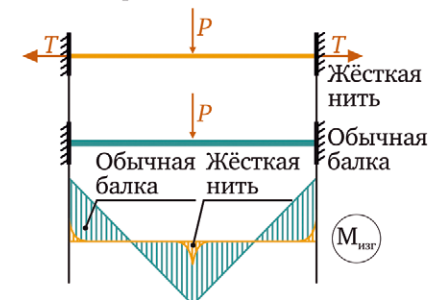
При усилии предварительного натяжения более 240 тс в конструкции не возникнут сжимающие усилия, и она не потеряет устойчивость.

Эпюры изгибающих моментов в закреплённой балке (традиционная конструкция) и в предварительно натянутой нити (SkyWay)

От распределённой нагрузки



От сосредоточенной силы



Изгибающие моменты в жёсткой нити на порядок ниже, чем в традиционной балке.

Вывод

При нагревании жёстко закреплённой балки наиболее опасным явлением считается потеря её устойчивости.

Решение

Предварительное натяжение балки с расчётным усилием $T \geq N_{\text{кр}}$ гарантирует, что даже при перепаде $\Delta t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ в продольных волокнах балки не возникнут сжимающие усилия.

ВЫСОКАЯ РОВНОСТЬ ПУТИ

ДОСТИГАЕТСЯ ЗА СЧЁТ НЕРАЗРЕЗНОЙ СТРУКТУРЫ СТРУННОГО РЕЛЬСА МЕЖДУ АНКЕРНЫМИ ОПОРАМИ

Потеря устойчивости обычной опоры

Традиционное полотно эстакады (полоса движения)

Стоимость строительства традиционной эстакады с обычными опорами – от 100 млн USD/км.

Потеря устойчивости опоры SkyWay

Путевая структура SkyWay

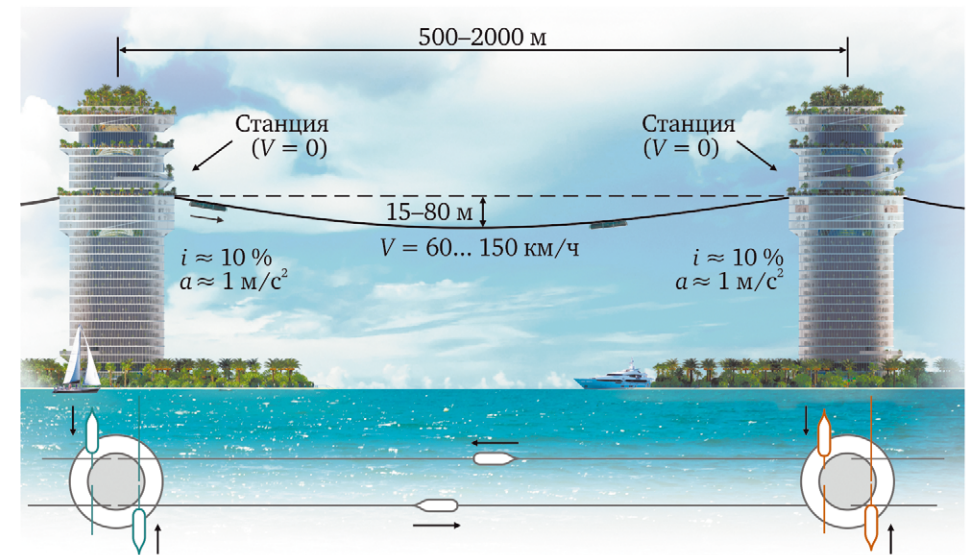
Стоимость строительства эстакады SkyWay – от 2 млн USD/км.

- Промежуточные опоры, устанавливаемые с шагом от 25 до 100 м (для обеспечения жёсткости неразрезной путевой структуры), позволяют применять лёгкие конструкции.
- Крепление верха опоры к путевой структуре позволяет дополнительно увеличить её несущую способность в 8 раз.
- Количество необходимых для возведения опоры материалов может быть сокращено в 8 раз, во столько же раз может быть снижена её стоимость.

Неразрезная структура струнного рельса в эстакадном исполнении по сравнению с обычной балочной эстакадой сокращает количество строительных материалов и их стоимость в 15 раз и более.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЗАКОНА СОХРАНЕНИЯ ЭНЕРГИИ В ИННОВАЦИОННОМ ТРАНСПОРТЕ SKYWAY

По энергозатратам эстакада с провисающей путевой структурой на порядок эффективнее дороги с прямолинейной путевой структурой.



Привод в транспортной системе SkyWay с провисающей путевой структурой необходим только для компенсации аэродинамических потерь, а также для преодоления сопротивления качению стальных колёс по стальному рельсу (около 10 кВт для 50-местного транспортного средства).

Это обусловлено тем, что на участке спуска не задействован двигатель: разгон осуществляется за счёт гравитации («гравитационный» двигатель). На участке подъёма юнибус не использует тормоза: в качестве тормозного фактора выступает гравитация («гравитационный» тормоз).

Рекуперация энергии по схеме «потенциальная энергия на станции → кинетическая энергия движения на пролёте → потенциальная энергия на следующей станции» происходит без использования рекуператора согласно законам физики. КПД такой рекуперации равен 100 %.

ПЛАВНОСТЬ ХОДА

Разрезная эстакада (традиционный мост)

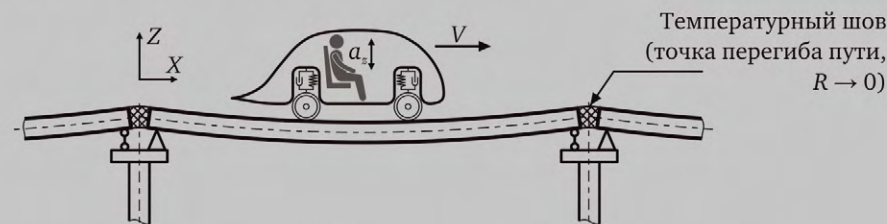


График вертикальных ускорений, испытываемых пассажиром при движении

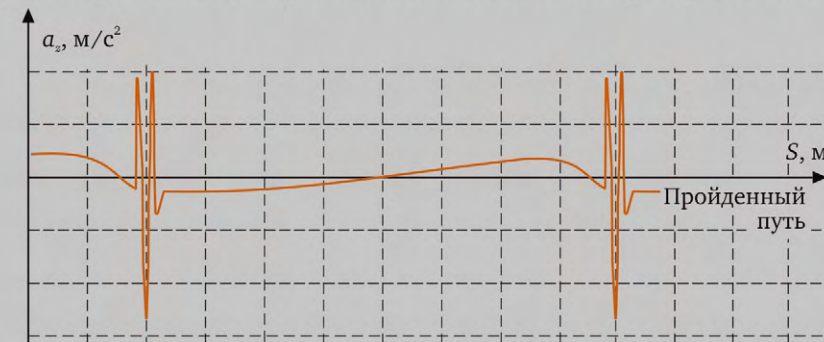


График поперечных ускорений, испытываемых пассажиром при движении



Недостатки:

- наличие пиковых значений ускорений при переезде через опоры;
- более сложная конструкция опорного узла с «температурным» швом.

Неразрезная предварительно напряжённая эстакада (технология SkyWay)

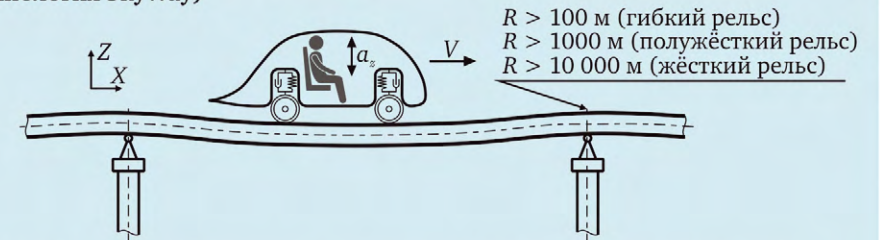


График вертикальных ускорений, испытываемых пассажиром при движении

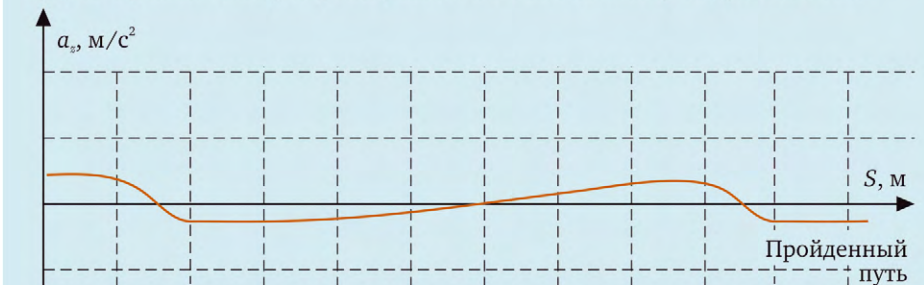
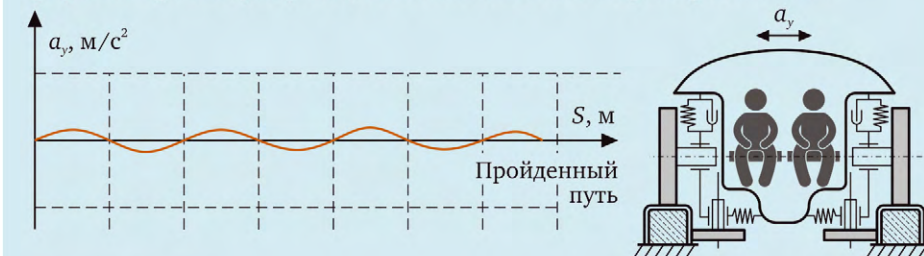


График поперечных ускорений, испытываемых пассажиром при движении



Преимущества:

- плавное изменение ускорений при переезде через опоры;
- более простая конструкция опорного узла.

Оценка	Показатель плавности хода, W
Очень хорошо	Менее 2
Хорошо	2–2,5
Достаточно для пассажиров	2,5–3
Предельно для пассажиров	3–3,25
Допустимо для грузов	3,6–4,25

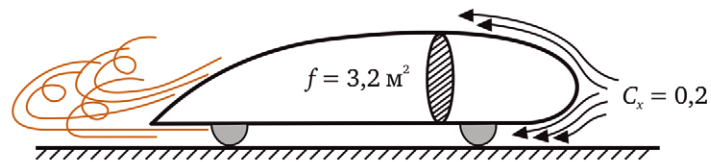
Предельно для человека с физиологической точки зрения: 4,5.

— SkyWay — Автомобильные и железные дороги

АЭРОДИНАМИКА КОЛЁСНОГО ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

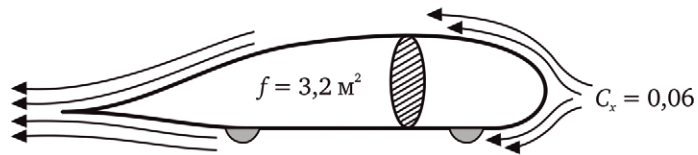
Продувки моделей инновационного подвижного состава SkyWay (юнибусов) в аэродинамической трубе в 1994–2009 гг. дали результат $C_x = 0,075$.

Это даёт экономию мощности привода одного транспортного средства SkyWay около 600 кВт по сравнению с самым совершенным из альтернативных наземных транспортных средств ($C_x = 0,2$).



Эффект экрана создаёт турбулентность.

В 2017 г. в результате продувок в аэродинамической трубе C_x подвижного состава SkyWay улучшен до 0,06:
 $\Delta C_x = 0,2 - 0,06 = 0,14$.

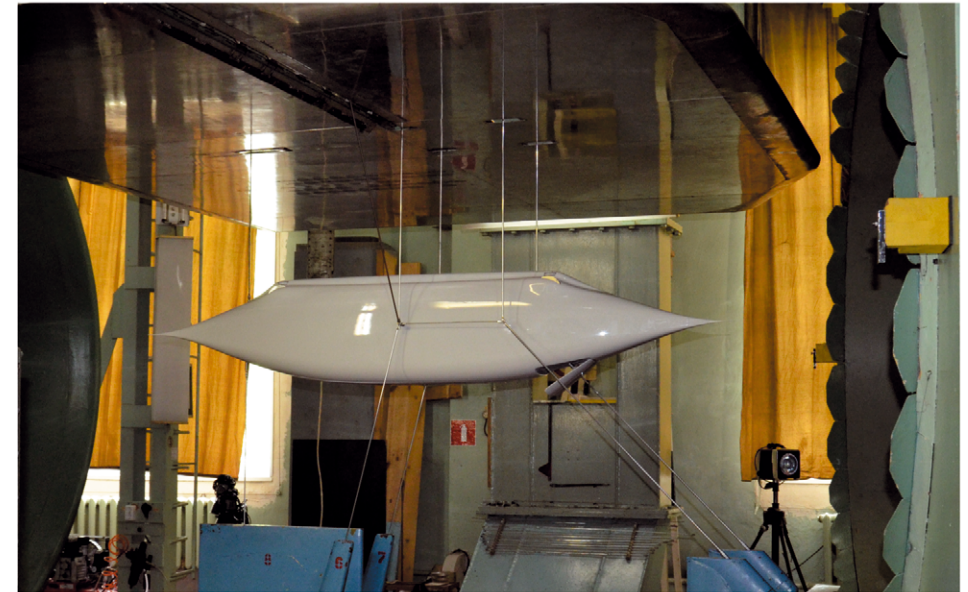


Экономия мощности аэродинамического сопротивления (при скорости 450 км/ч):

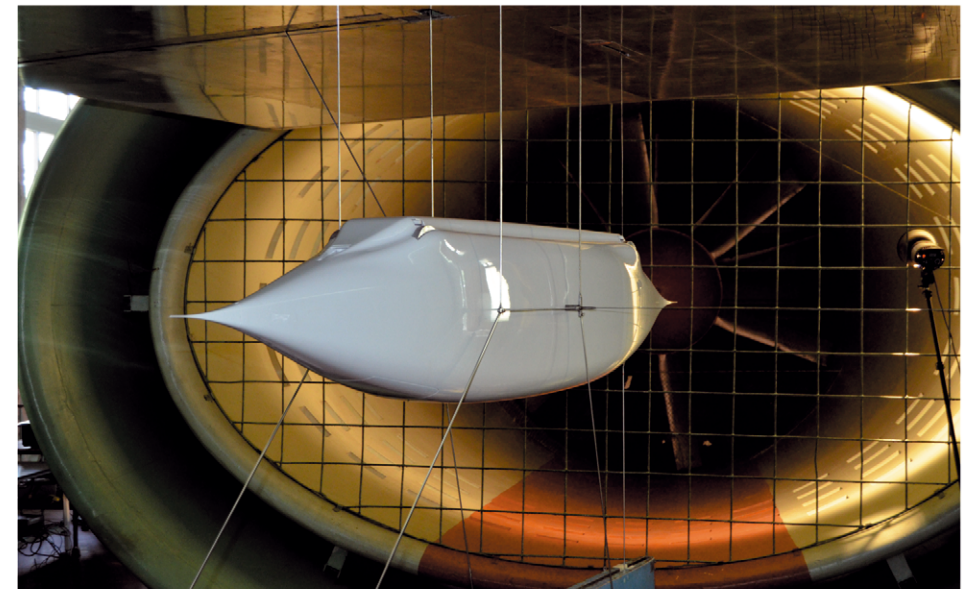
$$\Delta W_{a.c.} = \frac{1}{2} \rho \cdot V^3 \cdot \Delta C_x \cdot f \cdot k = \frac{1}{2} \cdot 1,25 \text{ кг/м}^3 \cdot (125 \text{ м/с})^3 \cdot 0,14 \cdot 3,2 \text{ м}^2 \cdot 1,1 \approx 600 \text{ кВт.}$$

Экономия энергии (топлива) одним высокоскоростным юнибусом за 25 лет эксплуатации составит около 22 тыс. тонн, стоимостью около 20 млн USD.

Таким образом, каждая тысяча юнибусов с уникальными аэродинамическими качествами способна сэкономить более 20 млн тонн топлива стоимостью более 20 млрд USD. При этом не будет выжжено 70 млн тонн атмосферного кислорода и не будет образовано более 100 млн тонн загрязняющих веществ.



Поднятие путевой структуры над землёй и исключение сплошного полотна устраняет главную проблему высокоскоростного транспорта – эффект экрана. Только это позволяет улучшить аэродинамику транспортного средства вдвое.



Продувка модели высокоскоростного юнибуса масштаба 1:5 в аэродинамической трубе, 2017 г.

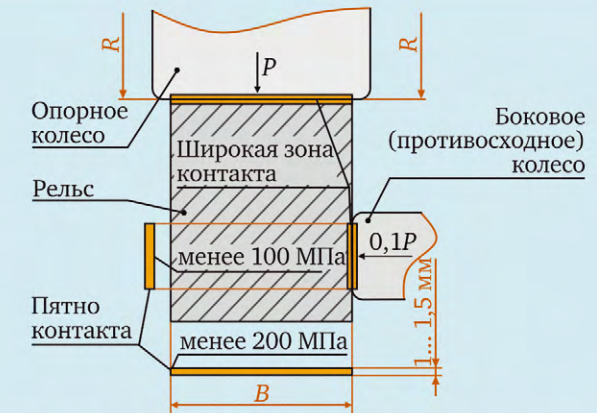
ПРЕИМУЩЕСТВА СТАЛЬНЫХ КОЛЁС SKYWAY



Повышенный износ и шум колёс вследствие:

- больших контактных напряжений (1000 МПа и более), вызванных малым размером пятна контакта;
- проскальзывания в пятне контакта, вызванного разностью опорных диаметров конической поверхности колеса;
- работы тормозных механизмов (тормозные колодки дополнительно изнашивают поверхность катания колеса);
- больших статических и динамических нагрузок на колесо в сочетании с неизбежными неровностями пути;
- жёсткой колёсной пары, склонной к автоколебаниям, увеличивающим износ и шум;
- несимметричности приложения нагрузки на головку рельса.

Инновационное колесо юнибуса



Расчёт контактных напряжений для высокоскоростного юнибуса с полной массой 5 тонн:

$$\sigma_k = 0,418 \cdot \sqrt{\frac{P \cdot E}{B \cdot q \cdot R}} = 0,418 \cdot \sqrt{\frac{1250 \text{ кгс} \cdot 2,1 \cdot 10^6 \text{ кгс/см}^2}{8 \text{ см} \cdot 0,8 \cdot 26 \text{ см}}} = 1660 \text{ кгс/см}^2 = 163 \text{ МПа},$$

где P – нагрузка на колесо;

E – приведённый модуль упругости;

B – ширина опорной части колеса;

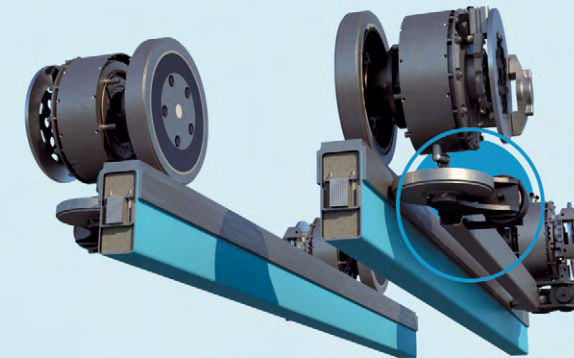
R – радиус колеса;

q – коэффициент неравномерности контакта по длине.

Преимущества колёс транспорта SkyWay:

- незначительные контактные напряжения (менее 200 МПа) ввиду широкого (по ширине головки рельса) пятна контакта;
- отсутствие проскальзывания в пятне контакта (качение цилиндра по плоскости);
- дисковые тормозные механизмы и АБС, не допускающая блокировку колёс;
- небольшие нагрузки на колесо и отсутствие стыков на пути;
- симметричный (по вертикали и горизонтали) износ головки рельса;
- малое сопротивление качению колеса ввиду узкого (в направлении качения колеса) пятна контакта.

БЕЗОПАСНОСТЬ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ



Высокая устойчивость к терроризму и вандализму.

Поднятие путевой структуры над землёй повышает безопасность движения примерно в 100 раз.

Противосходная система повышает безопасность движения ещё в 10 раз.



УСТРОЙСТВО ХОДОВОЙ ЧАСТИ



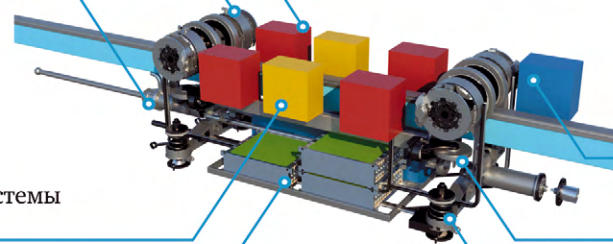
Инвертор двигателя

Мотор-колесо

Сцепное аварийное устройство

Радиатор системы охлаждения

Аккумуляторная батарея



Преобразователь напряжения

Противосходная система

Пружины подвески

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМ КОМПЛЕКСОМ SKYWAY

Система управления транспортным комплексом SkyWay охватывает широкий спектр беспроводных и проводных коммуникаций, созданных на основе традиционных информационных и электронных технологий.



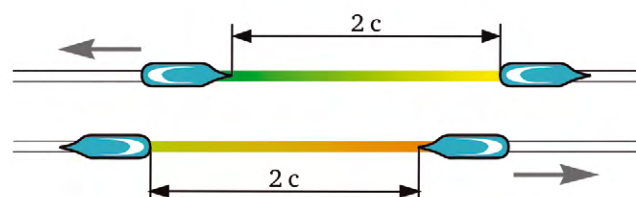
ОСНОВНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Внедрение комплексов SkyWay повысит эффективность управления перевозками, сократит непроизводительные затраты на транспортировку грузов и пассажиров, ускорит развитие информационного пространства на планете.



ПРОВОЗНАЯ СПОСОБНОСТЬ

ИННОВАЦИОННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ SKYWAY



Для систем управления в реальном времени безопасный временной интервал между юнибусами равен 2 с.

Приведённые требования рекомендованы стандартами американской организации Automated People Mover (APM) Standards Committee.

Пиковая пропускная способность транспортной системы SkyWay при 20-часовой работе составляет 360 тыс. человек в сутки в одну сторону (с учётом двухсекундного разрешённого интервала, а также 10-местной базовой вместимости одиночного модуля).

Для двунаправленной системы пиковая пропускная способность составляет 720 тыс. человек в сутки.

Производительность SkyWay может быть дополнительно повышена путём увеличения вместимости модулей и объединения их в поезда.



SKYWAY И ЭКОЛОГИЯ



Отсутствие земляной насыпи (низконапорной плотины)



Сохранение природных экосистем и геобиоценоза



Локальный минимальный землеотвод (уменьшение землеотвода на два порядка)



Сокращение объёма вредных выбросов в атмосферу (на порядок) за счёт снижения энергоёмкости



Повышение электро-, вибро- и шумобезопасности (на порядок)



Ресурсность – экономия сырья, земли, энергии, труда и финансов

СРАВНЕНИЕ SKYWAY

С СУЩЕСТВУЮЩИМИ И ПЕРСПЕКТИВНЫМИ АНАЛОГАМИ



Согласно оценке Российской академии наук инновационная транспортная технология SkyWay является наиболее экономичной, экологичной и безопасной из всех известных и перспективных транспортных систем.

СРАВНЕНИЕ SKYWAY С АНАЛОГАМИ



Поезд на магнитном подвесе



Монорельсовая дорога



Автомобильный транспорт

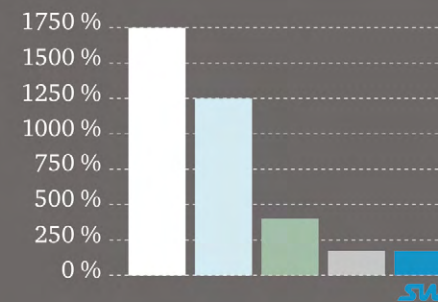


Железнодорожный транспорт

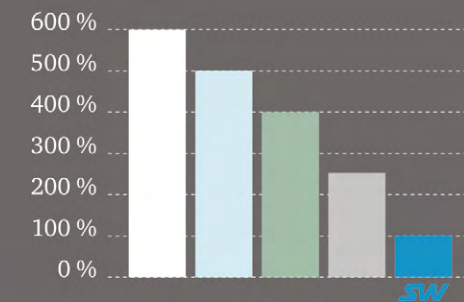


Струнный транспорт SkyWay

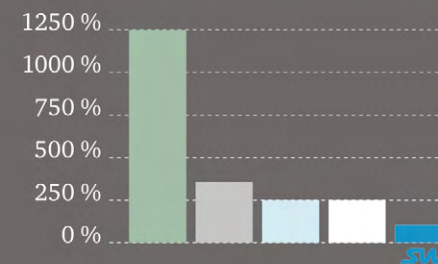
Капитальные затраты



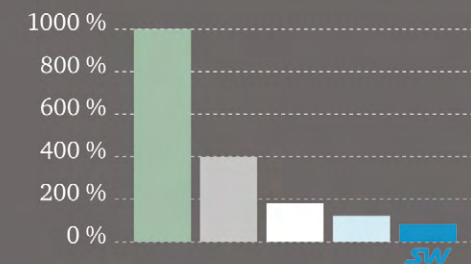
Эксплуатационные затраты



Загрязнение окружающей среды



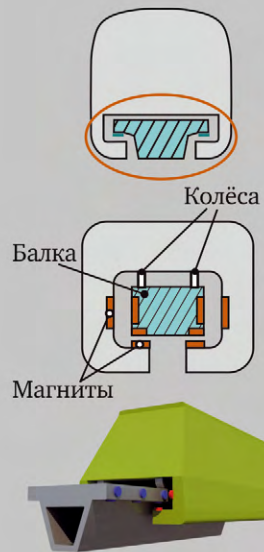
Транспортная аварийность



ПРЕИМУЩЕСТВА ВЫСОКОСКОРОСТНОГО

SKYWAY

Поезд на магнитной подушке

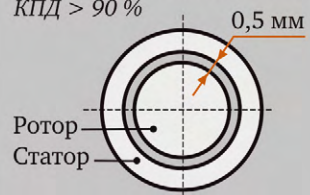


Эксплуатация путевой структуры более трудоёмкая, т. к. она имеет сложную форму и включает сложные технические элементы (электрические катушки, коммутаторы и др.), требующие постоянного обслуживания и техники. Требуется очистки от снега и наледи.

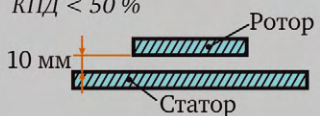
Путевая структура дорогостоящая, т. к. имеет массивное дорожное полотно, требует установки электрических катушек и сложной противосходной системы.

Стоимость эстакады – от 50 млн USD/км.

Обычный электродвигатель
КПД > 90 %

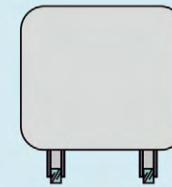


Линейный электродвигатель
КПД < 50 %

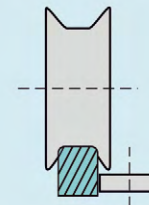


Использование линейного электродвигателя даёт КПД не более 50 %, т. к. зазор между ротором и статором (например, в Transrapid) не может быть менее 10 мм, а для эффективного электродвигателя этот зазор не должен превышать 0,5 мм.

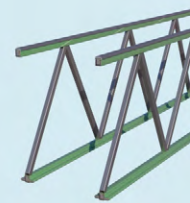
Высокоскоростной SkyWay



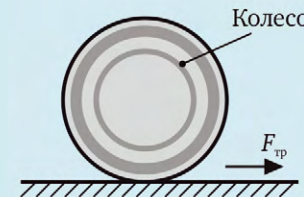
Эксплуатация путевой структуры не требует дополнительной техники, т. к. она самоочищается (например, от снега и наледи) и не имеет сложных технических элементов (электрических катушек и др.).



Путевая структура SkyWay – более лёгкая и дешёвая, т. к. имеет ажурное пролётное строение, не требует установки электрических катушек и предусматривает наличие простой противосходной системы.



Стоимость эстакады – от 2 млн USD/км.



Использование стального колеса даёт КПД более 99,8 %.

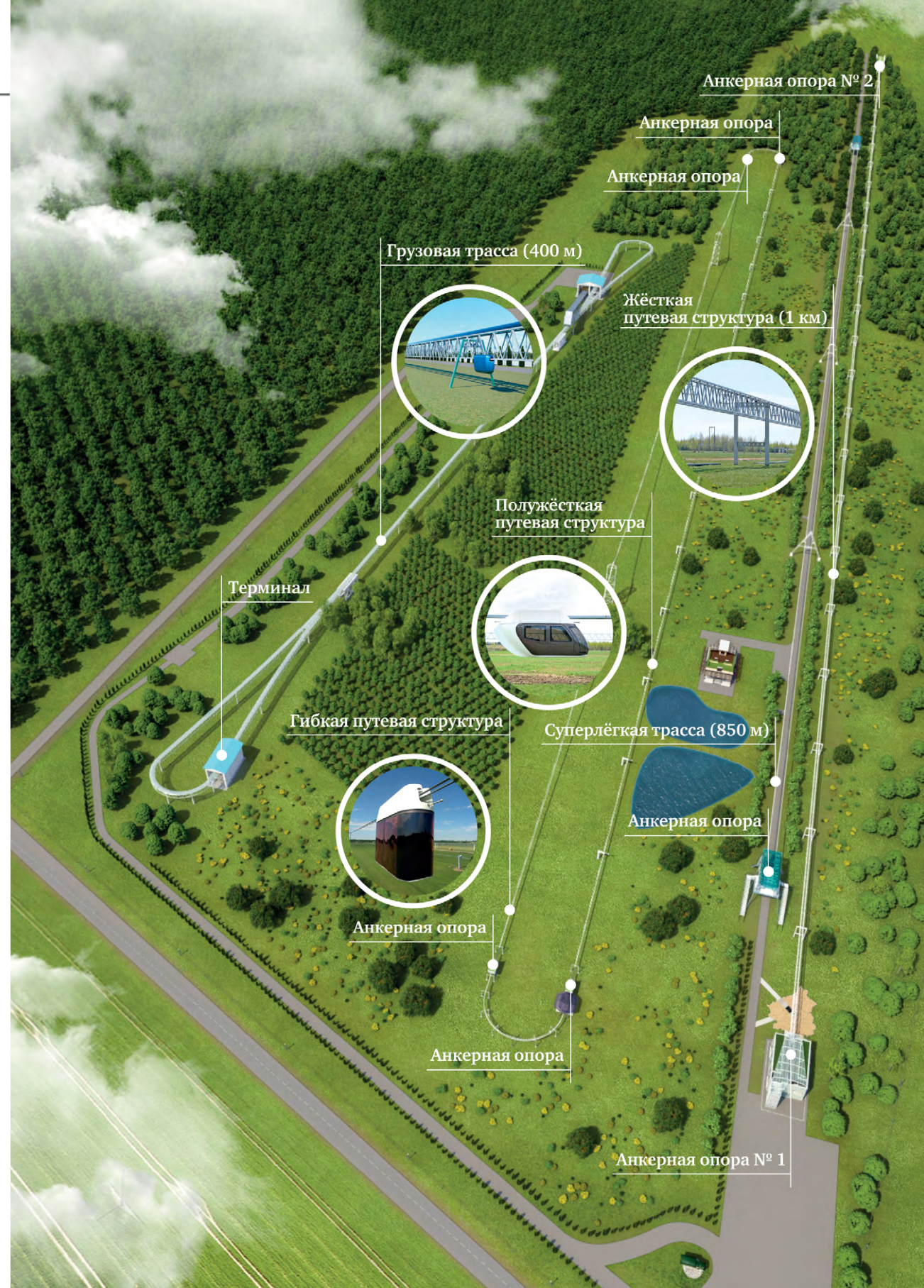
ПРОЕКТ ЗАО «СТРУННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ» – ЭКОТЕХНОПАРК

ЭкоТехноПарк – центр практической реализации инновационных технологий SkyWay, их международной экспертизы и сертификации.

Строительство ЭкоТехноПарка площадью 35,9 га ведётся около г. Марына Горка (Республика Беларусь).

ЭкоТехноПарк:

- представит действующие промышленные модели транспортно-инфраструктурных комплексов SkyWay: грузовой, городской и междугородный высокоскоростной;
- окажет содействие в осуществлении сертификации каждого комплекса и их составляющих – транспортной эстакады, подвижного состава, инфраструктуры и др.;
- будет способствовать постоянному развитию и модернизации технологии SkyWay;
- продемонстрирует экологический потенциал технологии SkyWay – уменьшение землеотвода под трассу, снижение расхода материальных ресурсов при строительстве и эксплуатации, а также расхода энергии (топлива) при функционировании и др.;
- представит сопутствующую коммуникационную инфраструктуру, в том числе экогенные био- и агротехнологии.



ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ SKYWAY

- Развитие малоосвоенных и труднодоступных территорий, создание единой сети грузовых, городских и высокоскоростных междугородных дорог.
- Максимальное снижение капитальных и эксплуатационных затрат в транспортно-инфраструктурном строительстве.
- Качественное изменение экономического уклада и увеличение ВВП стран.
- Интеграция стран в международные транспортные коридоры, создание принципиально новой логистики XXI века.
- Развитие смежных отраслей для производства путевой структуры и подвижного состава (металлургия, химическая, нефтехимическая и радиоэлектронная промышленность, машиностроение, строительство и др.).

Все инновационные составляющие SkyWay могут быть произведены в местах реализации проектов с использованием уже существующей технологической базы.



Путевая
структура



Подвижной
состав



АСУ



Инфраструктура

МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 1

Струнная транспортная система

ПРЕДИСЛОВИЕ	160
ГЛАВА 1 Общая концепция СТС как альтернативы существующим видам транспорта	166
ГЛАВА 2 Конструктивные особенности СТС	180
ГЛАВА 3 Задачи механики высокоскоростного транспорта	222
ГЛАВА 4 Динамическая модель и расчетные оценки параметров движения транспортных модулей по струнной транспортной линии	235
Условные обозначения	312
Литература	314

158



МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 1

Струнная транспортная система

Предисловие

В настоящее время весьма актуальна задача создания принципиально нового вида высокоскоростного наземного транспорта, сочетающего, с одной стороны, преимущества известных видов транспорта: высокую скорость самолета и поезда на магнитном подвесе, низкую себестоимость железнодорожных перевозок, высокую пропускную способность автомагистралей, экологическую безопасность электромобилей, с другой – свободного от их недостатков: экологической опасности и высокой аварийности автотранспорта, больших площадей отчуждения земли под автомобильные и железные дороги, отдаленности аэропортов от городов, высокой стоимости и сложности решений научных



***В решении
новых вопросов
науки и техники
всегда труднее
сделать
первый шаг.***

М.В. Келдыш

и технических проблем при создании и эксплуатации электромобилей и поездов на магнитном подвесе. Кроме того, возрастающая коммуникативность мирового сообщества выдвигает дополнительные требования: транспорт должен быть индивидуальным, обеспечивать оперативную, безопасную и комфортную связь независимо от расстояний и быть доступным непрофессиональному пользователю.

В ведущих странах мира существуют государственные программы по перспективным высокоскоростным видам наземного транспорта, по которым проводятся независимые разработки многими крупными фирмами. Это колесный транспорт, электромобили, высокоскоростные железные дороги и поезда на магнитном подвесе. Разрабатываются и довольно экзотические проекты. Например, одна из фирм Японии предлагает идею подземной авиалинии, когда самолет с укороченными крыльями летит по подземному туннелю.

В области создания новых видов наземного скоростного транспорта ученые и инженеры разных стран с 1960-х годов сосредоточили свой поиск на бесконтактных (бесколесных) системах для достижения скоростей движения 500 км/ч. Разработчики транспорта с магнитным подвесом экипажа, линейным тяговым электроприводом и магнитной системой стабилизации движения столкнулись с серьезными трудностями. Об этом говорит

тот факт, что в свое время в СССР было израсходовано на исследования в данной области в общей сложности свыше 10 млрд долл., однако ни одной действующей трассы так и не было построено. Из сказанного вытекают и неизбежно высокие стоимости эстакад и экипажей транспорта на магнитном подвесе и, соответственно, высокая стоимость проезда на нем.

Однако последние достижения в технике свидетельствуют, что колесо еще не исчерпало своих возможностей.

Наивысшая скорость автомобиля, занесенная в Книгу рекордов Гиннеса, составляет 1190 км/ч; платформы, разогнанной по рельсовому пути двигателем, – 9851 км/ч. Для нужд наземного транспорта достаточна скорость в 500–600 км/ч, а это всего 5000–6000 оборотов в минуту для колеса средних размеров. При высоких скоростях движения колесного транспорта проблемы возникают не из-за колеса как такового, а в силу необходимости обеспечить высокую ровность дорожного полотна трассы. Чтобы достичь рекордных скоростей, сегодня используют, например, очень гладкую поверхность дна высохшего соляного озера. Но что может быть ровнее натянутой до высоких усилий струны? Струны, которая издавна использовалась в транспортных целях, хотя и не в качестве направляющей, а в качестве приводного механизма, обеспечивающего высокую скорость движения стрелы, выпущенной из лука. Тетива в луке имеет малую длину. А если эту струну натянуть на опоры, удаленные друг от друга на большое расстояние, то неизбежно появится параболический прогиб, обусловленный действием силы тяжести.

Последние достижения в технике свидетельствуют, что колесо еще не исчерпало своих возможностей.

Наивысшая скорость, занесенная в Книгу рекордов Гиннеса

Автомобиль

1190 км/ч

Платформа, разогнанная по рельсовому пути двигателем

9851 км/ч

Тому, как из такой струны сделать идеально ровный и очень жесткий путь движения для колесного электрического транспорта, и посвящена первая часть книги. В ней рассмотрена принципиальная схема струнной транспортной системы (СТС) и дано описание отдельных узлов, агрегатов и конструктивных элементов. Кроме этого, подробно исследованы динамика движения экипажа и колебания струнной путевой структуры, а также представлено технико-экономическое обоснование проекта.

В настоящей работе впервые предлагается общая концепция СТС (глава 1), прорабатывается ее конструкция (глава 2) и сделан анализ основных научно-технических проблем, возникающих при осуществлении данного проекта (глава 3).

К ним, в частности, относятся: расчет и управление динамикой движения транспортных модулей по струнной транспортной эстакаде (СТЭ), исследование прочности модулей и несущей конструкции, трибология контакта «колесо – струна» при сверхвысоких скоростях движения и другие вопросы.

В главе 4 приводятся результаты разработки динамической модели и расчетные оценки параметров движения транспортных модулей по струнной транспортной линии.

Что может быть ровнее натянутой до высоких усилий струны?

На основании ряда общих допущений получены уравнения, описывающие движение в вертикальной плоскости системы «путевая структура – модули». Для решения этих уравнений при некоторых ограничениях на конструктивные параметры системы предложен метод последовательных приближений и сформулирована задача о колебаниях путевой структуры под действием движущихся нагрузок.

Исследованы колебания СТЭ для случая, когда модуль упругости корпуса струнного рельса СТЭ мал, а материал наполнителя несжимаем. Получены формулы для максимального прогиба пролета при движении одиночной нагрузки и потока нагрузок. Исследуются колебания линии с учетом упругих и диссипативных свойств корпуса и наполнителя.

Проведен анализ времени затухания длинных и коротких волн после схода нагрузки с пролета. Получены условия резонанса при движении потока нагрузок по линии со сплошным и разрезным корпусом.

В виде графиков представлены результаты расчетов динамического прогиба пролета при различных условиях движения нагрузок и различных значениях конструктивных параметров. Проведен подробный анализ полученных графиков, сделаны обобщения и сформулированы выводы.

Идея струнного транспорта зародилась у автора при работе над более грандиозным проектом – программой безракетного освоения космоса. Ему удалось найти единственно возможное решение, не противоречащее законам физики, где используется «принцип барона Мюнхгаузена», который, как известно, вытащил и себя и коня из болота, потянув за свою косичку. Реализация этой идеи возможна, если центр масс космической транспортной системы совпадает с центром Земли, для чего она должна охватить планету в виде кольца. Вместо косички в ней будет использован магнитный подвес, а подниматься в космос можно будет с помощью центробежных сил, создаваемых движущимся вдоль конструкции ротором. Такова принципиальная схема общепланетного транспортного средства (ОТС).

Вторая часть книги посвящена ОТС и обоснованию неизбежности индустриального освоения космоса в будущем с помощью безракетных систем. Описаны конструкция ОТС, системы разгона ротора до второй космической скорости, динамика движения в атмосфере и в ближнем космосе. Проанализирована структура колец Урана и Сатурна, которые могли быть построены с помощью подобных технических систем. Рассмотрены и другие вопросы, обсуждавшиеся на первой Всесоюзной

Идея струнного транспорта зародилась у автора при работе над более грандиозным проектом – программой безракетного освоения космоса.



научно-технической конференции «Безракетная индустриализация космоса: проблемы, идеи, проекты», проведение которой было организовано автором 26–28 апреля 1988 г. в г. Гомеле.

Обе части книги объединены не только общим авторством, но и тем, что СТС и ОТС являются струнными транспортными системами, так как их поперечные размеры бесконечно малы в сравнении с длиной и они растянуты в продольном направлении до значительных усилий.

Проект СТС появился как результат работы над эстакадой ОТС, создание которой является наиболее трудоемкой частью этого проекта, так как эстакада будет иметь протяженность в десятки тысяч километров и должна опоясывать Землю по одной из широт.

Принципиальная схема ОТС по данной причине подвергалась критике со стороны многочисленных оппонентов. Стремление упростить и удешевить конструкцию эстакады привело к созданию линейной струнной системы, которую предлагается использовать в качестве путевой структуры наземного скоростного транспорта.

Серьезные исследования по проектам, описанным в настоящей монографии, в мире не проводятся. Об этом свидетельствуют результаты патентного поиска на мировую новизну по международным заявкам на струнные транспортные системы и анализ научных публикаций.

Проект СТС появился как результат работы над эстакадой ОТС.

Автор считает своим долгом выразить искреннюю благодарность:

к. ф.-м. н. Вярвьильской О.Н.,
к. ф.-м. н. Савенкову В.А.,
к. ф.-м. н. Савчук В.П.,
к. ф.-м. н. Козловскому Н.И.
(Белорусский государственный университет) за содействие в подготовке главы 4 (часть 1);

к. т. н. Шилько С.В.,
к. т. н. Чижикю С.А.
(Институт механики металлополимерных систем Академии наук Беларуси) – в подготовке глав 3 и 4 (часть 1);
к. ф.-м. н. Казбану А.М.
(Воронежский политехнический институт),
к. т. н. Лизареву А.Д. – в подготовке глав 1–5 (часть 2);
д. т. н. Петроковцу М.И. – за рецензирование части 2 монографии.

Глава 1

Общая концепция СТС
как альтернативы
существующим видам транспорта

Основу любой транспортной системы составляет транспортная магистраль, по которой осуществляется движение транспортных модулей. Как правило, она является очень материалоемкой (автодорожное полотно, рельсовый путь, мосты, туннели, земляное полотно и т. п.), и затраты на нее определяют основную стоимость всей системы. Поэтому важно, насколько эффективно используются физико-механические свойства материалов в конструкции транспортных коммуникаций.

Из четырех видов напряженно-деформированного состояния материалов – растяжение, сжатие, изгиб, кручение – наиболее благоприятным, в смысле наиболее полного использования физико-механических свойств материалов, является растяжение. Это можно проиллюстрировать следующим примером. Останкинская телебашня, работающая на сжатие, автодорожный мост с пролетом 500 м, испытывающий изгиб, и работающий на растяжение канат длиной в 500 м, к которому подвешен груз в 100 тонн, имеют примерно одну и ту же длину и рассчитаны на примерно одинаковую полезную нагрузку. Однако материалоемкость последней конструкции в тысячи раз ниже, так как диаметр каната составляет менее 10 см, в то время как и телебашня, и мост с таким пролетом имеют в поперечнике размер свыше 10 м.

Из механики известна расчетная схема, элементы которой работают на растяжение, обладающая уникальными возможностями: нагруженная до предела прочности материала, она способна нести еще большую дополнительную нагрузку, не разрушаясь.

Если взять струну, перекинуть ее через два блока и нагрузить до предела прочности усилием T (рисунок 1.1а), то она не разрушится и при дополнительной нагрузке в середине пролета $P < 2T$ за счет появления прогиба y_c (рисунок 1.1б).

Такую конструкцию можно трансформировать в линейную схему большой протяженности (рисунок 1.2а), в которой роль блоков выполняют подвижные опоры 3, а вместо грузов, имеющих вес T , струна растянута усилием T и закреплена в жестких опорах 4.

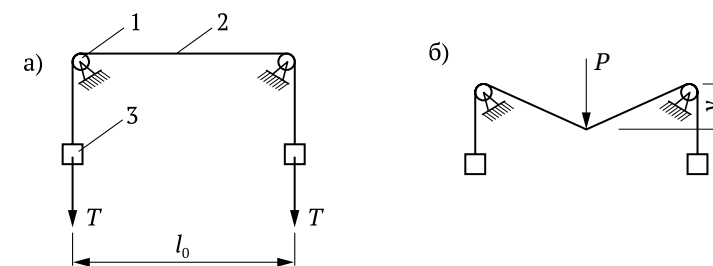


Рисунок 1.1 – Струнная блочная система:
а – без внешней нагрузки; б – с нагрузкой; 1 – блок; 2 – струна; 3 – груз

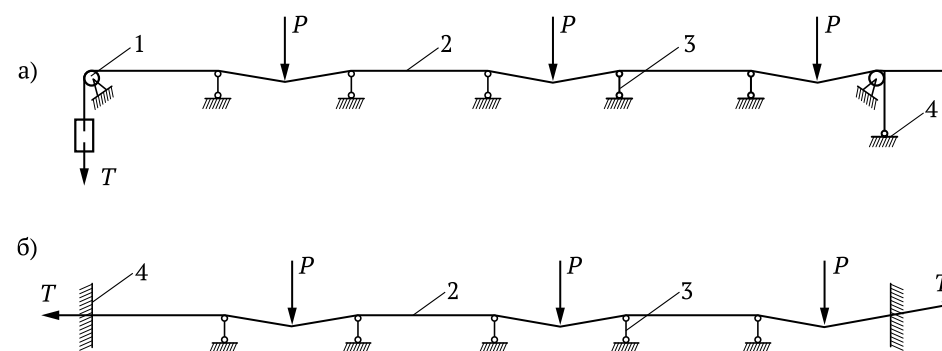


Рисунок 1.2 – Струнная линейная система:
а – с блоком на конце струны; б – с заделкой концов струны;
1 – блок; 2 – струна; 3 – шарнирная опора; 4 – заделка (анкер)

Анализ приведенных схем показывает, что при $P < 0,1T$ напряжения в струне с заделкой (рисунок 1.2б) превышают аналогичные напряжения в струне с блоками (рисунок 1.1б) всего на 1 %, даже если в каждом пролете (в первом случае) будет находиться одна нагрузка P . При менее нагруженной струне эта разница будет еще меньше. Такой разницей в инженерных расчетах можно пренебречь. А если $P < 0,01T$, то это различие становится пренебрежимо малым – менее 0,1 %.

Схема может быть использована в качестве основы для создания новых транспортных линий [39, 40, 41, 42, 43] (транспорт НТЛ) и модернизации традиционных мостов и путепроводов (струнные автомобильные и железнодорожные мосты).

Движение транспорта НТЛ осуществляется по путевой структуре, основу которой составляют два рельса-струны, выполненные особым образом (рисунок 1.3). Струны 2 и 4 набраны из отдельных проволок или полос

из прочного материала (например, из стали), натянуты усилием в несколько сотен тонн и установлены на легких опорах высотой 5–50 м и более, размещенных друг от друга на расстоянии 40–100 м и более (рисунки 1.4–1.15). Запитка транспортных модулей электрической энергией осуществляется через колеса, контактирующие со струнными рельсами. Путевая структура НТЛ выполнена таким образом, чтобы рабочая поверхность (головка рельса), по которой движутся колеса транспорта, представляла собой гладкую поверхность без стыков («бархатный путь»). Важно, что прямолинейность рельса не зависит от прогиба u_c струны под действием веса модуля в промежутке между опорами. Несмотря на низкую материалоемкость, такая путевая структура, как показано в главах 2 и 4, будет не менее жесткой конструкцией, чем массивные традиционные балочные автомобильные и железнодорожные мосты, так как ее прогиб под действием рабочей нагрузки (движущихся транспортных модулей) составит величину $1/1000$ и менее от длины пролета.

При скоростях движения свыше 200 м/с (720 км/ч) транспортную систему следует разместить в специальной трубе диаметром 2–3 м, из которой откачан воздух. Труба может находиться как над, так и под землей, и под водой на глубине 10–100 м и более, чтобы не мешать судоходству и не подвергаться разрушительному действию стихии.

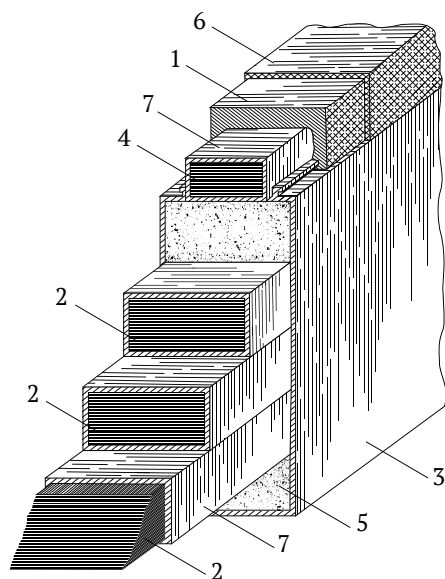


Рисунок 1.3 – Конструкция рельса-струны:

1 – головка; 2 – основная струна; 3 – корпус; 4 – дополнительная струна;
5 – наполнитель; 6 – износостойкое покрытие; 7 – защитная оболочка струны

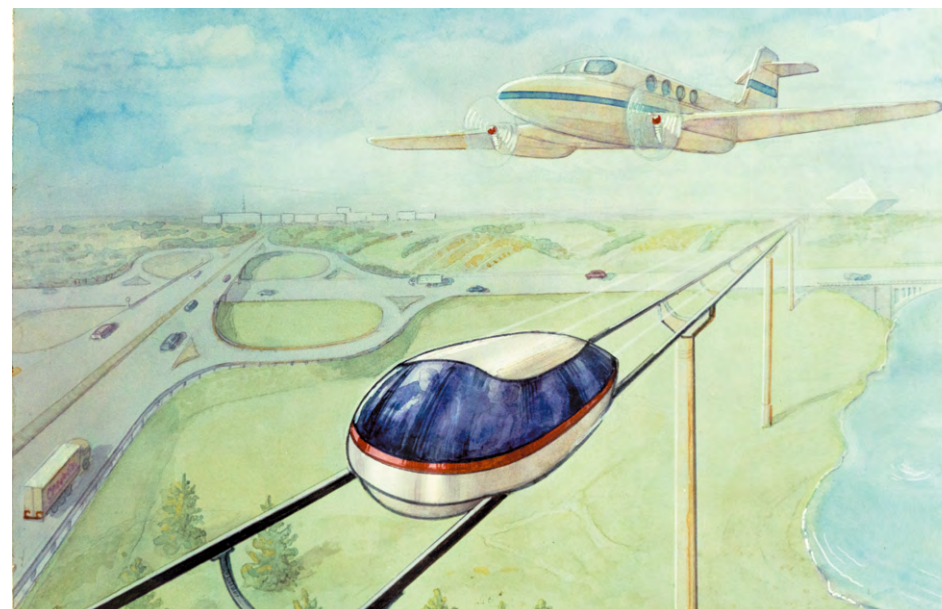


Рисунок 1.4 – Скорость транспорта НТЛ, как у самолета



Рисунок 1.5 – Трасса НТЛ на высоких опорах (около 100 м)

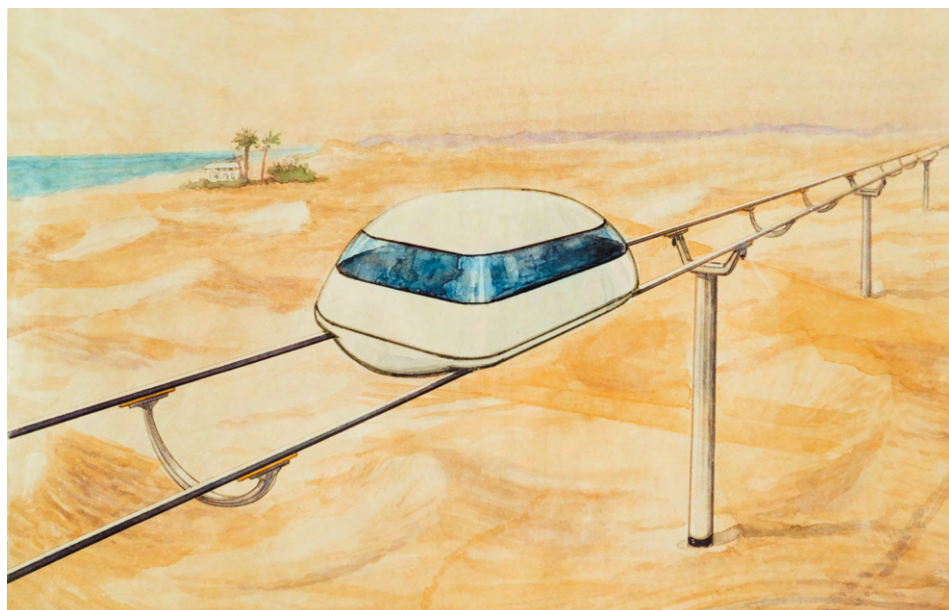


Рисунок 1.6 – Трасса НТЛ в пустыне

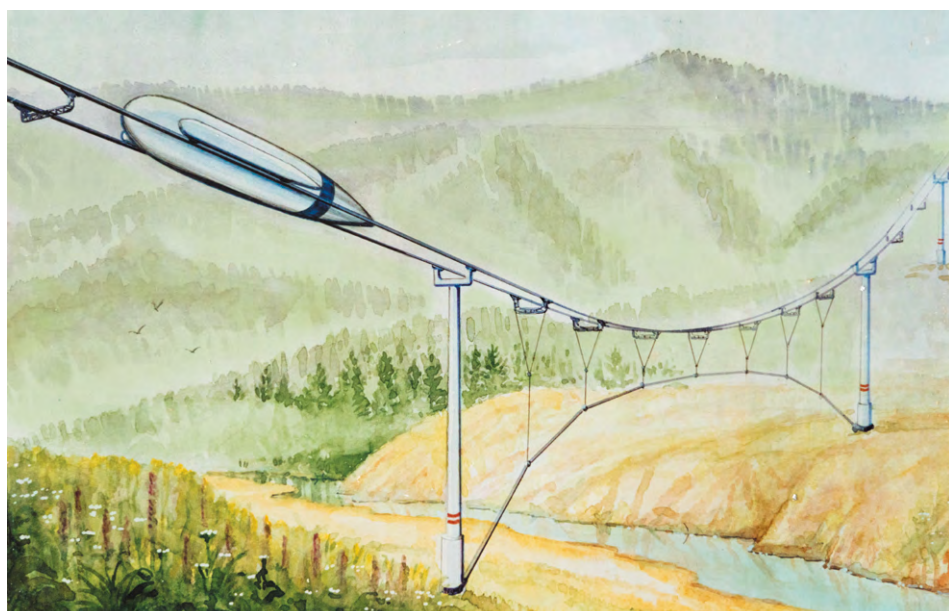


Рисунок 1.7 – Трасса НТЛ в горах

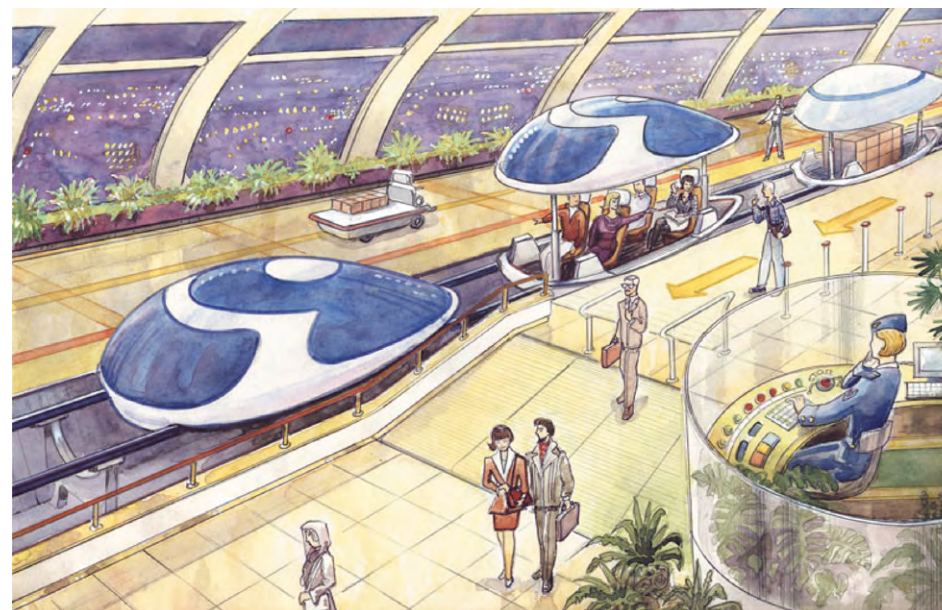


Рисунок 1.8 – Вокзал

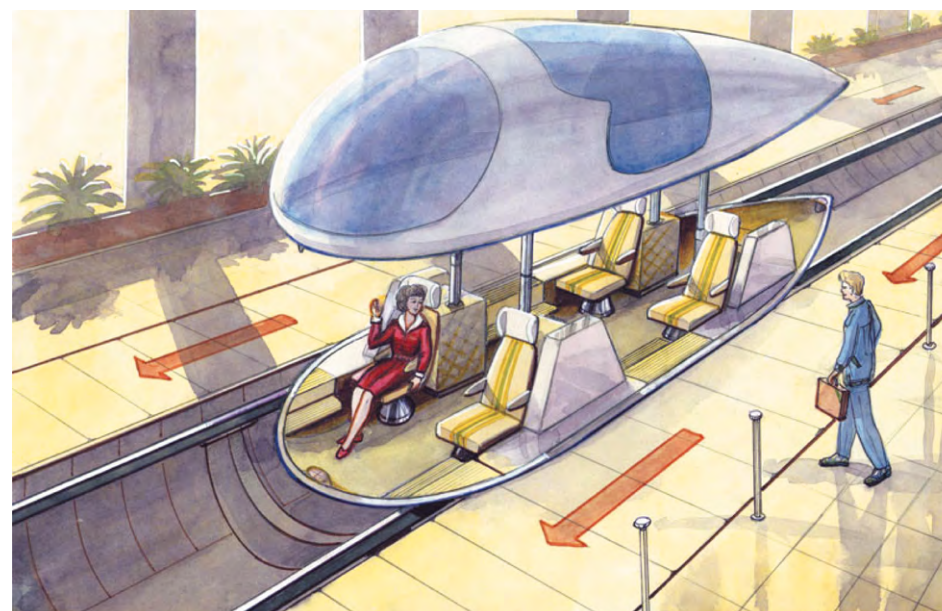


Рисунок 1.9 – Посадка в транспортный модуль



Рисунок 1.10 – Трасса НТЛ в городе

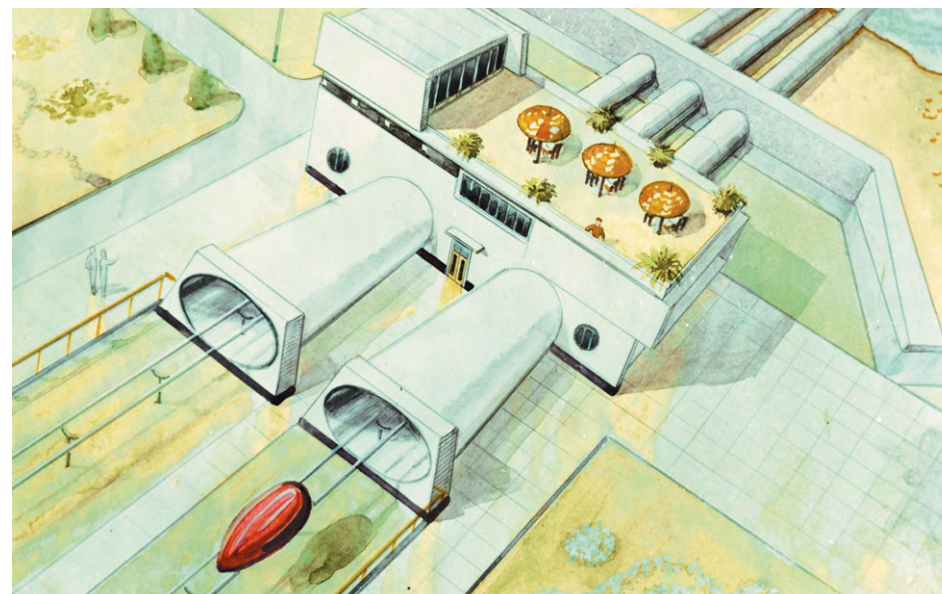


Рисунок 1.12 – Вход трассы НТЛ на морской участок

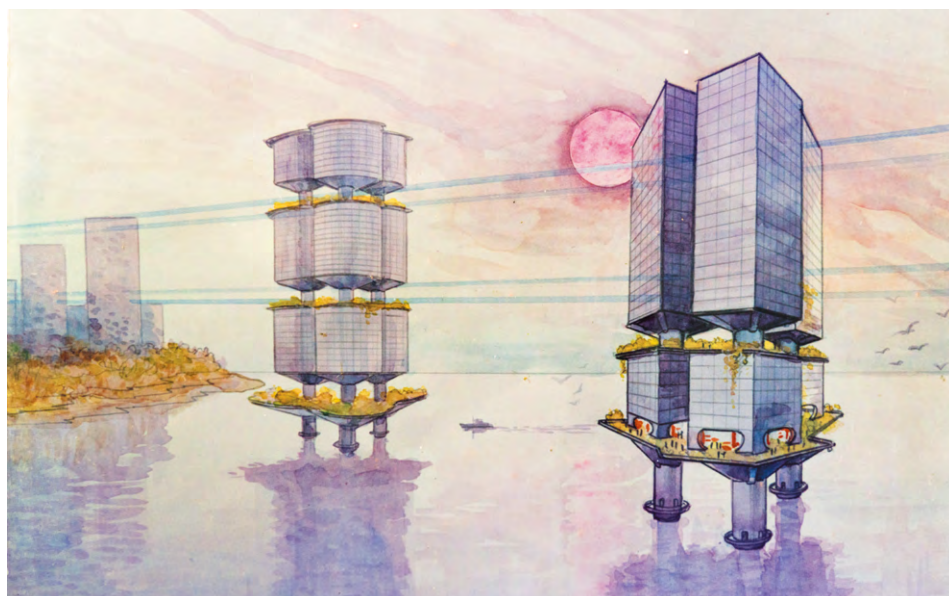


Рисунок 1.11 – Трасса НТЛ на шельфе океана
(в качестве опор – небоскребы)

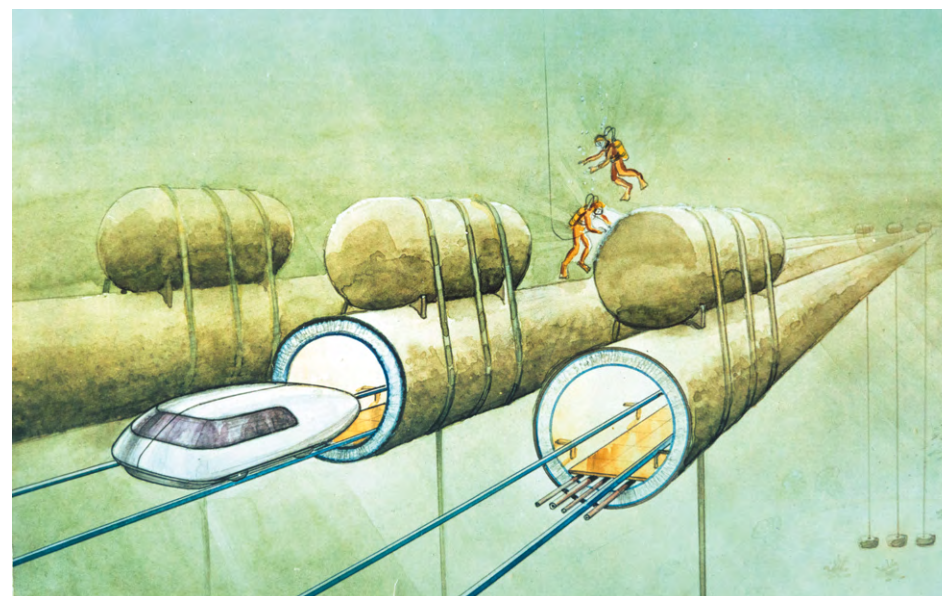


Рисунок 1.13 – Морской участок трассы НТЛ (форвакуумная труба-туннель
с нулевой плавучестью размещена на глубине 50 м)

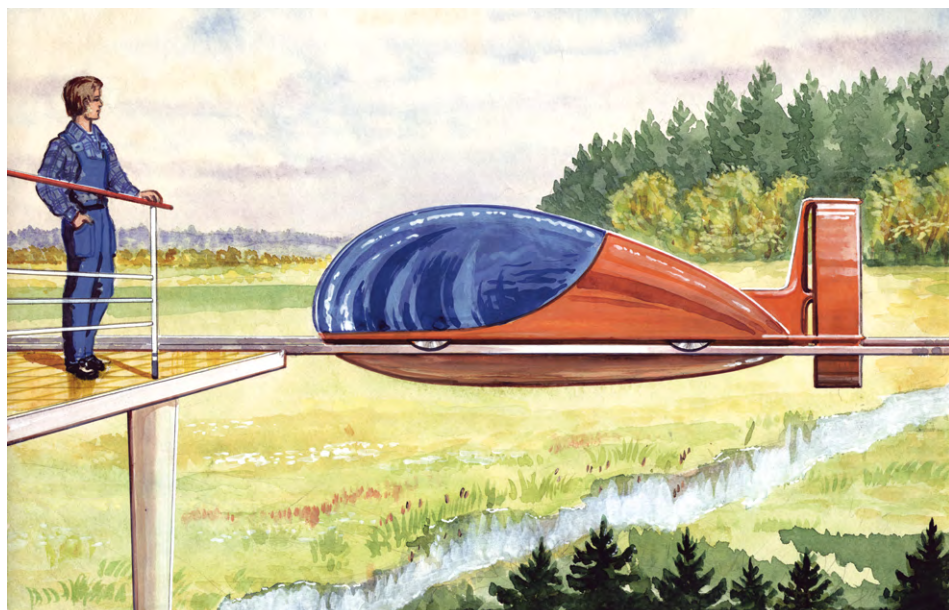


Рисунок 1.14 – Ютран с толкающим воздушным винтом

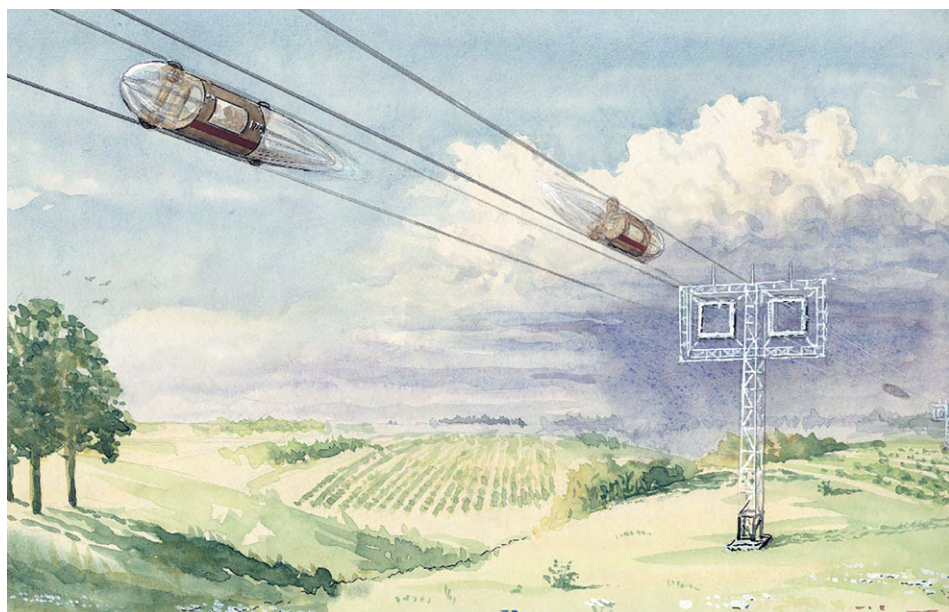


Рисунок 1.15 – Вариант промежуточной опоры

Транспорт НТЛ будет выгодно отличаться от известных видов наземного транспорта практически по всем критериям*:

- является экологически чистым, так как потребляет электрическую энергию (запитка от существующих электрических сетей), будет практически бесшумным и не требует отчуждения значительной территории под строительство и эксплуатацию, что особенно важно как в промышленно развитых районах (не нарушается сложившаяся сеть транспортных, энергетических и иных коммуникаций, существующая застройка и т. п.), так и в неосвоенных и труднодоступных регионах (не будет нарушаться сложившийся биогеоценоз – предгорья и горы, тайга и джунгли, обводненные земли и шельф моря);
- имеет высокую пропускную способность (одна линия – до 1 млн пассажиров и до 500 тыс. тонн грузов в сутки). Будет рентабельным и при низкой интенсивности движения – порядка 1000 пассажиров в сутки (что объясняется невысокой стоимостью трасс и транспортных модулей и невысокими эксплуатационными издержками);
- не требует большого количества ресурсов для строительства (например, основных материалов – стали и бетона – при аналогичной пропускной способности необходимо во много раз меньше, чем для автомобильных и железных дорог; а по объему земляных работ НТЛ в сотни раз экономичнее последних);
- является самым экономичным транспортом, так как при эксплуатации энергетические потери определяются только аэродинамикой (КПД электропривода в НТЛ достигает 90 %). Аэродинамические качества НТЛ могут быть близки к идеальным благодаря тому, что транспортный модуль практически не имеет выступающих частей. Кроме того, благодаря отсутствию сплошного дорожного полотна, на транспортный модуль не действует ухудшающий эффективность экранный эффект;
- прост в эксплуатации и в управлении (регулируемые параметры – скорость движения и дистанция между соседними транспортными единицами – позволяют легко автоматизировать управление движением, а также отказаться от водителя);
- имеет на порядок меньшую удельную стоимость строительства (отнесенную к пропускной способности), чем у автомобильных и железных дорог;
- базируется на уже существующих научно-технических решениях и не требует для реализации чрезмерно высокого научного, технического и производственного потенциала;

* Подробное обоснование преимуществ транспортной системы НТЛ дано ниже в главе 2.

- позволяет в перспективе достичь скорости 1000 км/ч за счет размещения в вакуумируемом туннеле небольшого диаметра (около 2,5 м) при использовании систем магнитного подвеса и линейного электродвигателя;

- имеет высокую комфортность движения благодаря тому, что при движении по путевой структуре, представляющей собой «бархатный путь», практически будут отсутствовать вибрация, шум, перегрузки и другие подобные негативные факторы, а такие нежелательные «спутники» автомобиля, как выхлопные газы и пары горюче-смазочных материалов, будут исключены;

- является всепогодным транспортом, так как неблагоприятные погодные условия (дождь, снег, ураган, пыльные бури и т. п.) практически не отражаются на его эксплуатации;

- обеспечивает высокую безопасность движения, поскольку даже в экстремальных условиях (землетрясение, оползень, ураган, наводнение и т. п.) сохраняется живучесть транспортной системы (падение одной или нескольких соседних опор приведет лишь к увеличению пролета, но не к нарушению целостности путевой структуры), а отсутствие человека в управлении транспортным средством и транспортными потоками позволяет свести аварийность практически к нулю;

- может служить универсальным видом транспорта, так как будет использоваться как на сухопутных, так и на морских участках транспортных линий;

- является более долговечным, чем железные и автомобильные дороги. Подвергающиеся динамическому воздействию элементы трассы НТЛ прочнее и долговечнее традиционных материалов автомобильных дорог (бетона и асфальтобетона) и находятся в значительно более благоприятных условиях эксплуатации, чем рельсы и шпалы железных дорог как из-за отсутствия стыков и более высокой прямолинейности рельсов-струн, так и по причине значительно меньших контактных напряжений в паре «колесо – рельс». Кроме этого, в НТЛ отсутствует фактор загрязнения пути и многолетнего накопления необратимых деформаций земляных насыпей;

- благодаря особой конструкции транспортных модулей, трассы НТЛ легко преодолеют без промежуточных опор глубокие ущелья, проливы и другие подобные препятствия шириной до 5–10 км и смогут подниматься в горы и спускаться с них под углом до 45–60°;

- расход материалов и, соответственно, стоимость трасс НТЛ мало зависит от рельефа местности и ее особенностей, поэтому с помощью

новой транспортной системы значительно облегчается освоение пустынь, болотистых участков суши, зон вечной мерзлоты, тайги, тундры, океанских шельфов, гор и др.

К числу достоинств транспорта НТЛ относится и то, что при более высоком уровне комфорта, чем у легкового автомобиля, транспортный модуль будет дешевле последнего в 2–3 раза, а пользоваться им сможет даже неподготовленный оператор путем введения (например, с голоса) кода пункта назначения в автоматизированную систему управления.

Технические, эксплуатационные, экономические и иные характеристики транспортной системы НТЛ по сравнению с основными видами транспорта представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Сравнительные данные транспортной системы НТЛ и известных транспортных систем (для двустороннего перемещения 10 000 пассажиров в час)

Показатель	Транспортная система (усредненные данные на один километр протяженности трассы)					
	НТЛ	Автомобильная дорога			Железная дорога	Гражданская авиация
		асфальто-бетонное покрытие	железобетонное покрытие	эстакада		
1	2	3	4	5	6	7
1. Ресурсное обеспечение						
1.1. Объем земляных работ, тыс. м ³	0,1	75	75	2	50	1
1.2. Расход стали, тыс. т	0,1	0,01	0,1	0,5	0,4	0,01
1.3. Расход бетона и железобетона, тыс. м ³	0,1	0,1	4	8	0,5	0,5
1.4. Расход щебня, тыс. м ³	–	5	5	–	5	0,5
1.5. Расход асфальтобетона, тыс. м ³	–	4	–	1,5	–	0,1
1.6. Площадь отчуждения земли под трассу, га	0,02	5	5	2	5	1

Продолжение таблицы 1

1	2	3	4	5	6	7
2. Эксплуатационные характеристики						
2.1. Эксплуатационная скорость*, км/ч	250**–500	80–100	80–100	80–100	100–150	200–500
2.2. Стоимость трассы, относит. единиц	1	3	4	10	4	1
2.3. Мощность двигателя транспортного средства, кВт/пассажир	5	20	20	20	15	100
2.4. Затраты энергии на перемещение, кВт·ч/пассажир/1000 км	55	220	220	220	120	250
2.5. Вид используемой энергии	Электр.	Хим.	Хим.	Хим.	Электр.	Хим.
2.6. Стоимость энергии, относит. единиц	1	5	5	5	1,2	6
2.7. Стоимость подвижного состава на плече 1000 км, относит. единиц	1	5	5	5	2	10
2.8. Зарботная плата обслуживающего персонала, относит. единиц	1	10	10	10	2	5
2.9. Стоимость вокзалов, станций и сопутствующих служб, относит. единиц	2	1	1	1	2	5

* Эксплуатационная скорость взята на плече 1000 км из расчета доставки пассажира из центра города отправления в центр города назначения (с учетом потерь времени на приобретение билета, доставку в аэропорт, ожидание вылета самолета, заправку горючим, отдых водителя и т. д.).

** Расходы для системы НТЛ приведены для эксплуатационной скорости 500 км/ч.

Окончание таблицы 1

1	2	3	4	5	6	7
2.10. Факторы, препятствующие безопасности движения	Отсутствуют. Всепогодность	Туман, дождь, гололед, снежные заносы	Туман, дождь, гололед, снежные заносы	Туман, дождь, гололед, снежные заносы	Снежные заносы	Туман, снег, гроза, птицы
2.11. Неблагоприятное воздействие на окружающую среду	Отсутствует	Хим. загрязнение, шум, препятствует миграции животных, движению почв. вод	Хим. загрязнение, шум, препятствует миграции животных, движению почв. вод	Хим. загрязнение, шум	Шум, вибрация почвы, препятствует миграции животных, движению почв. вод	Хим. загрязнение, шум, инверсионный след
2.12. Усредненная скорость поточного строительства трассы, км/сутки	1	0,5	0,5	0,05	0,5	–

Глава 2

Конструктивные особенности СТС

Разработчиком СТС является фирма НТЛ (новые транспортные линии), созданная для этих целей в г. Минске в 1994 г., а патентообладателем и автором – генеральный конструктор СТС Анатолий Юницкий и фирма NTL Neue Transportlinien GmbH (г. Берлин), созданная в 1994 г. в Германии с целью правовой защиты проекта. На принципиальную схему СТС и ее конструктивные особенности подана международная заявка на изобретение «Линейная транспортная система» (г. Женева, Швейцария) № 9 РСТ/IB 94/00065 от 08.04.1994 и получен первый патент (Российская Федерация, патент № 94026782/11 от 26.09.1994). Переход на национальную стадию патентования в 40 странах мира будет осуществлен в 1996 г., поэтому конструктивные особенности СТС в настоящей работе могут быть раскрыты лишь в пределах международной заявки, хотя степень проработанности СТС в настоящий момент значительно выше.

2.1. Принципиальная схема СТС

Струнная транспортная система представляет собой конструкцию, имеющую большую протяженность, достигающую тысячи километров. Характеристики такой системы – надежность, долговечность, предельная скорость движения, стоимость строительства и эксплуатации и другие параметры – будут зависеть не только от конструкции ее отдельных элементов, но и от их линейной компоновки. Такая компоновка для наиболее характерных участков трассы (равнинные, горные и морские регионы) представлена на рисунке 2.1.

Струнная путевая структура 1 размещена на опорах, разделяющихся на три характерных типа: промежуточная (поддерживающая) опора 2, анкерная 3 и тормозная опора 4. Опоры установлены, соответственно, с шагом $l_0 = 10-200$ м и более, $l_a = 1-100$ км, $l_r = 0,1-10$ км. Расстояние между опорами зависит от технологии строительства, рельефа местности, используемых материалов для несущих конструктивных элементов, особенно для струны, условий эксплуатации, массы и расчетной скорости движения транспортного модуля, усилий натяжения струны и других факторов.

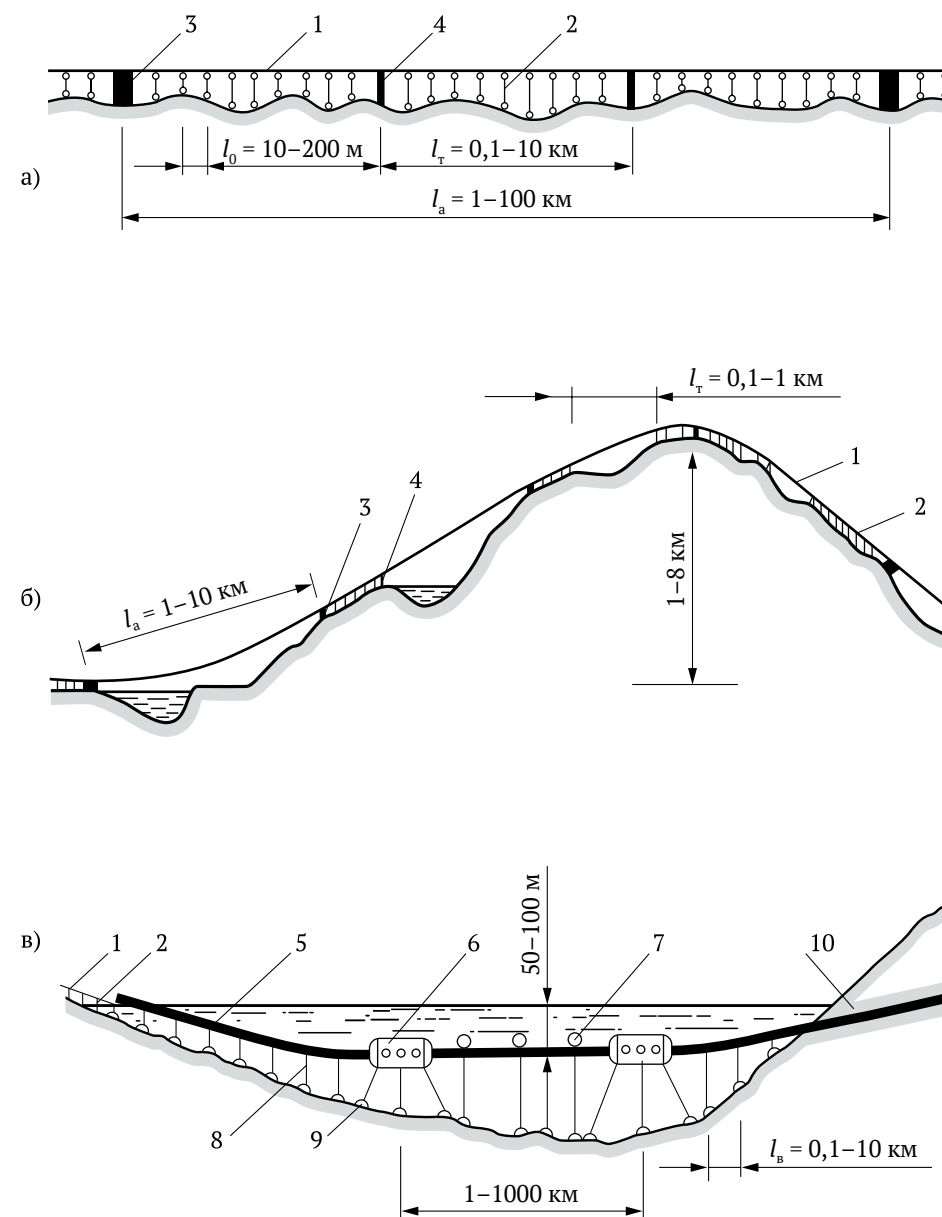


Рисунок 2.1 – Линейная схема СТС (варианты):
 а – равнинный участок; б – горный участок; в – морской участок;
 1 – струнная путевая структура; 2 – промежуточная (поддерживающая) опора;
 3 – анкерная опора; 4 – тормозная опора; 5 – труба-туннель;
 6 – подводная станция-поплавок; 7 – поддерживающий поплавок;
 8 – якорная тяга; 9 – якорь; 10 – подземный туннель

На участках со сложным рельефом местности трасса может проходить расстояние l_T между соседними тормозными опорами одним пролетом длиной 0,1–1 км и более (без промежуточных опор). При этом параболический прогиб провисающей рельсо-струнной путевой структуры под действием силы тяжести может иметь значения $(0,001–0,01)l_T$ и может быть плавно вписан в продольный профиль трассы (рисунок 2.1б). В аналогичных случаях СТС может проходить расстояние l_a между соседними анкерными опорами одним пролетом длиной до 10 км. Таким путем могут быть преодолены глубокие ущелья, проливы, расстояния между островом и материком, вершинами соседних гор и другие препятствия. Параболический прогиб путевой структуры под действием силы тяжести не превысит в этом случае значения $0,05l_a$, что также позволяет плавно вписать его в продольный профиль трассы.

На морском участке трасса СТС размещена в подводной трубе-туннеле 5, выполненной с нулевой плавучестью и размещенной на глубине 50–100 м и более. На такой глубине исключается воздействие разрушительных штормов и, кроме того, туннель не будет зацеплен подводной лодкой или кораблем с самой большой осадкой. С целью огибания мощных морских течений туннель может уходить на большую глубину. Для обеспечения избыточной плавучести, чтобы не допустить затопления трубы под воздействием подвижной нагрузки, служат поплавки 7, которые заякорены на дне моря. Учитывая низкую материалоемкость якорных тяг и их редкое размещение (через 0,1–10 км), глубина моря не имеет принципиального значения для стоимости СТС. Роль анкерных опор выполняют подводные станции-поплавки 6, изготовленные с высокой избыточной плавучестью. Промежуточные и тормозные опоры СТС, обладающие небольшими размерами, размещены внутри туннеля. Труба-туннель, выполненная из стали или предварительно напряженного железобетона, имеет внутренний диаметр 2,5–3 м и растянута в продольном направлении до усилия порядка 1000 тс и выше. Поэтому она будет работать в СТС и как струна с пролетом l_b .

На основных участках СТС, т. е. на участках протяженностью l_0 (между поддерживающими опорами 2), путевая структура не имеет прогибов (рисунок 2.2а), так как статический прогиб y_c струны 3 размещен («спрятан») внутри ее конструкции. Нагрузка от веса путевой структуры и транспортного модуля передается на струну посредством прокладки 4, высота которой вдоль пролета изменяется от нуля (над опорой) до максимального значения y_c (в середине пролета). Поэтому головка 5 рельса, по которой движутся колеса транспортных модулей, в статике имеет ровную поверхность без прогибов и стыков. Возможно выполнение СТС, в которой рабочая поверхность головки рельса представляет собой волнистую линию

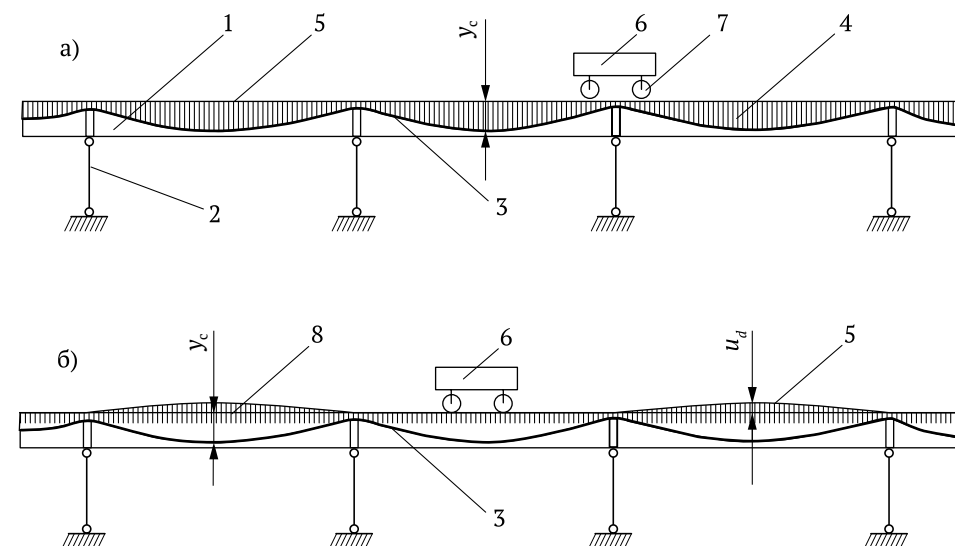


Рисунок 2.2 – Схема продольного сечения струнной путевой структуры:
а – путевая структура без прогибов; б – с антипрогибом (противовыгибом);
1 – путевая структура; 2 – промежуточная опора; 3 – струна;
4 – прокладка (фиксатор) переменной высоты; 5 – головка рельса;
6 – транспортный модуль; 7 – колесо; 8 – прямая линия

(рисунок 2.2б). Ее форма является зеркальным отражением относительно прямой линии 8 динамического прогиба u_d путевой структуры в момент прохождения транспортного модуля. В результате пролетное строение опускается до линии 8, и в каждый момент времени траекторией движения модуля является прямая линия.

На рисунке 2.3 представлены зависимости максимальных статических прогибов струны от погонной (линейной) массы ρ_1 путевой структуры (y_c^{\max}), а на рисунке 2.4 – максимальных прогибов путевой структуры (u_c^{\max}) под действием одиночной нагрузки P (нагрузка и прогиб – в середине пролета) для различных значений усилий T_c натяжения струны, имеющей параболический прогиб, и усилий T_0 натяжений путевой структуры (кроме струн в ней могут быть натянуты головка рельса, корпус и другие конструктивные элементы). Расчеты проводились по формулам, представленным в главе 4. Из графиков на рисунке 2.3 следует, что значения $y_c^{\max} \leq 10$ см достижимы при $l_0 = 40–100$ м и более, $T_c = 100–1000$ тс и более и $\rho_1 = 10–100$ кг/м и более. Такой параболический прогиб может быть легко размещен, «спрятан» внутри путевой структуры, если высота поперечного сечения рельса будет в пределах 10–25 см.

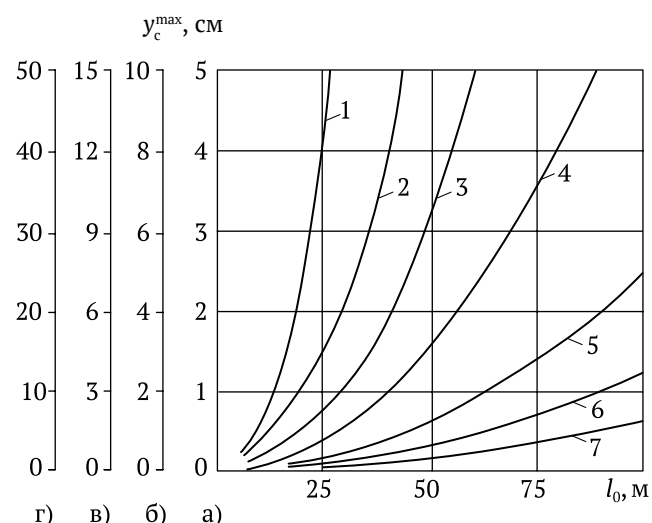


Рисунок 2.3 – Максимальный параболический прогиб струны под действием веса путевой структуры: а – для $\rho_1 = 50$ кг/м; б – 100 кг/м; в – 150 кг/м; г – 500 кг/м; 1–7, соответственно, при $T_c = 100, 250, 500, 1000, 2500, 5000$ и $10\,000$ тс

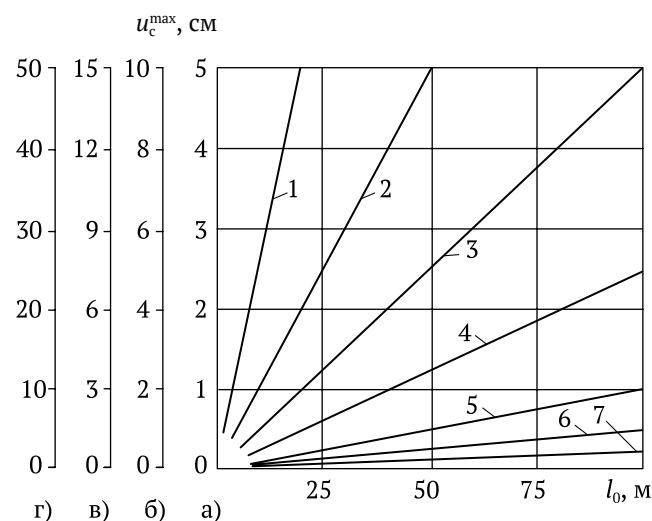


Рисунок 2.4 – Максимальный прогиб путевой структуры под действием одиночной нагрузки: а – для $P = 1$ тс; б – 2 тс; в – 3 тс; г – 10 тс; 1–7, соответственно, при $T_0 = 100, 250, 500, 1000, 2500, 5000$ и $10\,000$ тс

Анализ зависимостей на рисунке 2.4 показывает, что значения $u_c^{\max} \leq 5$ см достижимы для $P = 1-5$ тс при $l_0 = 25-100$ м и $T_0 = 100-1000$ тс. При этом относительная величина прогиба (отнесенная к длине пролета) будет $u_c^{\max}/l_0 < 0,002$. Поэтому под действием полезной нагрузки СТС будет иметь более высокую относительную жесткость, чем существующие автодорожные мосты и путепроводы, относительный прогиб пролетных строений которых при расчетных нагрузках будет выше. Как будет показано ниже (в главе 4), при эксплуатации СТС возможны такие режимы движения транспортных модулей, когда каждый из них движется по невозмущенной путевой структуре, оставляя ее динамические прогибы и колебания позади себя. При этом колебания будут затухать за доли секунды, поэтому временной интервал между соседними транспортными модулями может быть равен 0,5–1 с. Это обеспечит предельную пропускную способность двухпутной трассы СТС 100–300 тыс. экипажей в сутки, или при вместимости одного экипажа 10 пассажиров и его грузоподъемности 5 тонн и более, соответственно, 1 млн пассажиров в сутки и 1 млн тонн грузов в сутки и более.

2.2. Струнная путевая структура

Струнная путевая структура может быть набрана из различного количества рельсов-струн (рисунок 2.5): от одного до четырех и более. При этом рельсы в пространстве могут размещаться в горизонтальной или вертикальной плоскости либо образовывать в поперечном сечении треугольник или четырехугольник. Каждая из этих схем имеет свои достоинства и недостатки.

На рисунке 2.6 показан вариант конструктивного выполнения СТС с двумя рельсами, размещенными в вертикальной плоскости, а на рисунке 2.7 – с тремя рельсами, установленными в горизонтальной плоскости.

В таблице 2.1 представлено сравнение различных схем размещения рельсов в двухрельсовой путевой структуре: а) в горизонтальной плоскости (рисунок 2.5, схемы 4–8), б) в вертикальной плоскости (рисунок 2.5, схемы 9–10).

Стабильность размера колеи трассы на всем протяжении обеспечивают поперечные планки (перемычки), которые выполняют функции шпал на железной дороге. Поскольку планки, в отличие от шпал, не передают нагрузку от движущихся экипажей на основание, они могут быть установлены значительно реже, через 5–50 м. Этот шаг будет зависеть от усилия натяжения струн, жесткости рельсов, массы транспортного модуля, силы бокового ветра и других факторов и должен обеспечивать поддержание колеи с точностью порядка 1 мм (основным средством обеспечения стабильности ширины колеи будут не поперечные планки, а высокие усилия натяжения струн).

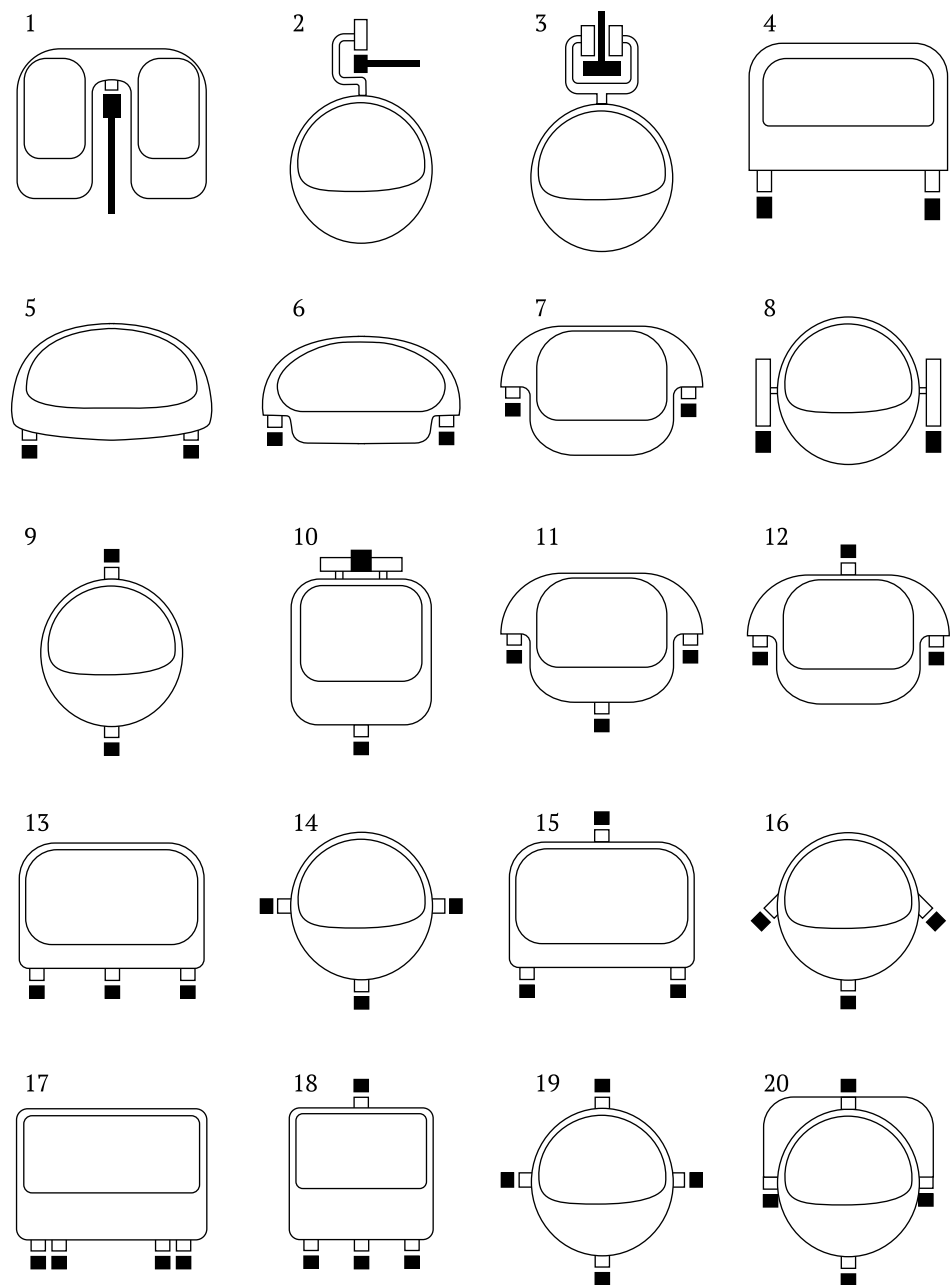


Рисунок 2.5 – Схемы размещения рельсов (варианты):
1, 2, 3 – СТС с одним рельсом; 4, 5, 6, 7, 8 – с двумя рельсами, размещенными по горизонтали; 9, 10 – с двумя рельсами, размещенными по вертикали;
11, 12, 13, 14, 15, 16 – с тремя рельсами; 17, 18, 19, 20 – с четырьмя рельсами

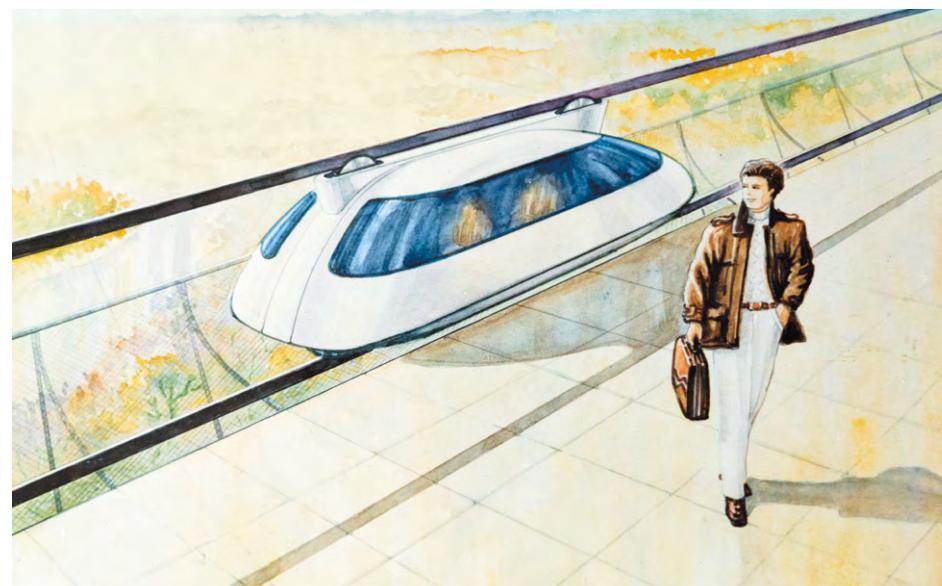


Рисунок 2.6 – СТС с двумя рельсами, размещенными в вертикальной плоскости

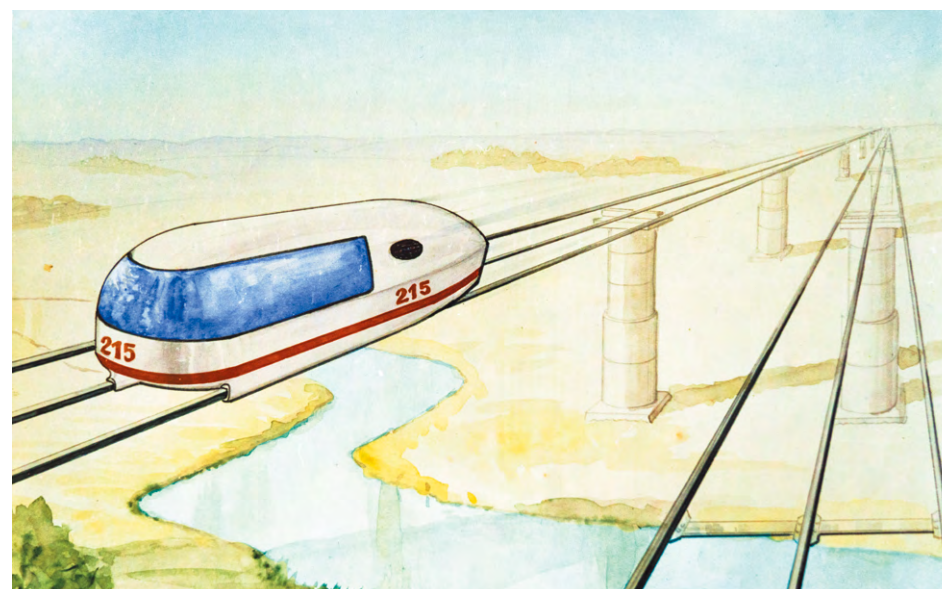


Рисунок 2.7 – СТС с тремя рельсами, размещенными в горизонтальной плоскости

Таблица 2.1 – Достоинства и недостатки различных схем размещения двух рельсов в путевой структуре

СХЕМА А (струны размещены в горизонтальной плоскости)	СХЕМА Б (струны размещены в вертикальной плоскости)
1	2
1. Достоинства	
<p>1.1. Имеется возможность использовать транспортные модули с различной высотой салона, вплоть до 2–3 м (и, соответственно, разной комфортности), при неизменной ширине колеи трассы.</p> <p>1.2. Более удобная посадка и высадка пассажиров (не мешает верхняя струна, как в схеме Б); имеется возможность аварийной эвакуации транспортного модуля, например, с помощью вертолета, с любого места трассы.</p> <p>1.3. Большая пассажировместимость при тех же размерах транспортного модуля, так как, в отличие от схемы Б, в одном ряду в салоне может быть два и более пассажирских сидений (схема Б критична к несимметричной загрузке, поэтому в каждом ряду должно быть одно сиденье – по центру) и, соответственно, меньше расход энергии на движение (в пересчете на одного пассажира) и ниже материалоемкость модуля.</p> <p>1.4. В несколько раз меньший вес поперечных планок, которые задают ширину колеи (они в 2–3 раза короче, чем в схеме Б, и меньше нагружены, так как нет необходимости передавать нагрузку с нижней струны на верхнюю).</p> <p>1.5. Хороший обзор местности (на уровне глаз и над головой пассажиров нет никаких конструктивных элементов трассы).</p> <p>1.6. Симметричная путевая структура (левый и правый рельсы одинаковы).</p> <p>1.7. Традиционность компоновочного решения (привычная всем конструкция, как у автомобиля и поезда, – колеса внизу).</p> <p>1.8. Не произойдет схода экипажа с рельсового пути даже в случае поломки одного или нескольких колес (в случае поломки колеса «крылья» транспортного модуля будут работать как лыжи).</p>	<p>1.1. Улучшенная аэродинамика (нет обтекателей для размещения колес, как в схеме А, и возможны три колеса – два внизу, одно сверху. В то время как в схеме А минимальное число колес – четыре) и, соответственно, выше предельная скорость движения, ниже шум (что важно при движении на воздухе; в вакуумированной трубе это не имеет принципиального значения).</p> <p>1.2. Меньший вес транспортного модуля при той же его длине, что и в схеме А (нет «крыльев» и более благоприятное напряженно-деформированное состояние несущей конструкции корпуса модуля).</p> <p>1.3. Невозможен аэродинамический «взлет» (сход с рельсового пути) транспортного модуля при высоких скоростях движения, например, в результате резкого бокового порыва ветра, смерча.</p> <p>1.4. Возможно движение под любым углом к горизонту, вплоть до 90°, т. е. вертикально вверх или отвесно вниз, например, в горах (путем распора колес).</p> <p>1.5. Транспортный модуль вписывается в трубу (в том числе в вакуумированную) меньшего диаметра (при одинаковой ширине колеи), что удешевит строительство.</p> <p>1.6. Без дополнительных мер обеспечивается устойчивость от опрокидывания путевой структуры при пролетах свыше 100 м, например, при переходе через ущелье (путем предварительного натяжения верхней струны до больших напряжений, чем у нижней струны).</p> <p>1.7. Велосипедная (мотоциклетная) схема движения (два нижних несущих колеса), что при высоких скоростях движения обеспечит с помощью электроники устойчивое движение и без верхних поддерживающих колес.</p>

Продолжение таблицы 2.1

1	2
<p>1.9. Возможно прохождение стрелочного перевода на большей скорости, чем в схеме Б (стрелочный перевод по схеме: «вверх» либо «вниз»), так как пассажиры и транспортный модуль легче переносят вертикальные нагрузки, чем боковые. Это ускорит перевод на другой путь и не потребует торможения потока экипажей при подобных маневрах.</p>	<p>1.8. Отсутствует перекося путевой структуры и транспортного модуля из-за неодинакового натяжения струн в разных рельсах (например, в результате обрыва части растянутых элементов – лент, канатов или проволок – в одном из рельсов).</p> <p>1.9. Проще стрелочный перевод, традиционность его решения (увод экипажа в сторону), ниже время на переключение стрелочного перевода в другое положение (для переключения достаточно перемещения рельса в сторону на величину порядка 0,1 м, в то время как в схеме А такое перемещение вверх или вниз превысит 1 м).</p>
2. Недостатки	
<p>2.1. Ухудшенная аэродинамика (из-за того, что корпус экипажа в поперечном сечении не может иметь идеальную круглую форму из-за колес) и, соответственно, повышенный расход энергии при движении на открытом воздухе (при одинаковой длине транспортных модулей).</p> <p>2.2. Существует вероятность схода транспортного модуля с рельсового пути при высоких скоростях движения (аэродинамический взлет), поэтому необходимы дополнительные меры, увеличивающие вес и ухудшающие аэродинамические характеристики экипажа (антикрыло либо соответствующая аэродинамическая форма корпуса, исключающая аэродинамический взлет при любых сочетаниях ветра и скоростей движения транспорта).</p> <p>2.3. Большой вес при той же длине экипажа (из-за «крыльев», их обтекателей и более массивной несущей конструкции из-за худшего напряженно-деформированного состояния корпуса).</p> <p>2.4. Возможность движения без специальных мер лишь под углом 10–15° к горизонтали (что, впрочем, недостижимо для современных железных дорог и поездов на магнитном подвесе). При снабжении транспортных модулей боковыми колесами (они могут заменить реборды), благодаря их распору, возможно движение под углом к горизонту до 60°.</p>	<p>2.1. В будущем невозможно будет увеличить высоту салона, т. е. улучшить его комфортность без изменения высоты колеи трассы (как невозможно сегодня изменить колею железнодорожного транспорта).</p> <p>2.2. Повышенный износ боковых рабочих поверхностей верхнего струнного рельса и реборд верхних колес из-за наличия боковых нагрузок (недостаток устраняется: а) введением системы активной центровки экипажа; б) введением на каждое верхнее колесо двух боковых колес, заменяющих реборды).</p> <p>2.3. Необходимы при прочих равных условиях более высокие опоры и, соответственно, будет более высокой, на 10–20 %, стоимость опор.</p> <p>2.4. Плохой обзор местности при движении на воздухе (над головой – рельс, мелькание поперечных планок и верхних строений опор, что, впрочем, при высоких скоростях движения не будет заметно, кроме верхней струны, как незаметны лопасти во вращающемся винте самолета или вертолета).</p> <p>2.5. В несколько раз более высокая масса поперечных планок и более высокие нагрузки на них (из-за большей их длины и необходимости передачи нагрузки, примерно половины веса экипажа, с нижнего рельса на верхний с целью включения его в работу и разгрузки нижнего рельса).</p>

Окончание таблицы 2.1

1	2
<p>2.5. Необходимо принятие дополнительных мер для обеспечения устойчивости от опрокидывания путевой структуры (пары рельсов) при пролетах свыше 100 м, например, при переходе через ущелье (путем снабжения нижерасположенным балластом, или вышерасположенными вантами, или параболической тросовой поддерживающей конструкцией).</p> <p>2.6. Возможен перекося путевой структуры и экипажа из-за разности в силе натяжения струн в левом и правом рельсах (например, из-за обрыва части предварительно растянутых элементов в одной из струн).</p>	<p>2.6. Несимметричность решения путевой структуры: нижний рельс, как более нагруженный, отличается от верхнего (это увеличивает, хоть и незначительно, количество конструктивных элементов путевой структуры).</p> <p>2.7. Нетрадиционность (непривычность) компоновочного решения (колеса снизу и колеса сверху, чего нет ни в одном из существующих видов транспорта).</p> <p>2.8. Более высокая вероятность электрического пробоя между рельсами через поперечные планки, так как планки в схеме Б связывают рельсы друг с другом с обеих сторон, а в схеме А – с одной, снизу.</p>

Схемы размещения поперечных планок в путевой структуре СТС показаны на рисунке 2.8 (по длине трассы) и рисунке 2.9 (в поперечном сечении СТС).

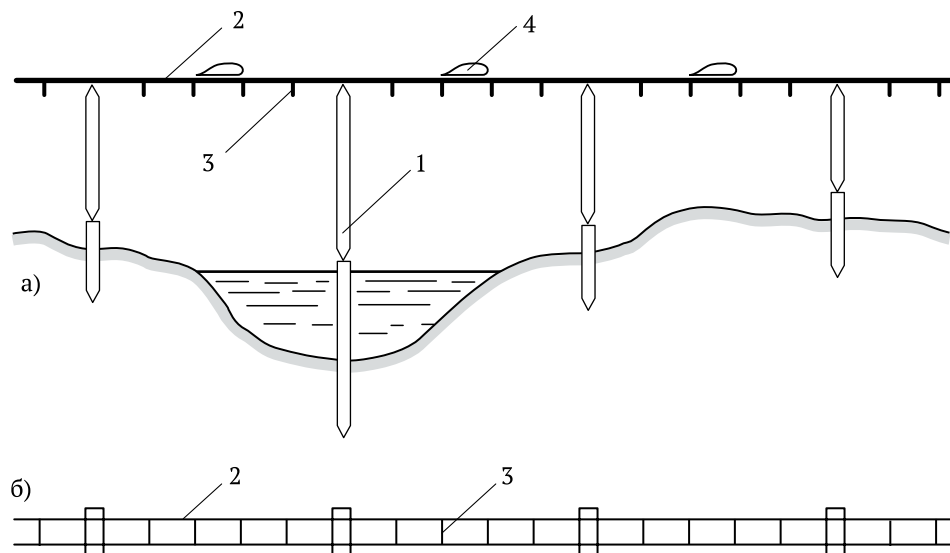


Рисунок 2.8 – Схема размещения поперечных планок по длине трассы: а – вид сбоку на СТС; б – вид сверху на СТС; 1 – поддерживающая опора; 2 – рельс; 3 – поперечная планка; 4 – транспортный модуль

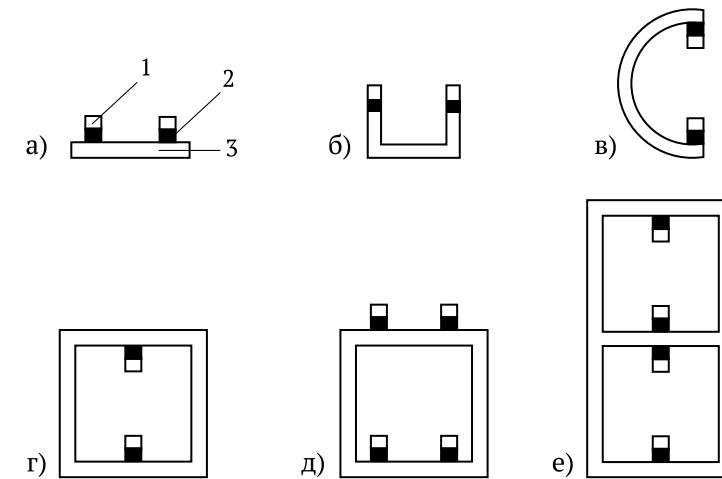


Рисунок 2.9 – Схемы размещения поперечных планок в путевой структуре СТС (варианты): а, б, в, г – одноярусная СТС; д, е – двухъярусная СТС; 1 – рельс; 2 – электроизолятор; 3 – поперечная планка

Основным элементом путевой структуры СТС является рельс-струна, различные варианты исполнения которой показаны на рисунке 2.10.

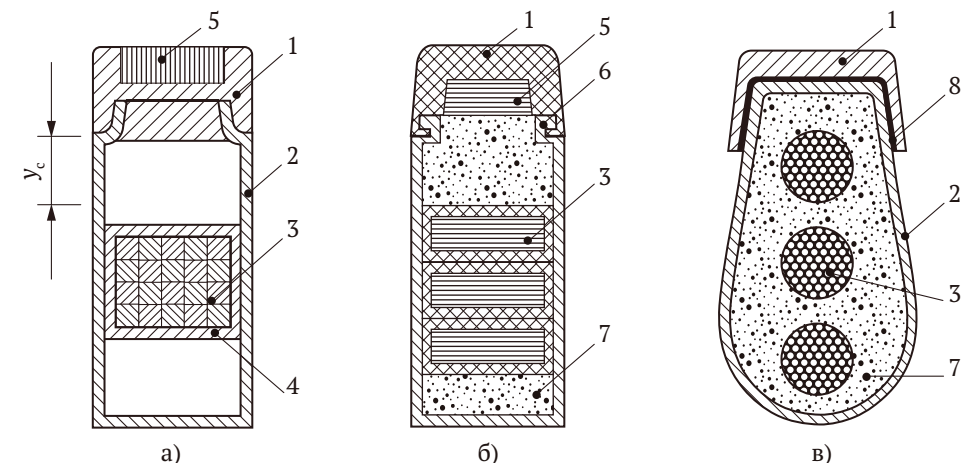


Рисунок 2.10 – Конструкция рельса-струны (варианты): а – со струной из проволок; б – со струной из лент; в – со струной-канатом; 1 – головка рельса; 2 – корпус; 3 – струна; 4 – защитный кожух струны; 5 – дополнительная струна; 6 – замок-защелка; 7 – наполнитель; 8 – клей

Струна 3 состоит из отдельных предварительно натянутых элементов (проволок, стержней, канатов или лент), размещенных параллельно друг другу вдоль струны и имеющих в поперечном сечении круглую, прямоугольную, шестиугольную или иную форму, определяемую технологическими и конструктивными особенностями конкретного варианта исполнения СТС. Элементы струны могут быть заключены в изоляционную оболочку 4, которая выполнена из металлов, полимеров или композиционного материала. Защитная оболочка, как и корпус 2, может выполнять функции электроизоляции, теплоизоляции и демпфирования для гашения колебаний, передаваемых струне при движении транспортного модуля. Струна 3 (рисунок 2.10а) посредством защитной оболочки жестко связана (зафиксирована) относительно стенки корпуса рельса, например, с помощью сварки, клея, заклепок, болтовых соединений и любым другим известным механическим способом. Функцию прокладки переменной высоты в путевой структуре в данном случае выполняет верхняя незаполненная часть корпуса рельса, имеющая высоту u_c .

Струна набрана из отдельных полос (лент), размещенных либо горизонтально (рисунок 2.10б), либо вертикально, либо комбинированным способом, и заключенных в несколько изоляционных оболочек, которые могут быть как жестко связанными друг с другом и боковой стенкой корпуса рельса, так и разделенными между собой смазкой.

Проволоки, канаты или ленты струны могут быть изготовлены из любого материала, прочность на растяжения которого превышает 5000 кгс/см^2 : из высокопрочных сталей, алюминиевых или титановых сплавов, стекловолокна, углеродного волокна, карбида кремния, оксида алюминия, углеродных, арамидных и других высокопрочных полимерных, керамических или композиционных материалов).

Натянутые элементы в струне разделены жидкой, консистентной или твердой смазкой. Наличие смазочной среды повысит долговечность струны, ее коррозионную устойчивость, а в случае обрыва отдельных проволок в струне (например, из-за дефектов изготовления) позволит им сократиться по длине без нарушения напряженно-деформированного состояния остальных элементов рельса. Благодаря такой особенности и тому, что напряжения в струне практически одинаковы при наличии и отсутствии подвижной нагрузки (см. главу 1), струна может быть предварительно натянута почти до предела ее прочности на растяжение $[T_c]$:

$$T_c = [T_c] - \Delta T_t,$$

где ΔT_t – изменение усилия натяжения в струне, обусловленное ее температурными деформациями.

При пределе прочности материала струны на растяжение $[\sigma] > 10\,000 \text{ кгс/см}^2$ максимальные значения ΔT_t для высокопрочной стали даже в условиях резко континентального климата будут менее $0,2 [T_c]$. Поэтому усилие предварительного натяжения струны в СТС может находиться в пределах $0,7 [T_c] < T_c < 0,9 [T_c]$. В СТС, эксплуатирующихся при неизменных температурных режимах, например, в подземных или подводных туннелях, на участках трасс с термостатированием струны усилия ее предварительного натяжения могут быть увеличены до значений $0,9 [T_c] < T_c < 0,95 [T_c]$. Это позволит максимально использовать прочностные возможности материала струны.

Описанная особенность СТС исключает необходимость в температурных деформационных швах по длине путевой структуры, однако приведет к сезонному изменению напряжений в ее растянутых элементах – к увеличению их зимой и снижению летом. Поэтому максимальные значения параболического прогиба струны u_c (в середине пролета) в течение года из-за изменения значения T_c будут колебаться в пределах 10–20 % от первоначального значения (от $-5... -10\%$ до $+5... +10\%$ от проектного положения, рисунок 2.2). В умеренном климате и при использовании более высокопрочных или менее жестких материалов значения u_c в течение года будут колебаться в пределах 1 % от проектной величины. Это не отразится на функционировании СТС (на ровности головки рельса в вертикальной плоскости), так как дополнительная выпуклость (зимой) и провис (летом) путевой структуры составят величину порядка $(10^{-3} - 10^{-5})l_0$.

Для повышения устойчивости путевой структуры под действием температурных напряжений все жесткие элементы рельса – головка рельса и его корпус – могут быть предварительно растянуты до напряжений порядка 1000 кгс/см^2 . Тогда независимо от температуры окружающей среды все элементы рельса будут испытывать только напряжения растяжения, что исключает потерю продольной устойчивости. Хотя наличие в конструкции рельса струн, растянутых до усилий в сотни тонн, допускает появление в отдельных элементах сжимающих напряжений без потери продольной устойчивости рельса.

Рельс может быть снабжен дополнительной струной 5 (рисунки 2.10а, 2.10б), размещенной вдоль головки параллельно ей (без провиса в середине пролета). Это обеспечит повышенную поперечную жесткость головки рельса под действием боковой нагрузки – ветровой, от колес проходящих модулей и др.

Головка рельса может быть выполнена из металла, керамики (металло-керамики), полимера (металлополимера), композиционного и иного высокопрочного, износостойкого и электропроводного материала, как однородного, так и многослойного, например, со специальным износостойким возобновляемым покрытием. При этом требования к материалу головки

рельса СТС могут быть значительно снижены по сравнению с материалом традиционного железнодорожного рельса. В отличие от последнего, в СТС в разы будут ниже значения следующих параметров: нагрузка на колесо (примерно при том же его диаметре и ширине контактной части); масса подрессоренной части (при более высокой ровности пути), определяющая динамические контактные нагрузки при высоких скоростях движения; плотность электрического тока, протекающего через контакт «рельс – колесо», и др.

Прокладка переменной высоты, обеспечивающая выравнивание параболического прогиба u_c струны, может быть выполнена в рельсе в виде специального заполнителя 7 в свободном пространстве пустотелого корпуса (рисунки 2.10б, 2.10в) или в виде механического крепления, например, болтового. При этом заполнитель будет выполнять несколько дополнительных функций: а) теплоизолятора (для теплоизоляции наиболее напряженного элемента – струны); б) электроизолятора (для изоляции, в случае необходимости, струны от токонесущей головки и корпуса); в) демпфера (для демпфирования взаимных колебаний головки рельса, корпуса и струны); г) защиты от механических повреждений струны извне (например, он должен выдержать выстрел из ружья). В качестве заполнителя могут быть использованы как монолитные, так и пористые (вспененные) полимерные материалы, металлы, керамические и композиционные материалы, различные бетоны и полимербетоны, а также различные волокнистые материалы как с замкнутыми порами, так и с сообщающимися друг с другом порами, заполненными специальными жидкими, консистентными или твердыми наполнителями.

2.3. Опоры

Опоры СТС подразделяются на три характерных типа, отличающихся величиной горизонтальной (продольной) нагрузки, действующей на них в процессе строительства и эксплуатации трассы: а) промежуточная (поддерживающая); б) тормозная; в) анкерная.

Поддерживающая опора установлена с шагом $l_0 = 25\text{--}200$ м и более и рассчитана в основном на вертикальную нагрузку от веса путевой структуры и транспортного потока. Для однопутной линии с линейной массой путевой структуры порядка $\rho_{\text{пс}} = 100$ кг/м, $l_0 = 50$ м и массе транспортного модуля $m_{\text{тм}} = 5000$ кг вертикальная нагрузка на опору с учетом динамического нагружения будет в пределах 15 тс. Поэтому опоры могут быть выполнены достаточно легкими и ажурными (рисунки 2.11–2.13). По высоте опоры подразделяются на четыре типа: а) малой высоты (до 10 м); б) средней высоты (10–25 м); в) высокие (25–50 м); г) сверхвысокие (50–100 м и выше). По

конструкции поддерживающие опоры могут быть однопутными, двухпутными, одноярусными или многоярусными (рисунок 2.14). Поддерживающая опора является основным типом опор в СТС и задает длину расчетного пролета l_0 , динамику колебаний струнной путевой структуры, величину полезной нагрузки и основную стоимость опорной части транспортной линии. Опора должна воспринимать также горизонтальную поперечную нагрузку, действующую как на элементы конструкции СТС, так и на транспортный поток, единичные модули которого обладают не только определенной парусностью, но и при высокой скорости движения работают как крыло, имеющее горизонтальную составляющую аэродинамических сил.

Тормозные опоры рассчитаны на продольную нагрузку, возникающую в процессе эксплуатации СТС при разгоне и торможении транспортных модулей, на продольную составляющую от веса конструкции, возникающую на наклонных участках трасс, а также на разницу в температурных

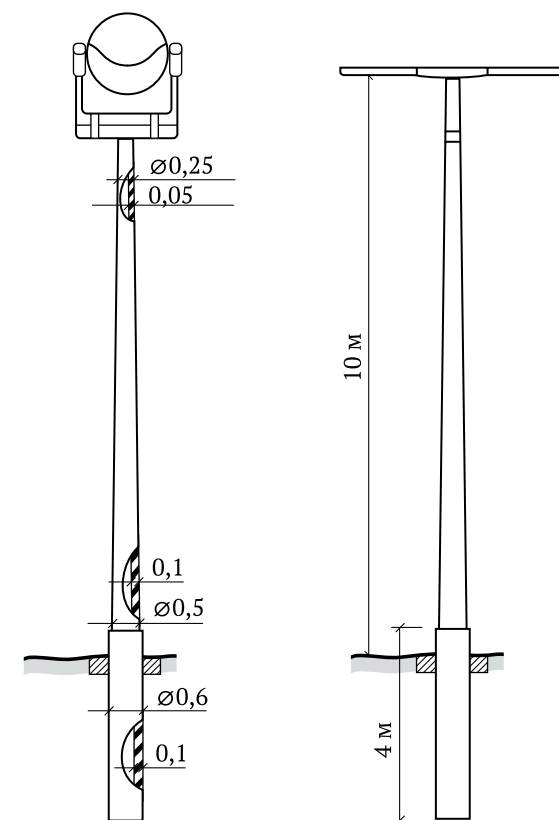


Рисунок 2.11 – Промежуточная опора малой высоты однопутной СТС (вариант)

напряжениях, возникающих на близрасположенных участках в элементах путевой структуры (кроме напряжений, возникающих в струне). Опоры установлены с шагом $l_t = 0,1-10$ км, который определяется рельефом местности, грузонапряженностью трассы и конструктивными особенностями, принятыми для конкретного варианта СТС: а) тормозная опора совмещена с поддерживающей опорой; б) опоры не совмещены друг с другом. В первом случае $l_t = l_0$, и максимальные тормозные усилия, приходящиеся на одну опору, будут незначительны – в пределах 1 тс.

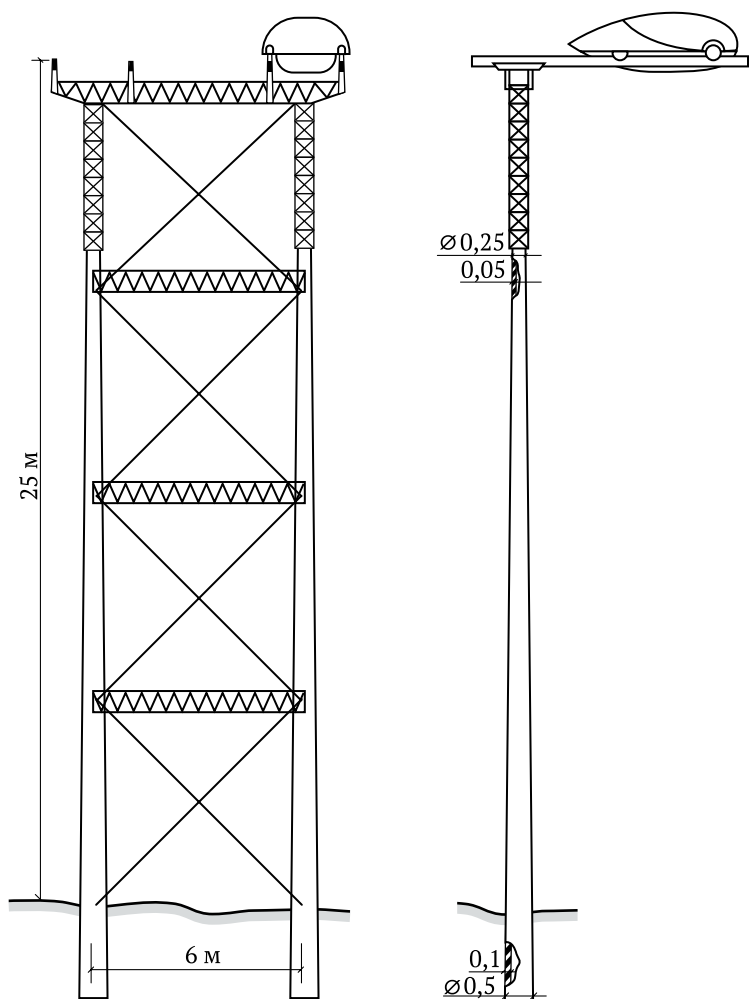


Рисунок 2.12 – Промежуточная опора средней высоты двухпутной СТС (вариант)

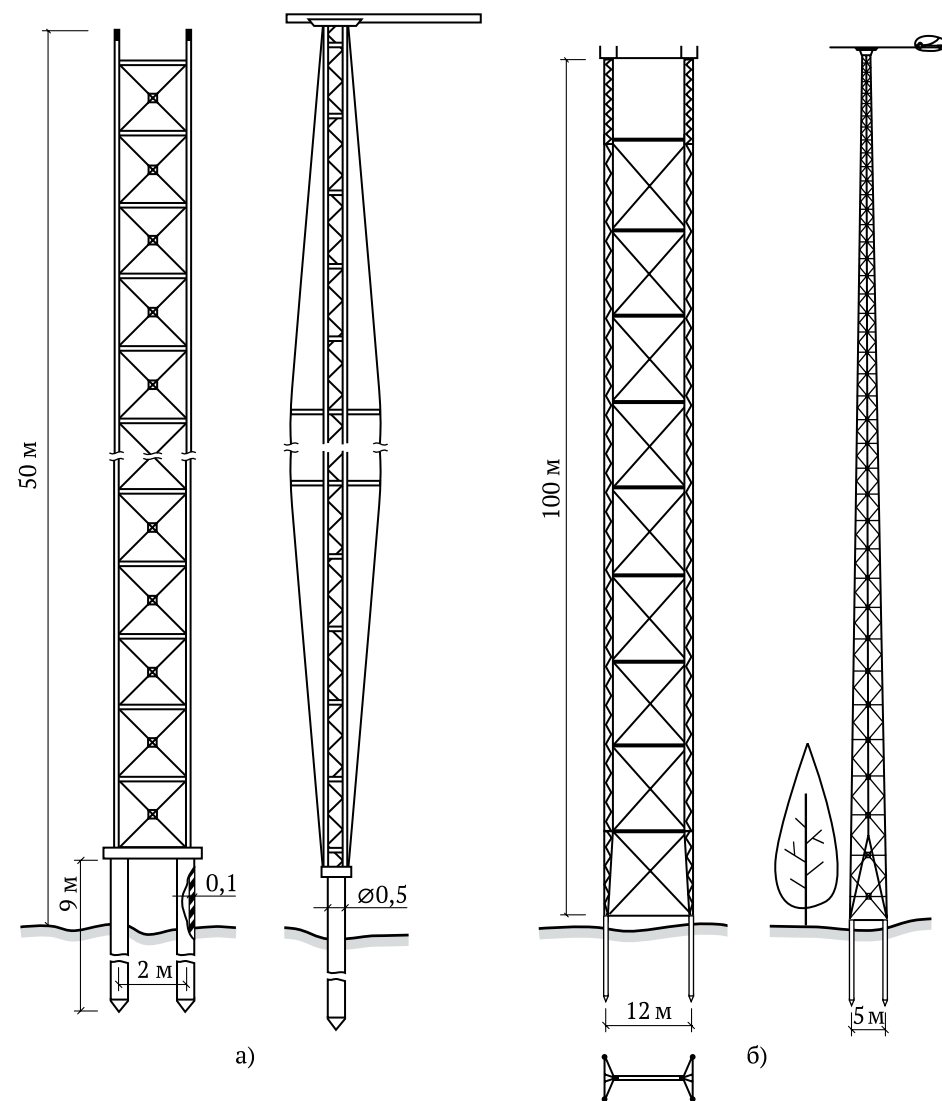


Рисунок 2.13 – Поддерживающие опоры СТС (варианты):
а – высокие (однопутная СТС); б – сверхвысокие (двухпутная СТС)

Поэтому все типы поддерживающих опор, показанные на рисунках 2.11–2.13, будут являться и тормозными. При этом локальные тормозные усилия через натянутые струны будут перераспределяться на большое количество опор, в том числе и на анкерные. Этому способствует и некоторая податливость опор в направлении движения транспорта.

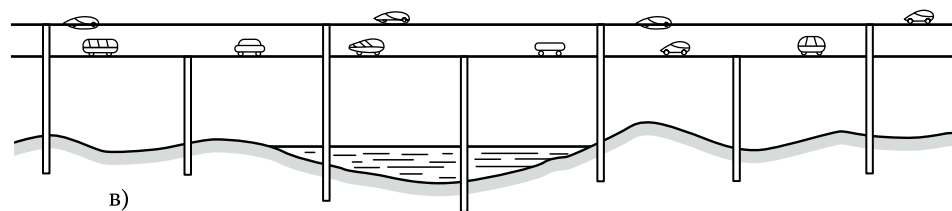
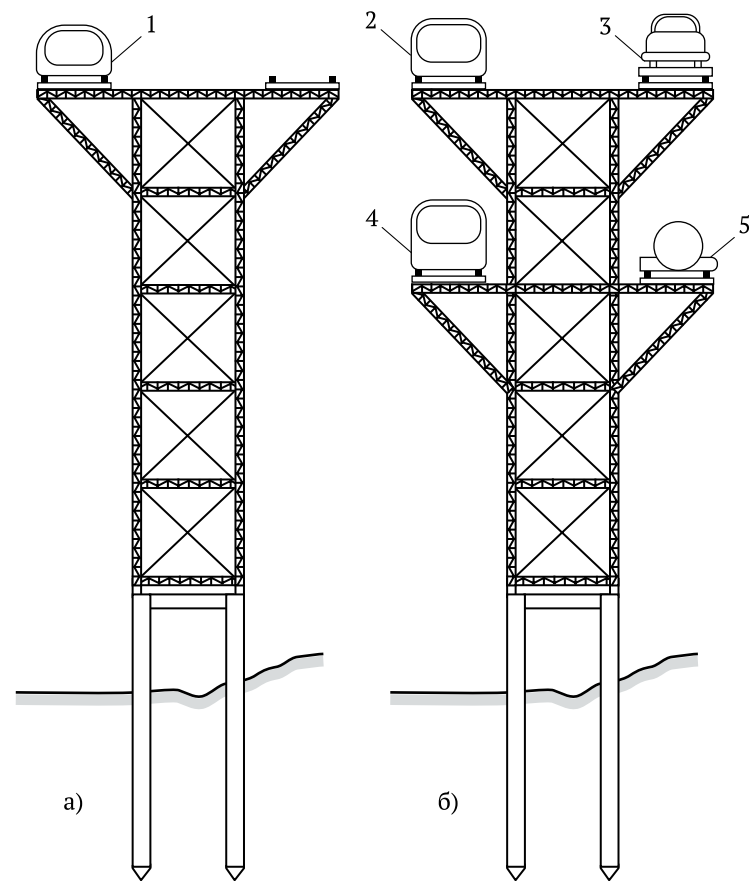


Рисунок 2.14 – Многоярусная поддерживающая опора:

а – 1-й этап строительства (одноярусная опора для скоростного пассажирского транспорта); б – 2-й этап (добавлен второй ярус для грузового и пассажирского общественного транспорта); в – вид на двухъярусную опору сбоку;
1–5 – транспортные модули, соответственно: для индивидуального пользования; типа «микроавтобус»; платформа для перевозки габаритных грузов, например, легковых автомобилей; типа «автобус»; платформа для перевозки контейнеров (для сыпучих, жидких и штучных грузов)

Анкерные опоры в СТС (рисунок 2.15) установлены с шагом $l_a = 1-100$ км, который определяется технологией строительства струнной путевой структуры, рельефом местности и расчетным усилием натяжения струн.

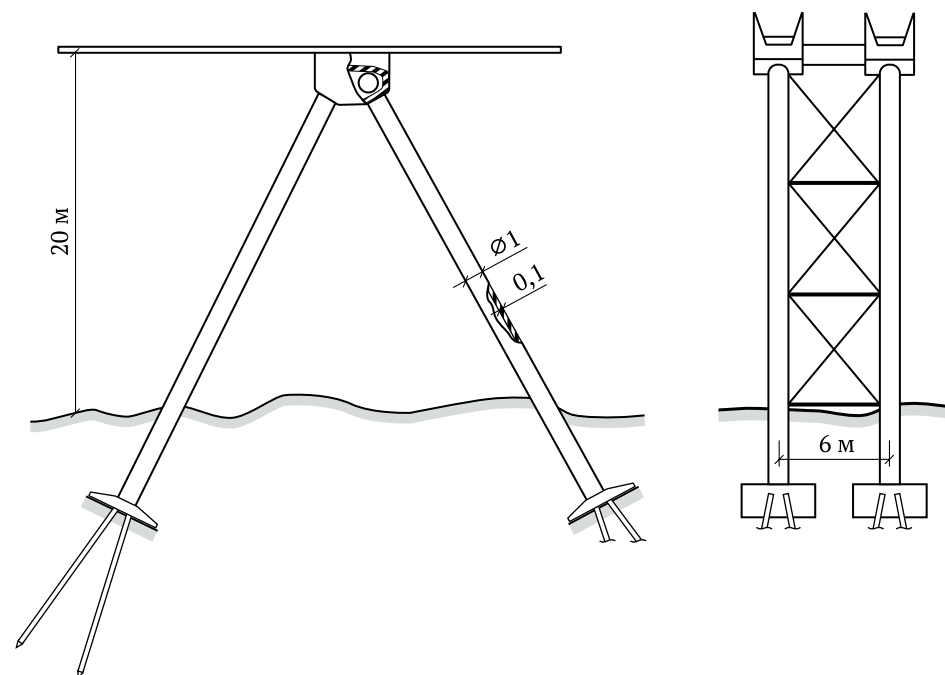


Рисунок 2.15 – Анкерная опора (вариант)

На этих опорах осуществляется анкеровка растянутых струн, поэтому они рассчитаны на одностороннее воздействие горизонтальной силы (100–1000 тс и более), которые возникают в процессе строительства СТС, а также в случае обрыва всех струн эксплуатирующейся трассы, например, в результате падения на путевую структуру самолета. В случае обрыва всех струн участок путевой структуры между соседними анкерными опорами подлежит восстановлению. Из этих соображений расстояние между ними должно быть минимальным, хотя это и приведет к удорожанию трассы. Опоры воспринимают также дополнительные напряжения в струне, возникающие в результате ее температурных деформаций, которые могут достигать в климатических зонах с резко континентальным климатом 20 % от расчетных усилий натяжения струн. Такие дополнительные нагрузки могут возникнуть лишь в процессе строительства трассы (на ее конечных участках, если они оставлены на зиму недостроенными), а также на первой

и последней анкерной опорах эксплуатирующейся трассы. На промежуточных анкерных опорах температурные нагрузки будут обусловлены не разностью температур конструкции летом и зимой, а разностью температур соседних участков трассы, один из которых, например, может находиться на солнце, а другой – в тени. В качестве анкерных опор могут использоваться как существующие, так и специально построенные здания и сооружения. Часть анкерных опор может быть совмещена с вокзалами (рисунок 2.16).

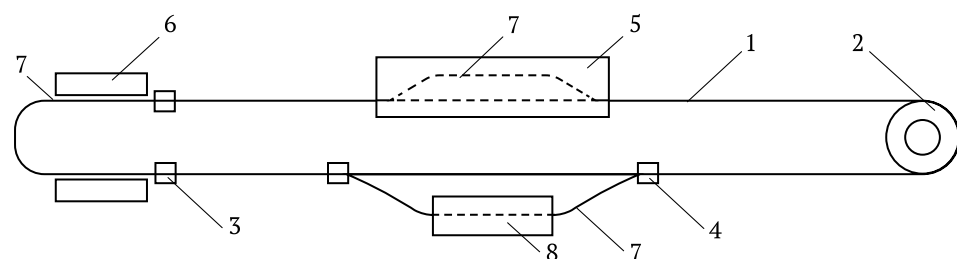


Рисунок 2.16 – Схема размещения специализированных анкерных опор:
1 – трасса СТС; 2, 3, 4, 5 – анкерные опоры, соответственно:
кольцевая конечная, выполненная в виде вокзала; обычная конечная;
промежуточная со стрелочным переводом; промежуточная в виде здания (вокзала);
6 – платформа; 7 – участок трассы с путевой структурой, выполненной
из обычных рельсов (типа железнодорожных); 8 – промежуточная станция

2.4. Транспортный модуль

Движение экипажа по путевой структуре СТС осуществляется с помощью колес, через которые, как вариант, производится токоъем и запитка привода электрической энергией. Приводной агрегат экипажа может быть выполнен в виде (рисунок 2.17): а) двигателя вращения (роторного электрического двигателя, двигателя внутреннего сгорания, дизеля и т. п.) с передачей вращения по меньшей мере на одно колесо; б) мотор-колеса (электрического или иного); в) линейного электродвигателя; г) воздушного винта с передачей вращения на него от электрического или иного двигателя; д) газовой турбины. Из приведенной классификации видно, что лишь один тип приводного агрегата может быть чисто электрическим – это линейный электродвигатель. Во всех остальных случаях возможен неэлектрический привод, применение которого будет определяться, исходя из экологических, экономических и иных соображений. Например, в неосвоенных или малоосвоенных районах (пустыня, тундра, тайга, зона вечной мерзлоты, горные массивы и т. п.) в отдельных случаях экономически целесообразнее вместо

прокладки новых линий электропередач с целью запитки СТС использовать транспортные модули с двигателем внутреннего сгорания, например, дизелем, работающем на экологически чистом топливе (возможно, водороде).

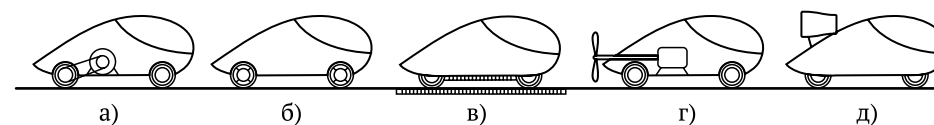


Рисунок 2.17 – Транспортный модуль с различными типами приводного агрегата:
а, г – двигатель вращения с приводом на колесо и воздушный винт соответственно;
б – мотор-колесо; в – линейный электродвигатель; д – газовая турбина

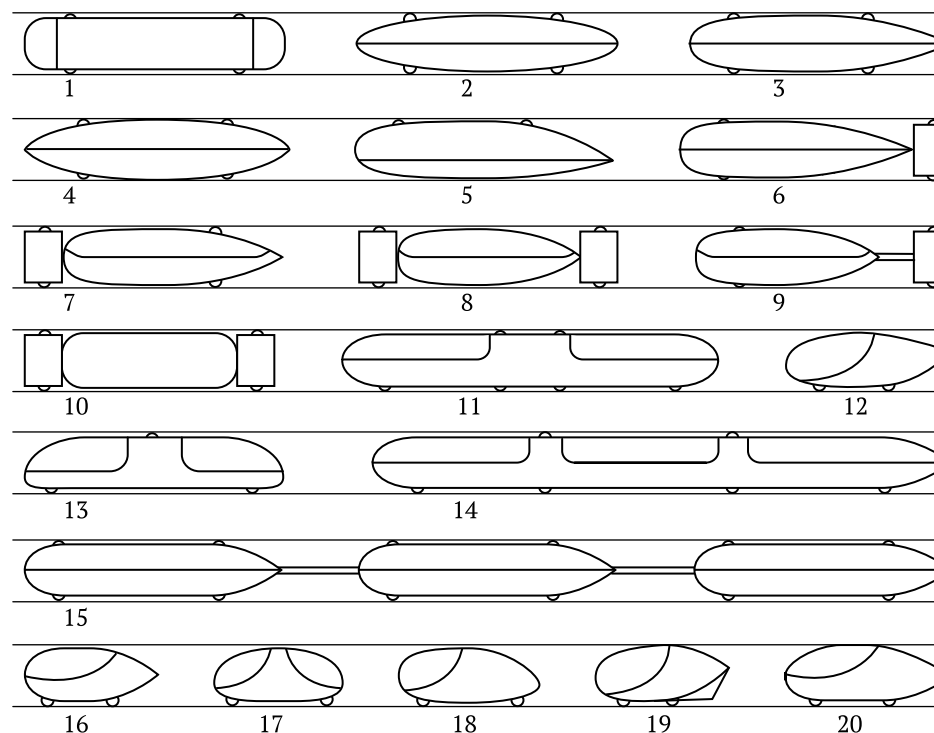


Рисунок 2.18 – Модели форм корпуса экипажа и компоновка колес для СТС с двумя вертикально расположенными рельсами: 1, 2, 4, 11, 13, 17 – с симметричным корпусом; 3, 5, 12, 16, 18, 20 – с асимметричным корпусом; 6, 7, 8, 9, 10, 19 – с колесами, вынесенными за пределы корпуса; 14 – экипаж-поезд; 15 – поезд из отдельных экипажей, связанных друг с другом механической сцепкой

Компоновка колес транспортных модулей с различной формой корпуса – симметричной (для двустороннего движения) и ассиметричной (для одностороннего движения) – для СТС с двумя вертикально расположенными рельсами представлена на рисунке 2.18. Вариант компоновочного решения четырехместного салона экипажа дальнего следования показан на рисунке 2.19. При высоких скоростях движения (более 300 км/ч) основные энергетические потери в СТС будут определяться аэродинамикой, т. е. аэродинамическим совершенством формы корпуса транспортного модуля. Этого легко добиться, так как корпус не имеет выступающих частей, кроме узких колес, выдвинутых на 5–10 см. По этой же причине целесообразнее все стыки и разъемы в корпусе выполнять продольными, по направлению обтекания воздухом, чтобы исключить его завихрения. Поэтому для скоростных транспортных модулей предпочтение необходимо отдавать конструкции, в которой корпус раскрывается по принципу раковины (рисунок 2.20).

Для уменьшения массы колеса и исключения прохождения оси колесной пары через салон экипажа каждое колесо имеет независимую подвеску и две реборды, фиксирующие положение колеса на рельсе. При высокой скорости движения экипажа очень важно уменьшить динамические нагрузки, обусловленные микронеровностями рельсового пути и его колебаниями. Для этого колесо может быть выполнено составным (рисунок 2.21), и обод либо реборды в нем имеют возможность поперечного (относительно рельса) перемещения. Возможно также выполнение колеса с одной ребордой или без реборд (рисунок 2.22).

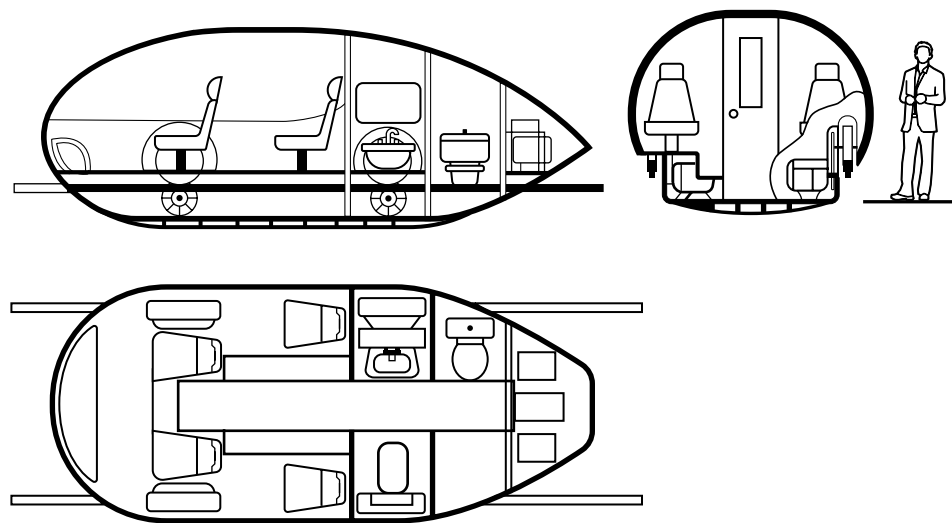


Рисунок 2.19 – Четырехместный экипаж дальнего следования (семейный электромобиль)

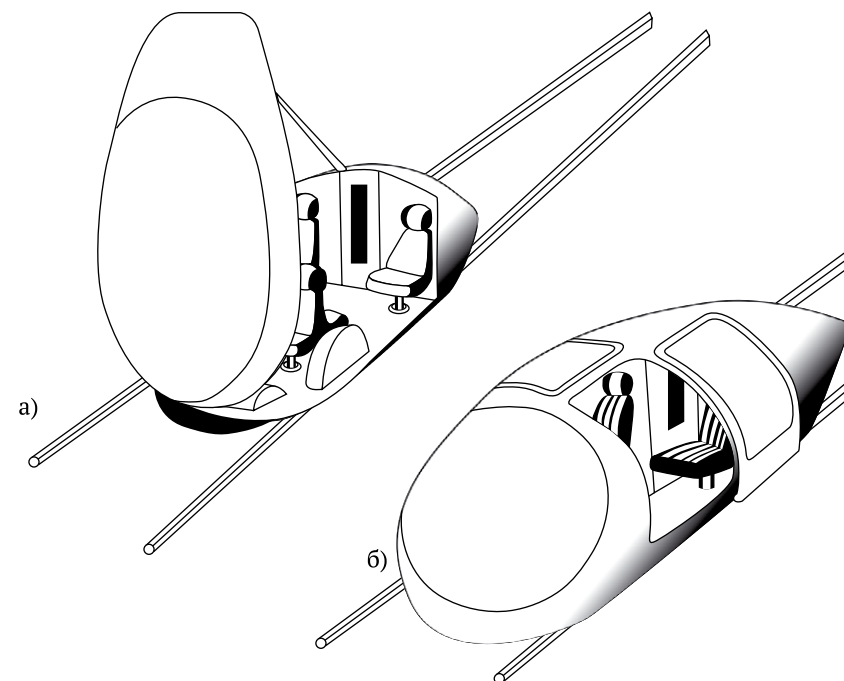


Рисунок 2.20 – Схема размещения разъемов в корпусе экипажа: а – в продольном направлении (корпус-раковина); б – с поперечными разъемами (с дверью в корпусе)

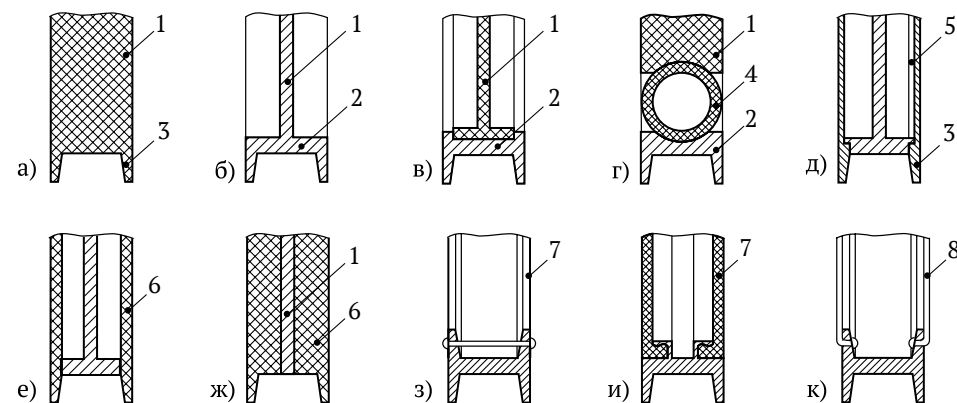


Рисунок 2.21 – Конструкция опорной части колеса (варианты):
а, б – цельное (монокричное) колесо; в, г, з, и, к – составное с подвижным ободом;
д, е, ж – комбинированное с подвижными ребордами; 1 – тело колеса; 2 – обод;
3 – реборда; 4 – упругий тороидальный элемент; 5 – упругая пластина;
6 – упругий диск; 7 – мембрана; 8 – спица

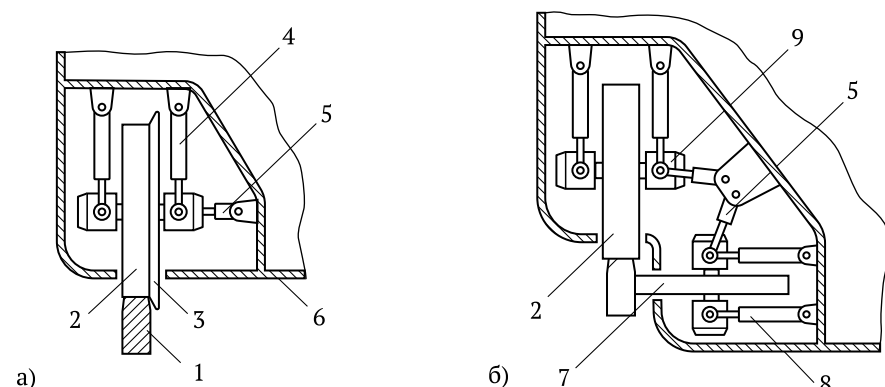


Рисунок 2.22 – Конструкция подвески колеса (варианты):

- а – колесо с одной ребордой; б – колесо без реборд; 1 – рельс; 2 – основное колесо; 3 – реборда; 4 – подвеска; 5 – демпфер; 6 – корпус транспортного модуля; 7 – дополнительное (боковое) колесо; 8 – подвеска дополнительного колеса; 9 – подшипниковый узел – токосъем

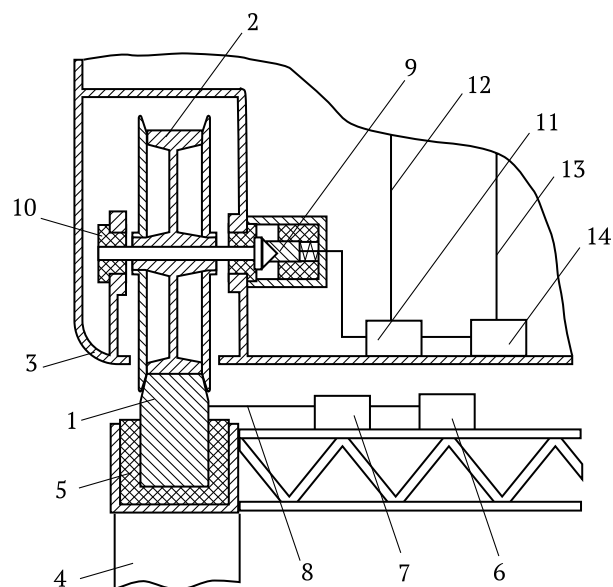


Рисунок 2.23 – Схема электропитания транспортного модуля:

- 1 – рельс; 2 – колесо; 3 – корпус модуля; 4 – опора СТС; 5 – электроизолятор рельса; 6 – источник электрической энергии; 7 – преобразователь; 8 – электрическая сеть для запитки рельса; 9 – токосъем с оси колеса; 10 – подшипниковый узел; 11 – распределительное устройство; 12 – высоковольтная сеть; 13 – низковольтная сеть; 14 – низковольтный источник энергии (аккумулятор)

Электропитание транспортного модуля осуществляется через контакт «колесо – рельс» (рисунок 2.23). Оно будет эффективным даже при высоких скоростях движения, так как этот контакт не является скользящим, а в самом пятне контакта будут достаточно высокие усилия прижима колеса к рельсу.

2.5. Технология строительства СТС

Заранее изготовленную струну растягивают с помощью технологического оборудования до заданного значения (в качестве контрольного параметра используют усилие натяжения или удлинение струны при растяжении) и жестко прикрепляют ее концы известным способом, например, сваркой, к анкерным опорам. Если расстояние между анкерными опорами превышает длину проволок в струне, их последовательно стыкуют друг с другом в торец, например, сваркой, с накладкой на стык. Для получения бездефектной струны указанные стыки разнесены по длине струны таким образом, чтобы в ее произвольном поперечном сечении было не более одного стыка.

Тормозные и промежуточные (поддерживающие) опоры устанавливают предварительно, или в процессе натяжения струны, или после натяжения. На рисунке 2.24 показан вариант технологических этапов строительства трассы СТС, а на рисунках 2.25–2.28 изображены двухпутная трасса и основные этапы ее строительства. Струну натягивают либо целиком вместе с изоляционной оболочкой, либо последовательно по одному или несколько элементов струны (проволок или лент). После установки промежуточных опор и натяжения струн по ним пускают технологическую платформу, которая может самостоятельно перемещаться и жестко фиксировать свое положение относительно опор. С помощью платформы последовательно, пролет за пролетом, устанавливают полый корпус рельса, фиксируют его в проектном положении, заполняют заполнителем, устанавливают головку рельса, поперечные планки и проводят другие работы, необходимые по устройству путевой структуры. Данные работы легко поддаются механизации и автоматизации и могут выполняться круглосуточно в любую погоду. Благодаря этому будет обеспечена высокая скорость поточного строительства трассы СТС, его низкие трудоемкость и себестоимость. Для устранения микронеровностей и микроволнистости рабочих поверхностей смонтированной головки рельса и ее поперечных беззазорных стыков возможна их сошлифовка по всей длине транспортной системы.

Строительство СТС может осуществляться также с помощью специального строительного комбайна, когда струна и другие напрягаемые элементы рельса натягиваются не на анкерную опору, а на комбайн. Комбайн,

двигаясь вдоль трассы с помощью шагающих ног-опор, оставит после себя смонтированные промежуточные опоры с готовым рельсовым путем, который при достижении анкерных опор прочно соединит с ними.

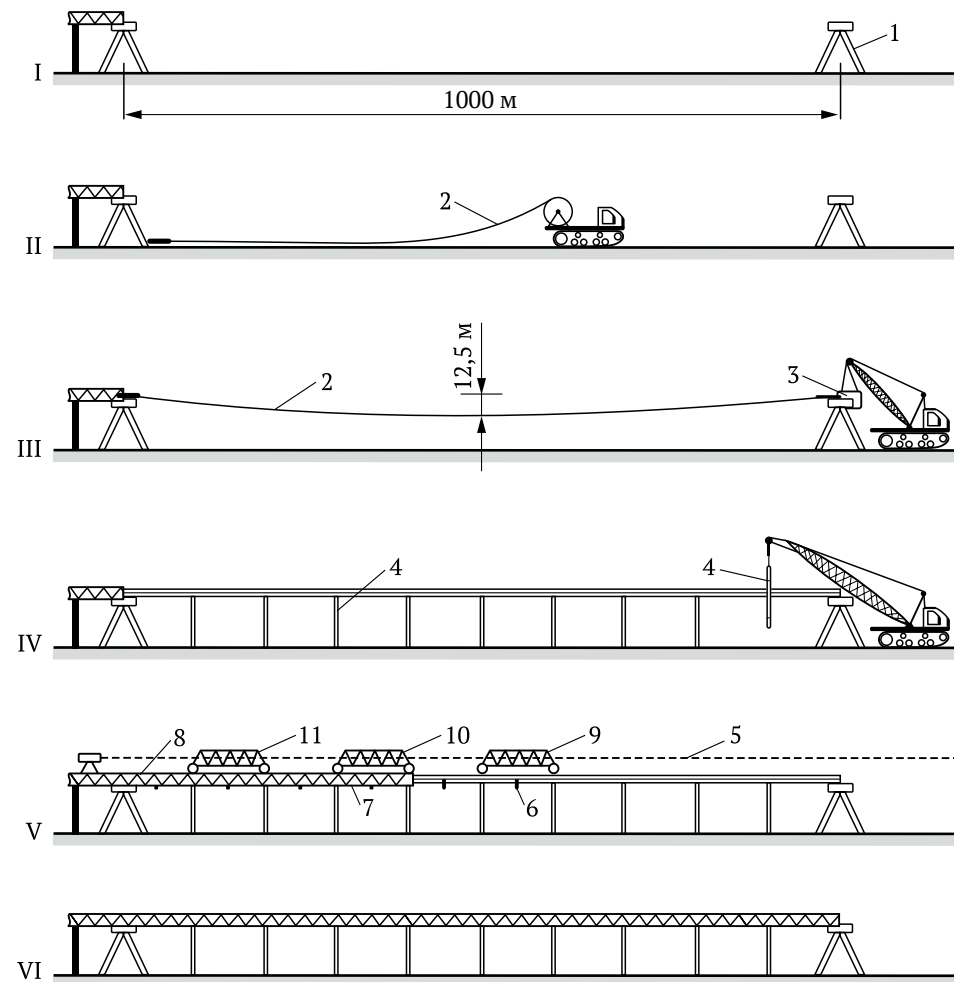


Рисунок 2.24 – Технология строительства трассы СТС:

- 1 – анкерная опора; 2 – трос (элемент струны); 3 – механизм натяжения троса;
- 4 – промежуточная опора; 5 – визирная линия; 6 – поперечная планка;
- 7 – корпус рельса; 8 – головка рельса; 9, 10, 11 – технологические платформы для установки, соответственно: поперечных планок, корпуса рельса, головки рельса;
- I – строительство анкерной опоры; II – раскладка тросов струны вдоль трассы;
- III – натяжение и анкеровка струны; IV – установка промежуточных опор;
- V – монтаж элементов рельса и путевой структуры; VI – готовый участок трассы

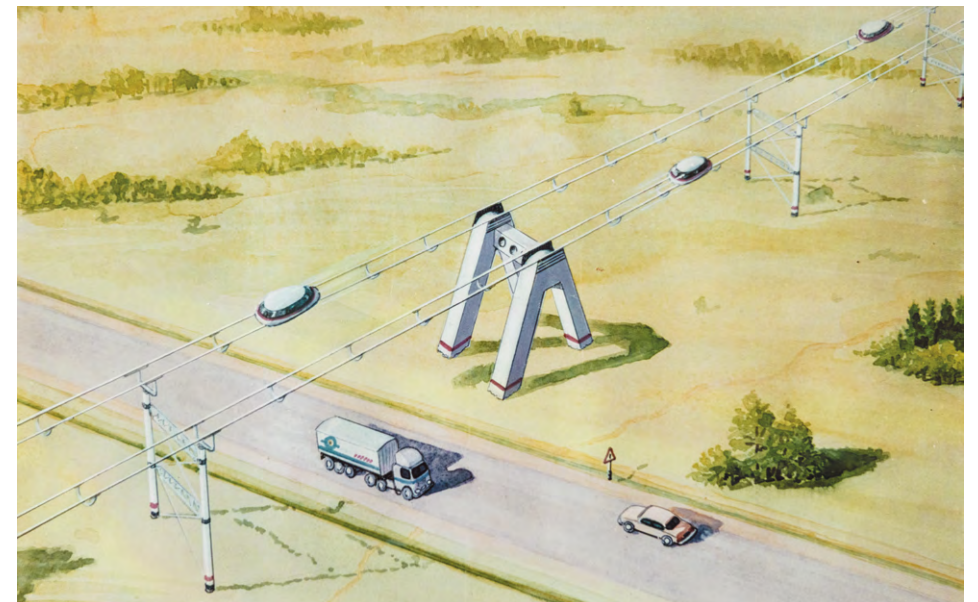


Рисунок 2.25 – Двухпутная трасса

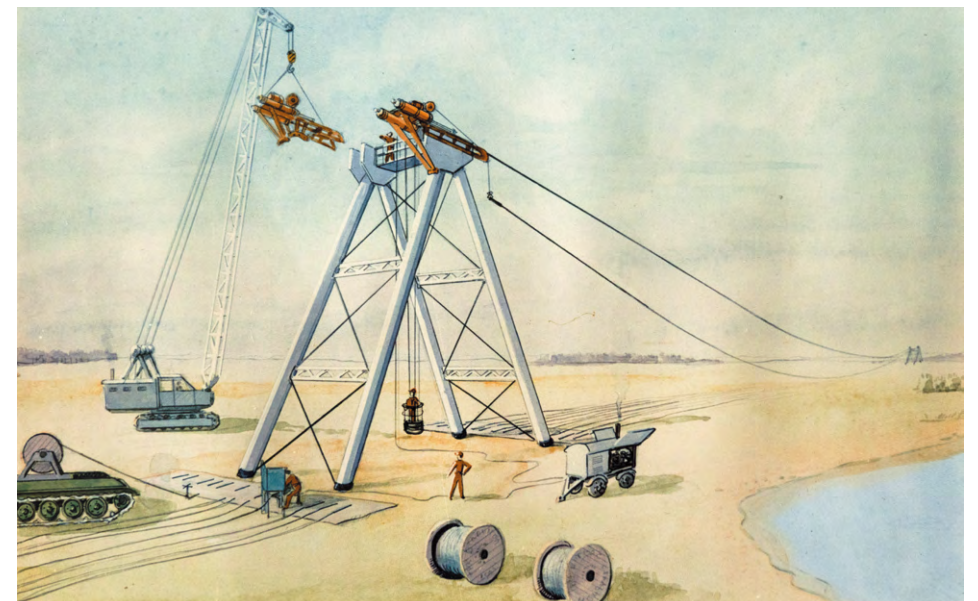


Рисунок 2.26 – Натяжение струны на анкерную опору

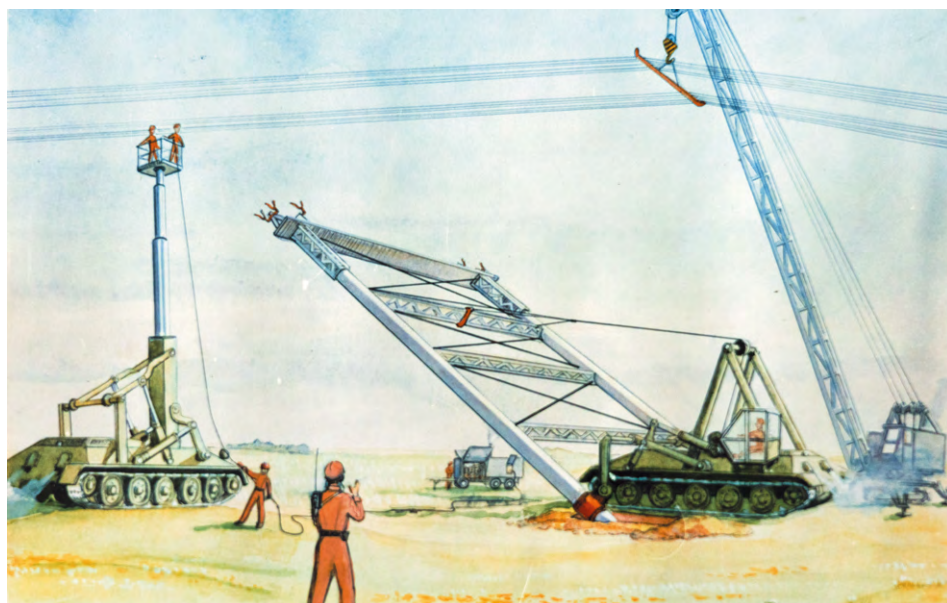


Рисунок 2.27 – Установка промежуточной опоры

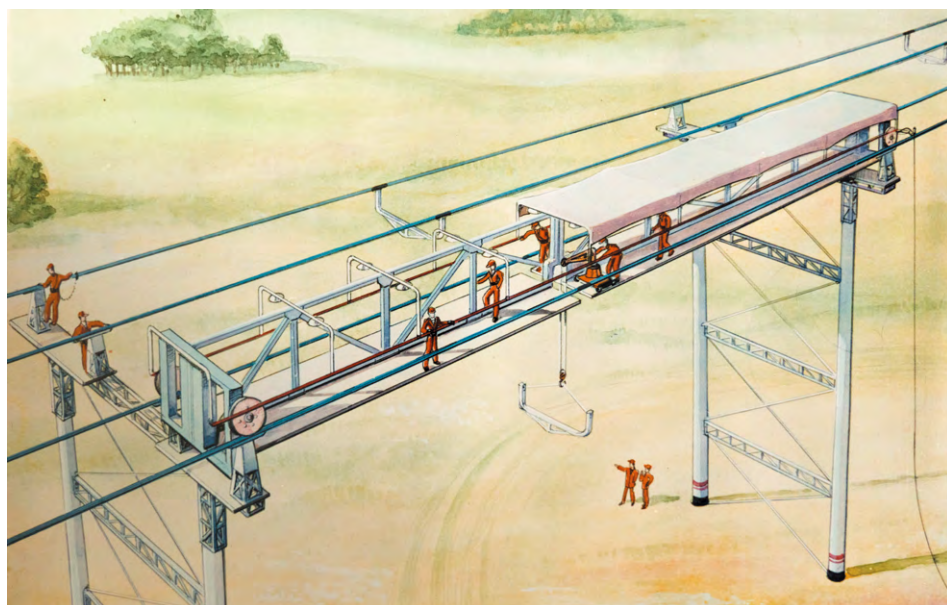


Рисунок 2.28 – Технологическая платформа для монтажа струнной путевой структуры

2.6. Техничко-экономическое сравнение транспортных систем

Техничко-экономическое сравнение СТС целесообразно вести в сравнении с железнодорожным, автомобильным, воздушным транспортом и поездами с магнитным подвесом. Главными конкурентами СТС будут автомобильный и традиционный скоростной железнодорожный транспорт.

Во всех случаях технико-экономических сравнений большое значение должно придаваться удельному расходу электроэнергии на перевозки. Транспортные модули СТС имеют сравнительно низкий расход энергии. Это обусловлено целым рядом причин, основные из которых приведены в таблице 2.2. Высокий КПД двигателя, низкие потери энергии на движение (высокие аэродинамические качества и низкие механические потери при движении жесткого колеса по ровному жесткому пути) сделают транспорт СТС самым экономичным из всех существующих видов скоростного транспорта, имеющих такую же скорость движения.

Особенно следует учитывать изменение аэродинамического сопротивления с ростом скорости движения транспортных средств. При скорости 200 км/ч оно достигает 50 %, а при 500 км/ч превышает 90 % общего сопротивления движению, тогда как при скорости 50 км/ч составляет примерно 5 %, а остальные 95 % – механические сопротивления. Полный расход электроэнергии экипажами СТС в открытой атмосферной среде составит 0,05–0,12 кВт·ч/пасс.-км, так как, например, в пятиместном экипаже, размеры которого составят 4×2×1,5 м, двигатель мощностью 50 кВт обеспечит скорость 200 км/ч, мощностью 100 кВт – скорость 300 км/ч, мощностью 300 кВт – 500 км/ч. Это снизит потребление электроэнергии по сравнению со скоростными железными дорогами в том же измерении в 2,5 раза, в 2 раза по сравнению с поездами на магнитном подвесе и в 11 раз по сравнению с реактивными самолетами [2]. В разреженной атмосфере (при движении в трубе, из которой откачан воздух) этот показатель может быть улучшен на порядок – до 0,005–0,01 кВт·ч/пасс.-км, т. е. примерно в 100 раз по сравнению с самолетами.

При всей важности экономии энергетических затрат относительная стоимость электроэнергии среди других расходов в известных видах скоростного транспорта, например, для поездов на магнитном подвесе, достигает лишь 7,5 %. Основная часть затрат в них приходится на обустроенную путевую структуру со станциями и достигает значений в десятки и даже сотни миллионов долларов за километр. Поскольку в СТС транспортная линия в 10 и более раз дешевле скоростных железных дорог и обустроенной путевой структуры транспорта на магнитном подвесе, доля стоимости электрической энергии в приведенных затратах будет доминировать в сравнении с другими затратами.

Таблица 2.2 – Сравнительный анализ аэродинамических и других энергетических качеств различных скоростных транспортных средств

Транспортное средство	Причины, вызывающие ухудшение аэродинамического качества транспортного средства	Другие причины, вызывающие потери энергии
1	2	3
Транспортный модуль СТС	Колеса, выступающие из корпуса (ширина колеса до 10 см, выступает из корпуса на 5–10 см – остальная часть колеса находится в закрытом пространстве). Удельная площадь внешней поверхности модуля*, контактирующей с воздухом: 2–3 м ² /пасс., 3–5 м ² /(1 т груза).	Деформация рельсовой струнной путевой структуры под действием подвижной нагрузки (максимальная относительная стрела прогиба пути равна 10 ⁻⁵ –10 ⁻⁴). Потери энергии в подвеске колес (благодаря высокой ровности рельсового пути амплитуда колебаний подвески будет в пределах 1 см). Удельная масса конструкции модуля**: 0,2–0,3 т/пасс., 0,3–0,5 т/(1 т груза). КПД привода: до 80–90 %.
Самолет	Большое количество выступающих конструктивных элементов: крылья, закрылки, вертикальные и горизонтальные рули, двигатели и т. п. Большое число поперечных стыков на внешней поверхности из-за наличия лючков, иллюминаторов, дверей, стыков отдельных листов в обшивке, заклепок и т. п. Удельная площадь внешней поверхности самолета: 5–10 м ² /пасс., 20–50 м ² /(1 т груза).	Необходимость иметь подъемную силу, на создание которой тратится много энергии. Необходимость, с целью создания импульса, отбрасывать назад с высокой скоростью и в большом количестве воздух или продукты горения топлива, что приводит к значительным потерям энергии (и создает серьезные экологические проблемы, особенно при движении в разреженных слоях атмосферы и озоновом слое, где в основном и пролегают авиатрассы). Необходимость нести с собой топливо на весь путь движения (масса топлива превышает вес перевозимых пассажиров и соизмерима с весом транспортируемого груза), на что тратится значительная часть этого же топлива. Необходимость подниматься на высоту порядка 10 км, что требует дополнительного расхода энергии. Удельная масса конструкции самолета (с топливом): 0,3–0,5 т/пасс., 2–5 т/(1 т груза). КПД привода: до 30–40 %.

* Характеризует удельные потери энергии экипажа на аэродинамическое сопротивление.

** Характеризует удельные потери энергии на разгон экипажа, торможение, подъем на высоту и др.

Продолжение таблицы 2.2

1	2	3
Автомобиль	Большое число выступающих конструктивных элементов: широкие колеса, полностью открытые для набегающего потока воздуха, подвеска, привод на колеса, зеркала для бокового и заднего обзора, элементы охлаждающего радиатора, на которые должен набегать поток воздуха, «дворники»* на лобовом стекле и др. Большое количество поперечных стыков на внешней поверхности из-за наличия: капота, дверей, багажника, фар, передних, задних и боковых стекол и др. Удельная площадь внешней поверхности автомобиля: 3–5 м ² /пасс., 10–20 м ² /(1 т груза).	Деформации шины (относительная величина деформации достигает значения 10 ⁻¹). Деформация дорожного полотна под колесом (относительная стрела прогиба под грузовым автомобилем равна 10 ⁻³ –10 ⁻⁴). Потеря энергии в подвеске колес (колебания подвески даже на ровной дороге достигают 5–10 см). Близость поверхности полотна к днищу автомобиля, что при высокой скорости вызывает эффект экрана, приводящий к увеличению потерь энергии. Удельная масса конструкции автомобиля: 0,2–0,5 т/пасс., 1–2 т/(1 т груза). КПД привода: до 40–50 %.
Экипаж на магнитном подвесе	Необходимость систем магнитного подвешивания экипажа к эстакаде, имеющих большие размеры, развитую поверхность и малые зазоры с полотном, в которые с высокой скоростью втягивается воздух. Большое число поперечных стыков на внешней поверхности из-за наличия: систем магнитного подвешивания и линейного электродвигателя, окон, дверей и др. Удельная площадь внешней поверхности экипажа: 4–8 м ² /пасс., 10–20 м ² /(1 т груза).	Необходимость иметь электромагнитное подвешивание, на создание которого затрачивается значительное количество энергии. Большие потери энергии в системе магнитного подвешивания из-за изменения воздушных зазоров в процессе движения (КПД системы подвешивания критично к воздушному зазору). Удельная масса конструкции экипажа: 0,5–1 т/пасс., 2–5 т/(1 т груза). Возникновение реактивных электромагнитных сил сопротивления движению, значительно снижающих КПД привода (до 40–50 % и менее)**.

* При скорости 500–600 км/ч из-за аэродинамического сопротивления «дворники» возьмут на себя до 10 кВт мощности двигателя, выступающее зеркало – до 20 кВт. Столь же велико влияние поперечных стыков, уступов, щелей и зазоров на внешней поверхности корпуса из-за срыва потока набегающего воздуха на них и возникающих при этом завихрений.

** Потери мощности на экипаж грузоподъемностью 40 тонн достигают 2400 кВт [2]. Такой мощности достаточно для 20 транспортных модулей СТС, которые способны перевести 200 пассажиров.

Окончание таблицы 2.2

1	2	3
Скоростной поезд	Большое число крупноразмерных выступающих элементов: колесные пары, их подвеска, полностью открытые для набегающего воздушного потока, и др. Значительное количество поперечных стыков на внешней поверхности из-за наличия зазоров между вагонами, окон, дверей и др. Удельная площадь внешней поверхности поезда: 3–6 м ² /пасс., 5–10 м ² /(1 т груза).	Деформация рельсов и полотна под действием подвижной нагрузки (относительная стрела прогиба составляет 10 ⁻³ –10 ⁻⁴). Значительные потери энергии в подвеске колесных пар из-за большой массы подрессоренной части. Удельная масса конструкции поезда: 1–2 т/пасс., 0,5–1 т/(1 т груза). КПД привода электропоезда: до 70–80 %.

Расход материалов и стоимость двухпутной трассы СТС представлены в таблице 2.3. Данные приведены для трассы со следующими параметрами: средняя высота опор – 20 м; расстояние между промежуточными опорами – 50 м, анкерными – 2 км; усилие натяжения одной рельсо-струнной путевой структуры (два рельса) – 320 тс; ширина колеи – 2 м; расстояние между осями путевых структур – 6 м; размещение станций и площадок для аварийной остановки: стоимостью 100 тыс. долл. – через 10 км, стоимостью 1 млн долл. – через 100 км, стоимостью 50 млн долл. – через 1000 км.

Таблица 2.3 – Расход материалов и стоимость участка двухпутной трассы СТС протяженностью 1 км

Конструктивный элемент СТС	Материал	Расход материалов на 1 км трассы		Ориентировочная стоимость*, тыс. долл./км
		масса, т	объем, м ³	
1	2	3	4	5
1. Струнные рельсы, всего	–	–	–	160
В том числе:				
1.1. Головка	Сталь, прокат	24	–	36
1.2. Корпус	Алюминиевый лист толщиной 1 мм	4	–	18

* Усредненная оценка стоимости взята с учетом стоимости материалов, изготовления элементов конструкции, их монтажа и транспортных расходов в условиях Республики Беларусь (в ценах 1995 г.).

Продолжение таблицы 2.3

1	2	3	4	5
1.3. Струна	Сталь, проволока диаметром 1 мм	47	–	70
1.4. Наполнитель	Композиционный материал	–	32	16
1.5. Клеевая мастика	Мастика	1	–	2
1.6. Защитная оболочка струны	Полимер	2	–	8
1.7. Гидроизоляция струны	Полимер	1	–	6
1.8. Прочее	–	–	–	4
2. Поперечные планки, всего	–	–	–	10
3. Промежуточные опоры, всего	–	–	–	90
В том числе:				
3.1. Столбы	Железобетон	–	160	32
3.2. Перемычки, раскосы	Сталь, прокат	24	–	24
3.3. Верхнее строение опор	Сталь, прокат	30	–	30
3.4. Прочее	–	–	–	4
4. Анкерные опоры, всего	–	–	–	25
В том числе:				
4.1. Тело опоры	Железобетон	–	45	9
4.2. Свайное основание	Железобетон	–	16	4
4.3. Металлоконструкции	Сталь, прокат	2	–	2
4.4. Элементы анкерного крепления	Сталь	1	–	2
4.5. Прочее	–	–	–	8
5. Земляные работы	–	–	–	5
6. Система электрозапитки рельса	–	–	–	50
7. Система контроля за состоянием опор и путевой структуры	–	–	–	10
8. Система контроля за движением транспортного потока	–	–	–	20

Окончание таблицы 2.3

1	2	3	4	5
9. Система аварийного электропитания	–	–	–	10
10. Система управления движением транспортного потока (стрелочные переводы и т. п.)	–	–	–	20
11. Промежуточные станции и площадки для аварийной остановки	–	–	–	70
12. Проектно-изыскательские работы	–	–	–	5
13. Стоимость отвода земли и ее подготовки для строительства	–	–	–	10
14. Прочие расходы	–	–	–	15
Всего				500

Анализ данных, приведенных в таблице 2.3, позволяет сделать следующие выводы.

Трасса СТС имеет низкую материалоемкость. Например, стали, с учетом сопутствующих систем, необходимо около 150 кг/м для двухпутной трассы и 75 кг/м – для однопутной. Таков примерно вес одного погонного метра рельса современных железных дорог. Таким образом, из одного рельса железной дороги длиной 1000 км (его вес составит 75 тыс. тонн) можно построить всю однопутную трассу СТС такой же длины.

Для строительства опорной части СТС потребуется небольшое количество железобетона – 220 м³/км. А с учетом его расхода на станции и сопутствующие системы количество железобетона составит около 500 м³/км. Для сравнения: расход железобетона на ограждение скоростных железных дорог и трасс поездов на магнитном подвесе достигает 750 м³/км [2].

Из такого ограждения протяженностью 1 км можно построить трехкилометровый участок опорной части двухпутной СТС или 1,5 км полностью обустроенной трассы.

Затраты на выполнение земляных работ и, соответственно, их объем также невелики. Трасса СТС может пройти без насыпей и выемок по любой местности. Земляные работы будут иметь локальный характер (бурение посадочных выемок под опоры), а их объем находится в пределах

100–200 м³/км. Для сравнения: объем перемещаемого грунта при строительстве километра современной автотрассы и железной дороги, особенно в пересеченной местности, равен объему земляных работ при строительстве трассы СТС протяженностью 100–1000 км.

Столь же невелико и использование других конструкционных составляющих для путевой структуры и опор СТС, в качестве которых будут использоваться недорогие и доступные материалы, выпускаемые промышленностью.

Стоимость подвижного состава в СТС можно оценить в сравнении с легковыми автомобилями, которые наиболее близки как по габаритам, так и конструктивно.

Серийно выпускаемые электродвигатели мощностью порядка 100 кВт в 1,5–2 раза дешевле двигателя внутреннего сгорания такой же мощности, надежнее, долговечнее и проще в эксплуатации и обслуживании.

Корпус транспортного модуля СТС будет дешевле корпуса автомобиля такого же размера благодаря более простой конструкции (отсутствие радиатора, дверей, багажника, капота, фар, габаритных, тормозных и других фонарей, стеклоочистителя, механизмов подъема стекол и т. д.).

Ходовая часть и подвеска экипажа СТС будет также проще и дешевле, чем у автомобиля (отсутствие ненадежных и дорогих резиновых шин, механизмов поворота колес, упрощение подвода вращающего момента к неповоротным колесам, отсутствие требований к проходимости по плоским дорогам и т. д.).

Система управления оборотами двигателя и вращающим моментом на колесе в обоих транспортных средствах примерно равны по стоимости и сложности (в СТС это блок управления оборотами двигателя, в автомобиле – коробка передач, сцепление, система управления подачей топлива в двигатель и др.).

Система управления движением экипажа СТС будет значительно проще и дешевле, чем у автомобиля, так как управляемых параметров здесь немного: скорость движения, расстояние до ближайших экипажей и местонахождение (координата) экипажа на линии. О сложности управления автомобилем говорит хотя бы тот факт, что, несмотря на расцвет компьютерной техники, на сегодняшний день с этой задачей может справиться только мозг водителя (поэтому фактор водителя необходимо учитывать в системе управления автомобилем и в определении ее стоимости: сегодня во всем мире ежедневно отдают управлению автомобилем несколько часов – и это при нехватке времени у людей – сотни миллионов человек). С задачей управления экипажем СТС справится недорогой

контроллер с защитой в него программой управления, который будет контролироваться и управляться линейными компьютерами, объединенными в сеть. В систему же управления автомобилем кроме исполнительных механизмов (руль, рулевая колонка, механизм поворота колес, педали газа, тормоза, сцепления, механизм переключения скоростей и др.) входит и целая система визуализации информации, необходимой для управления, которая отсутствует в СТС: стеклоочиститель на лобовом стекле с механизмами приведения в движение и подачи моющей жидкости (обеспечивают чистоту стекла и, соответственно, видимость дороги), фары, подфарники, габаритные огни, приборная панель, зеркала, звуковой сигнал и т. п.

Интерьер и экстерьер салона экипажа СТС и автомобиля примерно одинаковы и будут изменяться в широких пределах в зависимости от вкусов заказчика.

Кроме этого, в экипаже СТС и в самой транспортной системе отсутствуют такие элементы, как бак для горючего (и, соответственно, цепочка сопутствующих элементов: заправочные станции по трассе, нефтеперерабатывающие заводы, выпускающие бензин и дизельное топливо, нефтяные скважины), система отвода, глушения и дожигания выхлопных газов (например, ужесточение экологических требований к автомобилю в последнее время привело к значительному его удорожанию).

С учетом приведенных аргументов можно спрогнозировать, что при серийном производстве экипаж СТС будет в 1,5–2 раза дешевле легкового автомобиля такой же вместимости и при интерьере среднего класса будет стоить порядка 10 тыс. долл. США (для сравнения: выпускаемая в мелкосерийном производстве пара кресел в аэробусе А-340 в салоне первого класса стоит 25 тыс. долл.). Таким образом, для перевозки 500 пассажиров (такова примерная вместимость перспективных аэробусов и поездов скоростных железных дорог) потребуется 100 пятиместных экипажей общей стоимостью 1 млн долл. Для сравнения: стоимость аэробуса – порядка 100 млн долл., современного железнодорожного пассажирского вагона (вместимость 50–100 человек) – около 1 млн долл., одного вагона поезда на магнитном подвесе (вместимость 50–100 человек) – 4 млн долл.

Издержки по эксплуатации трасс СТС можно проанализировать в сравнении со скоростными железными дорогами, транспортных модулей – в сравнении с автомобилем. Ежегодные эксплуатационные расходы будут зависеть как от провозной способности трассы, так и от расчетной скорости движения по ней. Технико-экономические показатели двухпутной линии СТС приведены в таблице 2.4, а затраты пассажирских и грузовых перевозок – соответственно, в таблицах 2.5 и 2.6 (затраты показаны для характеристик транспортной линии и экипажей, представленных в таблице 2.4).

Таблица 2.4 – Технико-экономические показатели двухпутной линии СТС

Показатель	Величина
1. Характеристика транспортной линии	
1.1. Общая стоимость, тыс. долл./км	500
1.2. Амортизационные отчисления, %	5
1.3. Коэффициент развития линии	1,1
1.4. Годовые эксплуатационные издержки и затраты по содержанию и текущему ремонту путевой структуры и опор, % от стоимости (тыс. долл./км)	10 (50)
1.5. Норма прибыли, %	20
2. Характеристика экипажа	
2.1. Стоимость, тыс. долл./шт.:	
• пассажирский:	
бизнес-класса	10
первого класса	15
класса «люкс»	20
• грузовой	5
2.2. Вместимость, чел.:	
бизнес-класса	5
первого класса	2
класса «люкс» (спальный экипаж)	1
2.3. Грузоподъемность, кг:	
• пассажирский	500
• грузовой	1500
2.4. Общая масса, кг:	
• пассажирский	1500
• грузовой	1000
2.5. Коэффициент использования на линии	0,5
2.6. Резерв парка подвижного состава, %	20
2.7. Среднеходовая скорость, км/ч	500
2.8. Годовой пробег одного экипажа, млн км	1,825
2.9. Годовой объем перевозок одним транспортным модулем:	
• пассажиров, тыс. пасс./1000 км	8,29
• грузов, тыс. т/1000 км	2,49
2.10. Удельные энергозатраты на тягу:	
• пассажиров, кВт·ч/пасс.-км	0,1
• грузовой, кВт·ч/(т·км)	0,33
2.11. Амортизационные отчисления, %	10
2.12. Годовые эксплуатационные издержки, % от стоимости экипажа	10
2.13. Норма прибыли, %	20

Таблица 2.5 – Затраты на пассажирские перевозки по транспортной линии СТС протяженностью 1000 км

Показатель	Объем пассажирских перевозок, тыс. пасс./сутки (млн пасс./год)					
	Однопутная линия			Двухпутная линия		
	1 (0,365)	2,5 (0,913)	5 (1,825)	10 (3,65)	50 (18,25)	100 (36,5)
1. Приведенные затраты для СТС, долл. на 1000 пасс.-км	266,37	108,16	55,42	55,42	13,23	7,95
В том числе:						
1.1. Издержки по транспортной линии, всего	263,69	105,48	52,49	52,74	10,55	5,27
В том числе:						
• амортизационные отчисления	37,67	15,07	7,53	7,53	1,51	0,75
• эксплуатационные издержки	75,34	30,14	15,07	15,07	3,01	1,51
• отчисления на прибыль	150,68	60,27	30,14	30,14	6,03	3,01
1.2. Издержки по подвижному составу, всего	2,68	2,68	2,68	2,68	2,68	2,68
В том числе:						
• амортизационные отчисления – 0,12 долл./пасс.,						
• эксплуатационные издержки – 0,12 долл./пасс.,						
• отчисления на прибыль – 0,24 долл./пасс.,						
• стоимость электроэнергии – 2,2 долл./пасс. (из расчета стоимости электроэнергии 0,02 долл./кВт-ч)						
2. Количество экипажей, обслуживающих линию, шт.	44	110	220	440	2200	4400
3. Стоимость подвижного состава, млн долл.	0,44	1,1	2,2	4,4	22	44
4. Средний интервал между соседними экипажами в транспортном потоке (на одной линии):						
• во времени, с	432	173	86,4	86,4	17,3	8,64
• в расстоянии, км	60	24	12	12	2,4	1,2

Таблица 2.6 – Затраты на грузовые перевозки по транспортной линии СТС протяженностью 1000 км

Показатель	Объем грузовых перевозок, тыс. т/сутки (млн т/год)					
	Однопутная линия			Двухпутная линия		
	5 (1,825)	10 (3,65)	25 (9,125)	50 (18,25)	100 (36,5)	250 (91,25)
1. Приведенные затраты для СТС, долл. на 1000 т-км	60,80	34,43	18,60	18,60	13,33	10,17
В том числе:						
1.1. Издержки по транспортной линии, всего	52,74	26,37	10,54	10,54	5,27	2,11
В том числе:						
• амортизационные отчисления	7,53	3,77	1,51	1,51	0,75	0,30
• эксплуатационные издержки	15,07	7,53	3,01	3,01	1,51	0,60
• отчисления на прибыль	30,14	15,07	6,02	6,02	3,01	1,21
1.2. Издержки по подвижному составу, всего	8,06	8,06	8,06	8,06	8,06	8,06
В том числе:						
• амортизационные отчисления – 0,20 долл./т,						
• эксплуатационные издержки – 0,20 долл./т,						
• отчисления на прибыль – 0,40 долл./т,						
• стоимость электроэнергии – 7,26 долл./т						
2. Количество транспортных модулей, обслуживающих линию, тыс. шт.	0,73	1,47	3,66	7,33	14,7	36,6
3. Стоимость подвижного состава, млн долл.	3,67	7,35	18,3	36,7	73,5	183
4. Средний интервал между соседними модулями в транспортном потоке (на одной линии):						
• во времени, с	25,9	13,0	5,18	5,18	2,59	1,04
• в расстоянии, км	3,6	1,8	0,72	0,72	0,36	0,14

Приведенные в таблицах 2.5 и 2.6 данные следует рассматривать как частный случай, так как при их определении использовались жесткие требования к сроку окупаемости транспортной линии и экипажей (5 лет), была взята высокая стоимость электрической энергии (0,02 долл./кВт·ч) и других показателей. Их оптимизация позволит снизить приведенные затраты в 1,5–2 раза. Тем не менее при объеме пассажирских перевозок в 50 и 100 тыс. пассажиров в сутки стоимость проезда одного пассажира (соответственно, 13,23 и 7,95 долл.) на расстояние 1000 км будет дешевле проезда по железной дороге в 2–3 раза.

По мере роста объема перевозок возрастает доля стоимости электрической энергии в приведенных затратах. Например, если при объеме пассажирских перевозок 5 тыс. пасс./сутки доля электроэнергии составляет всего 4 %, то при 100 тыс. пасс./сутки – уже 27,7 %. Еще выше доля стоимости энергии в грузовых перевозках – при 10 и 250 тыс. т/сутки, соответственно, 21,1 и 71,4 %. Поэтому грузовые перевозки целесообразнее осуществлять в диапазоне более низких скоростей движения (100–250 км/ч), где меньше потери энергии на аэродинамику, и следует строить для них более дешевые специальные грузовые трассы.

В таблице 2.7 приведены затраты на перевозки со сниженной скоростью движения: 300 км/ч для пассажирских и 200 км/ч для грузовых транспортных модулей. Для определения влияния других факторов использовались следующие параметры СТС: а) для транспортной линии: коэффициент развития линии – 1,02, годовые эксплуатационные издержки – 5 % от стоимости линии (25 тыс. долл./км), норма прибыли – 10 %; б) для экипажа: коэффициент использования – 0,7, резерв парка подвижного состава – 15 %, годовой пробег – 1,6 млн км для пассажирского и 1,07 млн км для грузового экипажей, среднеходовая скорость – соответственно, 300 км/ч и 200 км/ч, норма прибыли – 10 %, удельные энергозатраты – соответственно, 0,067 кВт·ч/пасс.-км и 0,17 кВт·ч/(т·км), стоимость электроэнергии – 0,01 долл./кВт·ч. Остальные параметры СТС соответствуют данным таблицы 2.4.

Из таблицы 2.7 следует, что для указанных данных затраты на перевозку пассажиров и грузов могут быть снижены в 2,1–2,7 раза до значений, соответственно, 3,87 долл./1000 пасс.-км и 3,81 долл./1000 т·км). Столь низкие расценки позволят увеличить тарифы на перевозки в 1,5–2 раза и поднять норму прибыли по трассе до 30 %, по подвижному составу – до 50 %. Это сделает проект СТС весьма привлекательным для инвесторов, а также для тех строительных и машиностроительных компаний, которые будут разрабатывать и осуществлять реализацию проекта.

Таблица 2.7 – Затраты на перевозки по транспортной линии СТС со сниженной скоростью движения: 300 км/ч для пассажирских и 200 км/ч для грузовых транспортных модулей (длина трассы 1000 км)

Показатель	Объем перевозок			
	Пассажирские, тыс. пасс./сутки (млн пасс./год)		Грузовые, тыс. т/сутки (млн т/год)	
	5* (1,825)	100** (36,5)	10* (3,65)	250** (91,25)
1. Приведенные затраты для СТС, долл. на 1000 пасс.-км долл. на 1000 т·км	29,02 –	3,87 –	– 16,66	– 3,81
В том числе:				
1.1. Издержки по транспортной линии, всего	27,95	2,80	13,97	1,12
В том числе:				
• амортизационные отчисления	6,99	0,70	3,49	0,28
• эксплуатационные издержки	6,99	0,70	3,49	0,28
• отчисления на прибыль	13,97	1,40	6,99	0,56
1.2. Издержки по подвижному составу, всего	1,07	1,07	2,69	2,69
В том числе для пассажирских (грузовых) перевозок:				
• амортизационные отчисления – 0,13 долл./пасс. (0,32 долл./т),				
• эксплуатационные издержки – 0,13 долл./пасс. (0,32 долл./т),				
• отчисления на прибыль – 0,13 долл./пасс. (0,32 долл./т),				
• стоимость электроэнергии – 0,68 долл./пасс. (1,73 долл./т)				
2. Количество экипажей, обслуживающих линию, тыс. шт.	0,23	4,65	2,33	58,2
3. Стоимость подвижного состава, млн долл.	2,3	46,5	11,6	291
4. Средний интервал между соседними экипажами в транспортном потоке (на одной линии):				
• во времени, с	86,4	8,64	13,0	1,04
• в расстоянии, км	7,2	0,72	0,72	0,057

* Однопутная трасса.

** Двухпутная трасса.

Глава 3

Задачи механики высокоскоростного транспорта

3.1. Динамика движения транспортных модулей по струнной направляющей

Весьма высокие требования, предъявляемые к прочностным параметрам скоростного транспорта типа СТС, требуют решения комплекса теоретических и прикладных задач. Одной из наиболее сложных проблем является оценка границ допустимых режимов движения, при которых обеспечиваются необходимые статические и динамические характеристики (деформации, напряжения, перемещения, ускорения, собственные частоты, плавность хода и др.), обеспечивающие нормальное функционирование транспортной системы при эксплуатации. Задачи динамики и устойчивости такого рода обсуждаются, например, в монографиях [12, 13, 17, 25, 35].

Анализ должен проводиться в вероятностной постановке, однако на начальных этапах возможен детерминированный подход. Основными задачами динамического анализа являются:

- определение частот и форм собственных колебаний;
- расчет амплитудно-частотных характеристик;
- исследование режимов вынужденных колебаний.

В большинстве случаев цель расчета динамических характеристик транспортного агрегата состоит в определении ускорений и перемещений в контролируемых точках конструкции с последующим сопоставлением полученных значений с нормами и техническими условиями. При расчетах на случайные воздействия требования к этим параметрам необходимо рассматривать в вероятностной формулировке.

Опыт проектирования конструкций показывает, что для рационально спроектированных систем хорошие результаты дают даже простые модели, позволяющие применить нетрудоёмкие численные решения (объём расчетов пропорционален динамическому несовершенству конструкции). Рациональность конструкции в большой степени определяется спектром ее собственных частот. Следовательно, весьма важно обеспечить заданные динамические свойства на этапе начального проектирования.

Механическое воздействие на модуль СТС со стороны пути проявляется в виде кинематического вибрационного нагружения (детерминированного или случайного) элементов транспортного средства. Динамика этого воздействия определяется состоянием пути, скоростью движения и упруго-диссипативными свойствами подвески транспортного модуля. Сама направляющая СТС подвергается периодическому нагружению от движущихся модулей с последующим распространением энергии возмущения в виде различных волн.

Модуль. СТС позволяет реализовать чрезвычайно высокие скорости движения (свыше 500 км/ч). Так как интенсивность динамического воздействия пути на транспортный модуль с повышением скорости увеличивается, то требования к ходовой части последнего являются весьма высокими. Актуальность оптимизации параметров ходовых частей подвижного состава обусловлена тем, что создание амортизирующих устройств ограниченных размеров и веса, обеспечивающих безопасность движения, является достаточно сложной технической проблемой. К настоящему времени в области механики железнодорожного транспорта изучены различные вопросы колебаний элементов системы подвешивания, получены численные решения возникающих многомерных нелинейных динамических задач. При создании ходовой части подвижного состава используется теория виброзащиты транспортных машин и человека-оператора, изложенные, например, в работе Р.И. Фурунжиева [36].

Ряд положений, обсуждаемых в монографии В.А. Камаева [13] и относящихся к проблематике оптимизации ходовой части подвижного состава существующих конструкций железнодорожных локомотивов и вагонов, на мой взгляд, справедливы и для транспорта нового типа, каким является струнная транспортная система. Остановимся на них более подробно.

Своеобразие транспортных устройств как динамических объектов связано с тем, что источником колебаний является не только кинематические возмущения, возникающие при качении колес по направляющей, но и инерционные возмущения, возникающие при работе агрегатов. Установлено, что при качении колес, связанных жестко в колесные пары, в ряде случаев развиваются автоколебания. Исследование колебательного процесса усложняется вследствие высокого порядка математической модели системы при наличии нелинейных элементов. Определенное упрощение модели применительно к струнной транспортной системе связано с тем, что локомотив испытывает дополнительное воздействие от соседних вагонов или локомотива, а модуль рассматриваемой системы является функционально законченным транспортным объектом.

С точки зрения системного анализа необходимо одновременно рассматривать следующие основные взаимосвязанные колебания: наддрессорного строения в продольной вертикальной плоскости; необдрессоренных масс в вертикальной плоскости; боковые колебания; колебания в тяговом приводе и т. д. В [13] отмечается значительная сложность задачи оптимизации виброзащиты и ограниченное число работ, посвященных данному вопросу. В частности, цитируется работа, посвященная оптимизации параметров двухступенчатого рессорного подвешивания вагонов и электропоездов как динамической системы с некорреляционными входными воздействиями [12].

Приходится констатировать, что анализ динамики транспортных средств затрудняется вследствие недостатка достоверных данных о параметрах отдельных элементов расчетных схем. Практически отсутствуют характеристики диссипации в отдельных элементах кузова, противоречивы количественные и качественные оценки возмущений со стороны пути. В связи с этим актуальны вопросы идентификации упруго-диссипативных свойств элементов подвески экипажа на основании экспериментальной информации.

Важно также учитывать взаимодействие вертикальных и боковых колебаний, обусловленное следующими причинами: технологическими погрешностями при изготовлении упруго-диссипативных элементов и разности центров масс основного оборудования, наличием в подвешивании существенно нелинейных элементов (например, стыков с кулоновым трением), особенностями передачи усилия тяги. Силы в контакте колеса с рельсом являются определяющими для боковых колебаний и в свою очередь зависят от вертикальных колебаний.

Возбудителями колебаний транспортного модуля являются геометрические неровности направляющей и колес, нестабильность упруго-диссипативных характеристик струнной транспортной линии, воздействия со стороны воздушной среды, случайные изменения характеристик подвешивания, управляющие воздействия. Воздействия со стороны воздушной среды интенсивно растут с увеличением скорости движения. В настоящее время обоснованный выбор какого-либо закона взаимодействия колеблющегося экипажа с воздушной средой затрудняется в связи с отсутствием опытных данных и большой сложностью задачи о движении тела в пограничном слое воздуха. При расчете динамики поездов существующей конструкции, скорость движения которых обычно не превышает 200 км/ч, этим фактором пренебрегают. Ясно, что в анализе движения сверхскоростного транспорта СТС такое допущение является некорректным.

Воздействия, вызываемые работой основных агрегатов, имеют полигармонический вид и зависят от характеристик установленного оборудования.

Обычно задачу уменьшения вибрации от силовых агрегатов можно решать вне связи с проблемой конструирования ходовой части [13], что мотивируется заметным различием возмущающих частот от оборудования и собственных частот экипажа как системы твердых тел с упругими связями при небольшой массе оборудования по отношению к массе экипажа. Применительно к СТС это допущение нуждается в обосновании. Действительно, масса модуля сопоставима с массой оборудования; иным (по сравнению с обычными поездами) является соотношение частот возмущающих колебаний и собственных частот колебаний транспортного модуля.

Ряд задач механики связан с аэродинамикой транспортного модуля. Отсутствие в настоящее время теории расчета коэффициента аэродинамического сопротивления C_x оставляет приоритетными экспериментальные методы определения указанного параметра. В [6] установлено, что применительно к магистральным автопоездам имеется устойчивое корреляционное поле, позволяющее установить взаимосвязь между результатами модельных и натуральных испытаний. Для вычисления коэффициента аэродинамического сопротивления натурального объекта предложена формула:

$$C_x = C_{x0} + K_\beta \beta,$$

где $C_{x0} = C_{x0}^{\text{мод}} \lambda$, λ – корреляционный коэффициент от модели к натуре; K_β – коэффициент учета угла натекания потока; β – угол натекания воздушного потока; $C_{x0}^{\text{мод}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления масштабной модели при нулевом угле натекания потока ($\beta = 0$).

В качестве первого приближения приведенная зависимость может быть использована для аэродинамического проектирования перспективных транспортных средств. Более точные данные могут быть получены в аэродинамической трубе на моделях транспортного модуля, имеющих различную конфигурацию.

Струна. В главе 4 приводятся результаты расчета колебаний струнной транспортной линии в предположении ее однородности, что позволяет применить принцип Даламбера.

Направление совершенствования разработанной динамической модели определяется тем, что СТС как упругая механическая система, по всей видимости, является квазиоднородной, так как она образована периодическим чередованием участков с одинаковыми параметрами (отрезками струнной линии между соседними опорами). Такие системы, не являясь вполне однородными, в определенных условиях действуют аналогично однородным, образуя форму колебаний, близкую к синусоидальной,

и допуская существование бегущих и стоячих волн [32]. В частности, указанными свойствами обладают длинные валы со многими кольцевыми проточками или прикрепленными на равных расстояниях одинаковыми дисками. Параметрическое силовое воздействие передается по квазиоднородной динамической системе в виде бегущих волн с фазовой скоростью, определяемой по формуле [17]:

$$v = \sqrt{c/J},$$

где c – жесткость участка; J – момент инерции характерного участка, (характерный участок измеряется числом участков (или масс), проходящих в секунду).

Таким образом, дистанционное воздействие будет ощущаться через некоторый промежуток времени, за который волна, теряя энергию вследствие демпфирования, пройдет всю систему. Экспериментальные исследования распространения колебаний [32] показали, что традиционные методы расчета динамических систем (принцип Даламбера, уравнения Лагранжа 2-го рода), основанные на законах Ньютона, достоверно определяют только стоячие волны, т. е. собственные частоты и соответствующие им формы колебаний.

Нагружение системы при вынужденных резонансных колебаниях определяется как стоячими, так и бегущими волнами. Так как в бегущей волне, существование которой обусловлено диссипативными свойствами линии, разные сечения колеблются в различных временных фазах, а стоячая волна характеризуется одинаковыми временными фазами, то между усилиями, определяемыми бегущей волной и перемещениями, определяемыми стоячей волной, существует сдвиг фаз, обнаруживаемый при экспериментальном исследовании. Для уточненного определения силовых факторов, действующих на участках, когда энергия возмущения распространяется по системе, необходимо учитывать сдвиги фаз, определяемые фазовыми скоростями бегущих волн [32].

Определенный интерес имеет оценка динамического воздействия со стороны направляющей на транспортный модуль, вызванного неровностями поверхности головки, при различной скорости движения. Этот фактор в первую очередь скажется на усталостной прочности деталей транспортного модуля и стабильности контактирования пары «колесо – направляющая».

Так как поперечное сечение струнной транспортной линии мало по сравнению с существующими путевыми структурами (мостами, путепроводами и т. д.), по всей видимости, маловероятны критические режимы, вызывающие потерю прочности или устойчивости направляющей при действии ветровых нагрузок (применительно к мостовым

конструкциям этот вопрос обсуждался в работе [45]). Однако требуют дополнительного изучения колебания направляющей аэродинамической природы [44] с точки зрения обеспечения плавности хода при высокоскоростном движении.

3.2. Прочность транспортных модулей и рельсо-струнной направляющей

Безопасность эксплуатации СТС определяется прочностью элементов рельсо-струнной эстакады и транспортного модуля. Рассмотрим особенности прочностной оценки на основании существующих расчетных методов.

Направляющая. Направляющая струнной транспортной системы имеет композитную конструкцию (рисунки 1.3, 2.10). Струны, как элементы, воспринимающие усилие натяжения, состоят из отдельных проволок, канатов или полос и представляют собой канат без скрутки – невитой канат. Монолитность струны обеспечивается защитной оболочкой. Струны связаны между собой посредством заполнителя. Заполнитель из материала с высокими демпфирующими свойствами и струны заключены в окаймляющий элемент – корпус, являющийся защитной оболочкой прямоугольного или криволинейного сечения. Контактная нагрузка воспринимается головкой с износостойким покрытием.

Таким образом, элементы с различными функциональными свойствами (высокопрочные струны, демпфирующий заполнитель, защитный корпус, головка с высокой контактной жесткостью и антифрикционным покрытием) обеспечивают необходимые характеристики направляющей в целом.

В настоящее время имеется значительный опыт исследования напряженного состояния отдельных элементов рассмотренной выше композитной структуры. К примеру, известны методы расчета тросовых лент с учетом произвольного повреждения тросов [3], напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций с наполнителем [9] и многослойных деталей [27]. Экспериментально установлена зависимость параметров изгибных колебаний от статического растяжения [21]. Однако для прочностного исследования направляющей СТС необходимо построить модель, комплексно учитывающую механические свойства всех составных частей, адгезионное взаимодействие в соединении «головка – корпус», контактное нагружение головки и предварительное натяжение струн. В качестве начального приближения можно использовать модель соединения, описанную в [48]. Анализ прочности и устойчивости опор

СТС не представляет значительной трудности и базируется на известных методах расчета стержневых конструкций типа рам и ферм с учетом особенностей нагружения каждого вида опор (таблица 3).

Для уточненного исследования могут привлекаться современные матричные методы расчета упругих систем [18, 25]. Определенную специфику имеет оценка прочности опор при аварийных ударах [10], а также изучение нагружения гибких (тросовых) элементов, используемых при закреплении опор на водных участках трассы [29].

Таблица 3

Вид опоры	Источник нагрузки	Характер нагрузки
Поддерживающая	Вес путевой структуры и транспортного модуля	Вертикальная статическая порядка 15 тс
	Компонента нагрузки, обусловленная движением транспортного модуля	Вертикальная динамическая
	Ветровая нагрузка	Поперечная нестационарная
Тормозная	Разгон и торможение транспортных модулей	Продольная динамическая
	Вес конструкции на наклонных участках трассы; различие температурных деформаций на соседних участках	Продольная статическая
Анкерная	Натяжение струн в процессе строительства или при обрыве	Продольная однократная порядка 100–1000 тс
	Натяжение струн на первой и последней анкерных опорах	Продольная статическая порядка 100–1000 тс
	Температурные деформации струн	Продольная статическая, достигающая 20 % от усилия натяжения

Транспортный модуль. При проектировании транспортного модуля СТС необходим современный подход, стирающий различия между конструкторским, прочностным и технологическим аспектами, который нашел широкое распространение при создании высокоскоростного транспорта (например, в авиации) [15]. Метод, когда оптимальные результаты достигаются путем локального варьирования свойств материала в зонах концентрации напряжений, связан с применением композитов и позволяет снизить массу конструкции, затраты на изготовление и эксплуатацию, повысить безопасность, срок службы и комфортабельность.

Однако расчет композитных конструкций весьма сложен, что связано с анизотропией упругости и прочности, неоднородностью и сравнительно небольшими (по сравнению с металлами) допустимыми деформациями, а также с остаточными напряжениями и явлением деградации (старения) композитов. Так как существует много вариантов разрушения (растяжение, сжатие, сдвиг в плоскости листа, межслоевой сдвиг, плоское растяжение и др.), необходимо иметь показатели свойств при растяжении, сжатии и сдвиге анизотропного монослоя в виде серии графиков, иллюстрирующих изменение прочности и упругости в зависимости от ориентации волокна в матрице.

При наличии информации о внешних нагрузках на транспортный модуль (инерционные и аэродинамические силы, колебания двигательной установки и др.) и критериев разрушения материала становится возможным анализ и оптимизация напряженного состояния всего модуля. Это достижимо путем компьютерного расчета современными дискретными методами, согласно которым моделируется нагружение совокупности элементов (стержней, панелей и мембран).

3.3. Трибология контакта «колесо – струна»

Одним из наиболее важных аспектов функционирования СТС является трибологический. Фрикционное взаимодействие при качении колес по струнной транспортной линии имеет ряд особенностей.

Так, движение модулей происходит со скоростью, значительно превышающей скорость традиционных видов железнодорожного транспорта. Кроме своего непосредственного назначения – осуществления движения в нужном направлении и передачи тяги – контакт качения конструктивно является токонесущим. Это делает его, на первый взгляд, весьма напряженным.

Однако при достаточно развитой площади контакта наряду с малым весом транспортного модуля удельные давления будут во много раз меньше, чем в сопряжении «железнодорожное колесо – рельс». Кроме того, большая площадь контакта обеспечит снижение плотности тока до приемлемой величины.

При обеспечении прилегания значительной части поверхностей колеса и головки струнной транспортной линии существенно облегчается реализация усилий тяги и торможения. Таким образом, конструктивно высокая степень прилегания оказывается эффективной как в плане передачи касательных напряжений в условиях малого веса транспортного модуля, так и снижения нормальных контактных напряжений и плотности тока.

Вместе с тем возникает дополнительное скольжение, обусловленное геометрией конформного контакта качения [7].

Важным является выбор профиля рабочей поверхности колеса и головки направляющей СТС с точки зрения повышения износостойкости. Так, в духе методологии, изложенной в работе [38], целесообразно рассчитать оптимизированный профиль, приближающийся к форме естественного износа для данного вида сопряжения. В частности, согласно [38] расчетная долговечность профиля, совпадающего с изношенным, в сравнении со стандартным профилем железнодорожного колеса увеличивается на 12 %. Кроме повышения износостойкости можно ожидать, что в результате оптимизации профиля возрастет тяговая способность за счет более равномерного распределения сил трения в зоне контактирования. Это удобно реализовать в конструкции СТС, которая пока не «закрепощена» стандартом на профиль направляющей и колеса.

С методической точки зрения исследование фрикционного взаимодействия колеса с направляющей приводит к формулировке ряда контактных задач, сложность которых зависит от числа принимаемых допущений и упрощающих гипотез. Рассмотрим возможную последовательность развития соответствующих формулировок.

1. Для ориентировочного расчета контактных напряжений при оценке прочности головки струнной линии можно пренебречь влиянием сил трения и воспользоваться простыми аналитическими зависимостями, полученными в предположении, что область контактирования мала по сравнению с размерами колеса и головки [5].

2. Более сложная модель необходима для учета процесса передачи тангенциальной нагрузки и описания эффекта образования контактных зон проскальзывания и сцепления вследствие приложения тяговых и тормозных усилий. Трудность решения таких задач связана с различным видом граничных условий, которые должны удовлетворяться в зонах проскальзывания и сцепления. Конфигурация этих зон заранее неизвестна. В данном отношении представляют интерес численные модели, предложенные различными авторами и обсуждаемые в известной обобщающей монографии по контактной механике К. Джонсона [7]. Для случая взаимодействия упругого колеса с упругим основанием Дж. Калкер предложил модель частичного проскальзывания в соответствии с нелинейной теорией скольжения [46].

3. Проскальзывание в сопряжении «колесо – рельс», всегда сопутствующее реализации тяги движителя, в то же время является причиной диссипации энергии за счет внешнего трения и износа поверхности. Следовательно, развитие вышеуказанных моделей связано с необходимостью описания кинетики переходных процессов с учетом изменения параметров контакта

во времени, например, изнашивания деталей транспортной системы при ее эксплуатации. Здесь также оказываются полезными модели в рамках вариационных методов механики, основанных на энергетических принципах.

Проскальзывание и изнашивание. Для математического описания переходного процесса при качении с учетом изнашивания, инициированного проскальзыванием, перспективен вариационный подход, описанный в [37]. При проведении численного исследования полей напряжений и перемещений в области контакта, разделяющейся на зоны сцепления и проскальзывания, задавалась программа нагружения, при которой отношение тангенциального усилия T_t к нормальному N менялось от нуля до предельного значения, равного силе трения fN и соответствующего началу скольжения. С целью моделирования зависимости коэффициента трения от скорости проскальзывания \dot{u} задавалась аппроксимация $f(\dot{u})$ на локальном участке контакта при переходе от покоя к скольжению.

Расчет ресурса колеса и головки направляющей, исходя из максимально допустимого износа $[I_v]$, можно выполнить в предположении, что интенсивность линейного изнашивания зависит от давления в степени $\gamma > 1$:

$$\dot{i}(x, t) = K_1 p^\gamma(x, t).$$

При гранично-элементной дискретизации контакта путь трения для j -го участка поверхности h определяется разностью перемещений на соседних этапах нагружения r и $r + 1$:

$$\Delta u_j^r = u_j^r - u_j^{r-1}; \quad r = 1, \dots, n; \quad j = 1, \dots, m.$$

Если проскальзывание достаточно мало по сравнению с шагом дискретизации, можно пренебречь изменением контактного давления на локальном участке поверхности за элементарную стадию изнашивания. В результате при общем числе шагов изнашивания q объемный износ можно найти суммированием:

$$I_v = \sum_{r=1}^q \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m K_1 p^\gamma(x_j, t^r) (u_j^r - u_j^{r-1}) h.$$

Для обеспечения эффективной работы СТС в режиме разгона и торможения модулей важным является достижение хорошего сцепления ведущих колес с направляющей при малом (в сравнении с обычным локомотивом) весе транспортного модуля. Как отмечено выше, облегчение эксплуатационного режима СТС обеспечивается конформностью (прилеганием)

контактирующих поверхностей. Исследование контактного взаимодействия при качении тел с конформными поверхностями проводилось в [24]. Кроме того, возможна оптимизация кинетической зависимости коэффициента сцепления. В противовес известному мнению о том, что коэффициент сцепления при боксовании колеса снижается, недавние экспериментальные исследования показали допустимость боксования для увеличения потенциального коэффициента сцепления [30]. В связи с этим представляет интерес определение уровня проскальзывания, который обеспечивает максимальное тяговое усилие T_τ при минимуме энергетических потерь A_f и износа поверхности I_v . Формулировка задачи оптимизации с учетом взаимного влияния параметров имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \max T_\tau; \quad T_\tau &= \int_0^{S_s} \tau ds; \\ \min I_v; \quad I_v &= I_v(A_f); \quad A_f = A_f(\dot{u}, \tau, S_s); \\ \dot{u} &= \dot{u}(f); \quad \tau = \tau(f); \quad S_s = S_s(f), \end{aligned}$$

причем $f = f(\dot{u})$.

С использованием численного моделирования [37] были получены расчетные оценки изменения объемного износа I_v в зависимости от T_τ/N при различном соотношении коэффициентов трения покоя f_0 и скольжения $f_s = f_0 + \Delta f$. Установлено, что износ нелинейно зависит от коэффициента сцепления T_τ/N . При $\Delta f < 0$ на зависимости $I(T_\tau/N)$ можно выделить два участка – пологий, соответствующий малым значениям T_τ/N , и участок резкого увеличения износа при соотношении T_τ/N , близком к предельному. Отмеченный результат согласуется с данными экспериментов по измерению потерь энергии при осциллирующей тангенциальной нагрузке.

Более резкое возрастание предельного усилия и величины износа $I_v(f)$ с повышением тягового усилия T_τ , характерное для случая $\Delta f > 0$, объясняется одновременным увеличением длины зоны проскальзывания и тангенциальных контактных напряжений в ней, что отсутствует при $\Delta f \leq 0$. Это подтверждается явлением самопрекращающегося боксования [30], наблюдаемым в интервале скоростей движения локомотивов от 0 до 70 км/ч (зафиксировано значение $\Delta f = 0,8f_0$). Такая кинетическая зависимость, очевидно, связана с повышением адгезионного взаимодействия поверхностей вследствие удаления антифрикционных пленок (пыли, окислов, влаги, смазки) и образования наслоений частиц износа. Можно прогнозировать, что при надлежащем выборе параметров контактирования этот полезный

эффект будет проявляться при проскальзывании колес модуля СТС в соответствующем диапазоне скоростей движения. Для выбора параметров трения f_0 и Δf в реальных условиях эксплуатации необходимо установить функциональную связь указанных характеристик с состоянием поверхности до и после проскальзывания.

Особенности фрикционного воздействия в устройствах передачи тяги канатных дорог, подъемниках и т. д., использующих гибкую направляющую, рассматриваются в [49]. Полученные авторами соотношения описывают граничные случаи упругого скольжения канатного шкива для различных пар контактирующих поверхностей.

Электропроводность. Как указано в [14], для повышения работоспособности сильноточных скользящих контактов следует применять металлические контакты со смазкой, наполненной дисперсными электропроводными наполнителями, или композиционные металлсодержащие материалы. Оптимизация свойств контакта, достигаемая при использовании металлизированных твердых смазок, введенных в состав композита, позволяет эксплуатировать такие токоъемники при скорости скольжения до 100 м/с.

Менее напряженным оказывается токоъем в контакте качения для запитки электропривода модуля СТС (подобно колесу электровоза). Непрерывное «обновление» зоны контакта при качении улучшает условия теплоотвода, что создает предпосылки для увеличения скорости. Вместе с тем следует провести, с одной стороны, исследования напряженно-деформированного состояния контакта тел, имеющих поверхностный слой со сложной композитной структурой и работающих в условиях упругогидродинамической смазки с учетом прохождения электрического тока (прочностной аспект). С другой – важно исследовать роль напряженного состояния контакта в прохождении электрического тока и теплообразовании (электрический и температурный аспект).

Температура. Особенностью фрикционного взаимодействия между колесом и направляющей струнной транспортной линии являются высокие скорости проскальзывания, например, при аварийном торможении модуля. Такие скорости в настоящее время создаются при разгоне специальных тележек на ракетных треках. Треки позволяют воспроизвести дозвуковые и сверхзвуковые скорости (до 2500 м/с), при которых температура поверхности трения может достичь температуры плавления трущихся тел [1, 19].

Однако для указанного вида испытаний имеет место режим скольжения полоза ракетной тележки по направляющей, существенно более напряженный по сравнению с качением колес транспортного модуля СТС.

Тем не менее анализ информации такого рода полезен при подборе материалов и оценке ресурса рассматриваемой системы.

Для изучения тепловой динамики трения в сопряжении «колесо – рельс» струнной транспортной системы, очевидно, окажутся полезными методы физического моделирования внешнего трения с использованием критериев подобия, которые успешно применялись, например, для отработки новых конструкций тяговых передач электровозов [4]. В качестве модели можно использовать роликовую пару, в которой «колесо – направляющая» имитируется при взаимном обкатывании роликов с некоторым проскальзыванием. Если последовательно задавать роликовой паре рабочие параметры, которые масштабными коэффициентами связаны с параметрами точек контакта природы, можно получить текущие значения коэффициентов трения.

Метод обобщенных переменных применим и для подбора оптимального состава материала токосъема. Износостойкость колеса, как детали токосъема, зависит от многих совместно и одновременно действующих факторов. В первую очередь можно назвать параметры режима работы (скорость, нагрузка, количество влаги, попадающей на контакт, температура), физико-механические параметры контакта (температуропроводность, дугостойкость, жесткость, твердость материала деталей), а также массу и геометрические характеристики контактирующих тел.

Хорошо известно, что площадь фактического контакта составляет незначительную долю от номинальной площади, определяемой геометрией тел. Следовательно, между взаимодействующими деталями имеются микрополости, заполняемые воздухом или иной средой и являющиеся причиной термосопротивления. В связи с этим определенную ценность имеют результаты решения задачи о контактировании [8], в которой подразумевается, что термосопротивление обратно пропорционально контактному давлению. Это позволяет исследовать влияние нагрузки, теплофизических и механических параметров соприкасающихся тел на контактное давление, тепловой поток и размеры области контакта.

Глава 4

Динамическая модель и расчетные оценки параметров движения транспортных модулей по струнной транспортной линии*

4.1. Вывод уравнений движения струнной транспортной системы

В этом разделе на основании достаточно общих допущений относительно конструкции СТС получена система уравнений, описывающая совместное движение транспортных модулей (ТМ) по эстакадной струнной транспортной линии (СТЛ). Учет характерных особенностей задачи позволил построить процедуру последовательных приближений решения этой системы, причем первым приближением является решение задачи о движении по СТЛ безынерционных грузов. Из результатов главы в качестве частных случаев получаются, например, постановки задач о колебаниях упругих балок (жестких нитей) под действием подвижных грузов [35].

Рассмотрим горизонтальную СТС с числом пролетов N_0 . Длина каждого пролета равна l_0 . Предполагается, что система состоит из двух одинаковых параллельных СТЛ, по которым движутся ТМ. Основными элементами СТЛ являются (рисунок 4.1):

- а) тонкостенный металлический корпус 1 коробчатого сечения (в общем случае переменной площади за счет изменения внешних размеров; внутренние размеры корпуса постоянны);
- б) предварительно напряженные (натянутые) элементы 2 и 3, слабо сопротивляющиеся изгибу, которые в дальнейшем будем называть, соответственно, верхней и нижней струнами;
- в) заполнитель 4 – сплошная среда, занимающая объем внутри корпуса.

* В основу главы 4 положены материалы научных отчетов «Исследования движения транспорта по гибкому мосту» и «Некоторые вопросы динамики струнной транспортной системы», выполненные в 1994 г. в г. Минске по заказу генерального конструктора СТС Юницкого А.Э. авторским коллективом в составе: Вярвьильской О.Н., Козловского Н.И., Савенкова В.А., Савчука В.П. и Юницкого А.Э.

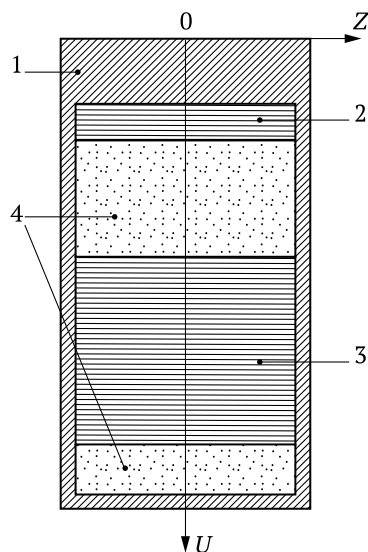


Рисунок 4.1

Элементы 2 и 3 названы струнами, так как каждый из них состоит из большого числа предварительно натянутых и не связанных между собой тонких и гибких слоев (проволок), заключенных в общий гибкий корпус (трение между слоями отсутствует благодаря разделяющей их смазке). Заполнитель будем считать средой, обладающей упругими и диссипативными свойствами, малой плотностью по сравнению с плотностью струн и корпуса СТЛ. На этом основании, отнеся массу заполнителя к массе корпуса, будем считать заполнитель невесомой связью между элементами линии. Считаем, что каждая линия имеет продольную вертикальную плоскость симметрии и подвергается действию лишь вертикальных нагрузок, лежащих в этой плоскости. Динамические условия, в которых находятся линии, предполагаются одинаковыми. При этих предположениях можно ограничиться рассмотрением вертикальных колебаний сечения СТЛ в плоскости симметрии под действием движущихся нагрузок. Заметим, что этот вывод справедлив и в том случае, когда линии симметричны относительно вертикальной оси плоскости и связаны между собой так, что точки линий движутся только в вертикальных плоскостях. В дальнейшем при анализе колебаний линии или пролета будем подразумевать вертикальные колебания указанного сечения в плоскости ZOU (рисунок 4.2).

Пусть транспортный модуль представляет собой тележку, имеющую платформу массой $2m_1$ и четыре равномерно нагруженные в состоянии покоя колеса массой m_2 каждое. Амортизатор (подвеска колеса) моделируется

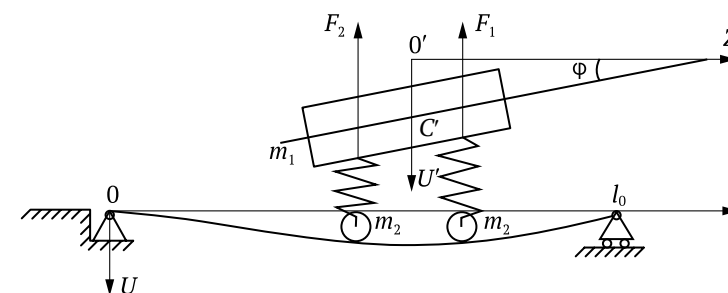


Рисунок 4.2

пружиной с жесткостью c и параллельно включенным демпфером, рабочее усилие которого пропорционально с коэффициентом ν_a скорости изменения длины пружины. Расстояние между осями передних и задних колес тележки, когда она находится на горизонтальной поверхности, обозначим l_1 . Отсчет времени ведется с момента $t = 0$, когда переднее колесо первого транспортного модуля въезжает с разгонного участка на первый пролет покоящейся СТЛ.

4.1.1. Вывод уравнений колебаний СТЛ

Для получения системы уравнений, описывающих колебания СТЛ, необходимо записать уравнения движения элементов линии с учетом связей между ними.

1. Уравнение колебаний корпуса СТЛ. Получим уравнение изгибных вертикальных колебаний корпуса СТЛ с заполнителем. Будем считать, что для материала корпуса и для заполнителя зависимость нормального напряжения σ от относительной деформации ε дается формулой:

$$\sigma = E \left(\varepsilon + \mu' \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} \right), \quad (4.1)$$

где постоянные E – модуль Юнга и μ' – коэффициент, характеризующий внутреннее трение материала. Введем допущение о том, что при изучении вертикальных колебаний корпус СТЛ с заполнителем является однородной балкой с осредненными значениями E и μ' в (4.1). Тогда уравнение поперечных колебаний корпуса можно взять в виде [35]:

$$E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right) \right] + \rho_0 \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = f(z, t) + R_1 + R_2 + \rho_0 g, \quad (4.2)$$

где $u(z, t)$ – прогиб; $I(z)$ – момент инерции поперечного сечения; $\rho(z)$ – линейная плотность корпуса с наполнителем; $f(z, t)$ – интенсивность внешней нагрузки на корпус без учета силы тяжести; $R_1(z, t)$, $R_2(z, t)$ – интенсивность воздействия на корпус верхней и нижней струн соответственно; g – ускорение свободного падения.

В силу введенных допущений уравнения движения верхней и нижней струн запишутся в виде:

$$\rho_1 \frac{\partial^2 y_1}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 y_1}{\partial z^2} = f_1(z, t) - R_1 + R_{21} + \rho_1 g; \quad (4.3)$$

$$\rho_2 \frac{\partial^2 y_2}{\partial t^2} - T_2 \frac{\partial^2 y_2}{\partial z^2} = f_2(z, t) - R_2 - R_{21} + \rho_2 g, \quad (4.4)$$

где y_1, y_2 – прогибы соответствующих струн; ρ_1, ρ_2 – линейные плотности; T_1, T_2 – натяжения; f_1, f_2 – интенсивности внешних нагрузок, относящиеся к верхней и нижней струнам соответственно; R_{21} – интенсивность воздействия нижней струны на верхнюю.

Для получения уравнения колебаний СТЛ в общем случае будем считать корпус верхней струны скрепленным с корпусом линии

$$y_1(z, t) = u(z, t). \quad (4.5)$$

Тогда можно положить:

$$f_1(z, t) = 0; \quad R_{21}(z, t) = 0 \quad (4.6)$$

и после сложения уравнений (4.2), (4.3) получить уравнение движения корпуса линии с верхней струной:

$$E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right) \right] + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = f(z, t) + R_2 + \rho_s g, \quad (4.7)$$

где $\rho_s = \rho_1 + \rho_0$.

Предположим, что нижняя струна может перемещаться по вертикали относительно корпуса СТЛ, взаимодействуя с ним посредством наполнителя, а в состоянии равновесия воспринимает нагрузку не только от собственного веса, но также от веса корпуса с наполнителем и верхней струной, т. е.

$$R_2 = R_2^{\text{din}} - \rho_s g, \quad (4.8)$$

где $R_2^{\text{din}}(x, t)$ – динамическая составляющая воздействия нижней струны на корпус.

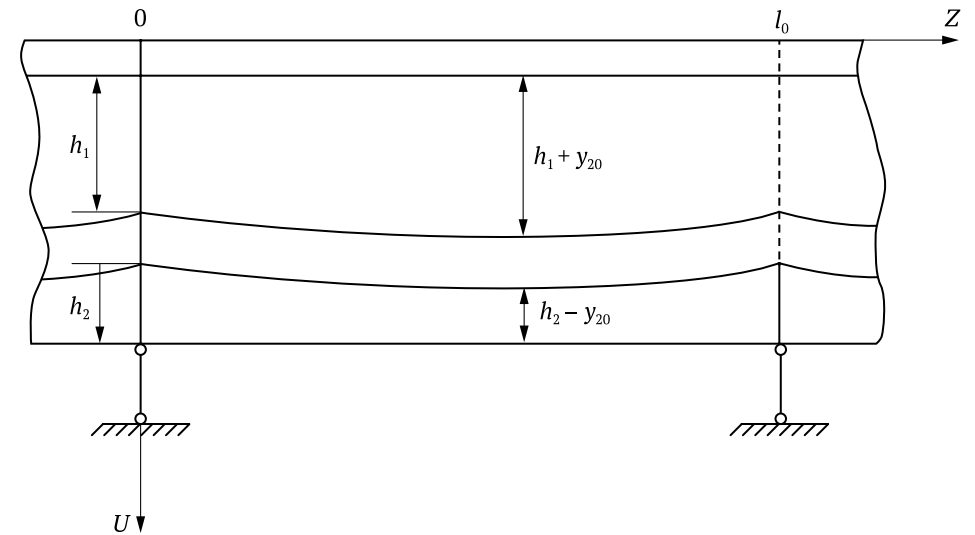


Рисунок 4.3

На рисунке 4.3 изображена СТЛ без транспортных модулей в положении равновесия, $y_{20}(z)$ – статический прогиб нижней струны.

Поскольку напряжения и деформации наполнителя в направлении оси OZ удовлетворяют равенству (4.1), то R_2^{din} запишется так:

$$R_2^{\text{din}} = E_w a \left(1 + \mu_w \frac{\partial}{\partial t} \right) \frac{y_2 - u - y_{20}}{h_1 + y_{20}} + E_n a \left(1 + \mu_n \frac{\partial}{\partial t} \right) \frac{y_2 - u - y_{20}}{h_2 + y_{20}}, \quad (4.9)$$

где E_w, μ_w, E_n, μ_n – постоянные, характеризующие наполнитель над струной и под ней соответственно; a – ширина наполнителя.

В практически важных случаях максимальное значение статического прогиба y_{20}^{max} не превышает нескольких сантиметров. Поэтому, учитывая малое изменение статического прогиба вдоль пролета, заменим y_{20} в знаменателях равенства (4.9) его средним значением $0,5y_{20}^{\text{max}}$ и введем функцию:

$$u_2(z, t) = y_2(z, t) - y_{20}(z, t). \quad (4.10)$$

Функция $u_2(x, t)$ описывает прогиб нижней струны относительно ее равновесного положения. Тогда равенство (4.9) можно записать:

$$R_2^{\text{din}} = E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2 - u). \quad (4.11)$$

Здесь

$$E_2 = \frac{aE_w}{h_1 + 0,5y_{20}^{\max}} + \frac{aE_n}{h_1 - 0,5y_{20}^{\max}}; \quad (4.12)$$

$$\mu_2 = \frac{1}{E_2} \left[\frac{a\mu_w E_w}{h_1 + 0,5y_{20}^{\max}} + \frac{a\mu_n E_n}{h_1 - 0,5y_{20}^{\max}} \right].$$

С учетом равенств (4.10), (4.11) уравнения (4.4), (4.7) принимают вид:

$$E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I(z) \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right) \right] + \rho_s(z) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1(z) \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = f(z, t); \quad (4.13)$$

$$\rho_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2 - u) = f_2(z, t).$$

Уравнения (4.13) представляют собой систему уравнений, описывающих движение линии с переменной площадью поперечного сечения корпуса относительно положения равновесия.

Полученные зависимости позволяют рассмотреть несколько практически важных частных случаев.

Случай 1. Если площадь сечения корпуса не меняется по длине балки, то I, ρ_s – константы, и уравнения (4.13) принимают вид:

$$EI \frac{\partial^4 u}{\partial z^4} + \mu' EI \frac{\partial^5 u}{\partial t \partial z^4} + \rho_s(z) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = f(z, t); \quad (4.14)$$

$$\rho_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2 - u) = f_2(z, t).$$

Случай 2. Соответствует высокой жесткости заполнителя или ситуации, когда при максимальном прогибе нижняя струна касается жесткого корпуса.

Сложим уравнения (4.14) и перейдем к пределу при $E_2 \rightarrow \infty$. Тогда из второго уравнения получим $u_2 = u$, и система (4.14) сведется к одному уравнению:

$$EI \frac{\partial^4 u}{\partial z^4} + \mu' EI \frac{\partial^5 u}{\partial t \partial z^4} + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - (T_1 + T_2) \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = f(z, t), \quad (4.15)$$

описывающему движение СТЛ с постоянным сечением корпуса и двумя скрепленными с ним струнами.

Случай 3. Если жесткостью корпуса линии и его плотностью можно пренебречь, то из (4.15) получим уравнение:

$$\rho' \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T' \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + f(z, t), \quad (4.16)$$

где $\rho' = \rho_1 + \rho_2$; $T' = T_1 + T_2$.

Уравнение (4.16) описывает колебания гибкой СТЛ, струны которой связаны таким образом, что измеряемые по вертикали расстояния между ними неизменны в процессе движения.

4.1.2. Уравнения движения транспортного модуля по СТЛ

Движение транспортного модуля будем рассматривать по отношению к системе $O'Z'U'$ (рисунок 4.2), движущейся с постоянной скоростью v в направлении оси $O'Z'$. Расстояние между осями OZ и $O'Z'$ равно высоте центра масс платформы модуля над базовой горизонтальной плоскостью.

Получим уравнения движения одиночного ТМ, въезжающего на СТЛ в момент времени $t = 0$. Будем считать, что колеса ТМ не теряют контакта с поверхностью линии. Тогда уравнениями движения ТМ будут уравнения плоскопараллельного движения его платформы, которые запишутся так:

$$m_1 \frac{d^2 U}{dt^2} = -F_1 - F_2 + m_1 g; \quad (4.17)$$

$$I_c \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \text{mom}_c \bar{F}_1 + \text{mom}_c \bar{F}_2.$$

Здесь $U = 0'C'$, φ – угол наклона оси платформы, I_c – момент инерции платформы относительно центра масс C' ; \bar{F}_1, \bar{F}_2 – силы реакции амортизаторов, действующие на платформу. Предполагаем, что центр масс находится в середине платформы. Силы \bar{F}_1, \bar{F}_2 можно выразить через динамические сжатия пружин:

$$F_1 = \left(c + v_a \frac{d}{dt} \right) \left[U - 0,5l_1\varphi - u(vt, t) \sigma \left(0, N_0 \frac{l_0}{v} \right) \right] + 0,5m_1g; \quad (4.18)$$

$$F_2 = \left(c + v_a \frac{d}{dt} \right) \left[U - 0,5l_1\varphi - u(vt - l_1, t) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \frac{N_0l_0 + l_1}{v} \right) \right] + 0,5m_1g.$$

В выражениях (4.18) учтено, что при движении платформы угол φ будет мал, и введена функция времени

$$\sigma(t_1, t_2) = \begin{cases} 1, & t \in [t_1, t_2]; \\ 0, & t \notin [t_1, t_2]. \end{cases} \quad (4.19)$$

С учетом равенств (4.18) запишем уравнения (4.17) в виде:

$$m_1 \frac{d^2U}{dt^2} + 2v \frac{dU}{dt} + 2cU = \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \times \\ \times \left[u(vt, t) \sigma \left(0, N_0 \frac{l_0}{v} \right) + u(vt - l_1, t) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \frac{N_0l_0 + l_1}{v} \right) \right]; \quad (4.20)$$

$$I_c \frac{d^2\varphi}{dt^2} + 0,5vI_1^2 \frac{d\varphi}{dt} + 0,5cl_1^2\varphi = 0,5l_1 \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \times$$

$$\times \left[u(vt - l_1, t) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \frac{N_0l_0 + l_0}{v} \right) + u(vt - l_1, t) \sigma \left(0, N_0 \frac{l_0}{v} \right) \right].$$

Таким образом, полученная система уравнений описывает движение одиночного транспортного модуля по N_0 -пролетной СТЛ.

Уравнения (4.20) движения одиночного модуля можно легко обобщить и получить уравнения движения модуля с номером $i = 1, 2, 3, \dots$ в потоке модулей.

Предположим для простоты, что все модули одинаковы, механически не связаны между собой и следуют друг за другом на одном и том же расстоянии l_2 с постоянной скоростью v . Тогда для функций $U_i(t)$ и $\varphi_i(t)$, определяющих положение модуля, получим систему:

$$m_1 \frac{d^2U_i}{dt^2} + 2v \frac{dU_i}{dt} + 2cU_i = \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \left[u(vt - z_{1i}, t) \sigma_{1i} + u(vt - z_{2i}, t) \sigma_{2i} \right]; \quad (4.21)$$

$$I_c \frac{d^2\varphi_i}{dt^2} + 0,5vI_1^2 \frac{d\varphi_i}{dt} + 0,5cl_1^2\varphi_i =$$

$$= 0,5l_1 \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \left[u(vt - z_{2i}, t) \sigma_{2i} + u(vt - z_{1i}, t) \sigma_{1i} \right],$$

где

$$z_{1i} = (l_1 + l_2)(i - 1); \quad \sigma_{1i} = \sigma \left(\frac{z_{1i}}{v}, \frac{N_0l_0 + z_{1i}}{v} \right); \quad (4.22)$$

$$z_{2i} = z_{1i} + l_1; \quad \sigma_{2i} = \sigma \left(\frac{z_{2i}}{v}, \frac{N_0l_0 + z_{2i}}{v} \right).$$

4.1.3. Вывод уравнений совместного движения транспортных модулей и СТЛ

Рассмотрим систему «СТЛ – одиночный модуль». Силовое взаимодействие СТЛ и модуля осуществляется в точках контакта колес с рабочей поверхностью линии. Для определения сил взаимодействия к силам \bar{F}_1, \bar{F}_2 , определяемым равенствами (4.18), добавим силы тяжести и силы инерции масс колес. Таким образом, функция $f(z, t)$ в уравнениях (4.13)–(4.16) при движении одиночного модуля примет вид:

$$f(z, t) = \left[F_1 + m_2g - m_2 \frac{d^2u(vt, t)}{dt^2} \right] \delta(z - vt) + \\ + \left[F_2 + m_2g - m_2 \frac{d^2u(vt - l_1, t)}{dt^2} \right] \delta(z - vt + l_1) + \tilde{f}(z, t), \quad (4.23)$$

где $\tilde{f}(z, t)$ – плотность внешних по отношению к СТЛ сил, не относящихся к модулю; $\delta(z)$ – δ -функция Дирака [16]. Поскольку каждое колесо модуля воздействует на линию в течение времени nl_0/v , то (4.23) примет вид:

$$f(z, t) = \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) (U - 0,5l_1\varphi - u(vt, t)) - m_2 \frac{d^2 u(vt, t)}{dt^2} \right] \delta(z - vt) \sigma \left(0, \frac{Nl_0}{v} \right) + \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) (U + 0,5l_1\varphi - u(vt - l_1, t)) - m_2 \frac{d^2 u(vt - l_1, t)}{dt^2} \right] \delta(z - vt + l_1) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \frac{Nl_0}{v} \right). \quad (4.24)$$

Систему уравнений совместного движения СТЛ и одиночного модуля получим, объединяя уравнения (4.13) с уравнениями (4.20). Эта система уравнений является обобщением уравнения колебаний балки под действием движущейся массы [35]. Частные случаи уравнений движения системы «СТЛ – одиночный модуль» получаются, если объединить уравнения (4.20) с уравнениями (4.14) (СТЛ с однородным по длине корпусом), (4.15) (СТЛ, струны которой скреплены с корпусом) или (4.16) (гибкая СТЛ со скрепленными струнами).

Если допустить, что модуль въезжает на покоящуюся СТЛ с разгонного горизонтального участка, то начальные условия будут нулевые:

$$U(0) = \frac{dU(0)}{dt} = 0; \quad \varphi(0) = \frac{d\varphi(0)}{dt} = 0; \quad (4.25)$$

$$u(z, 0) = \frac{\partial u(z, 0)}{\partial t} = 0; \quad u_2(z, 0) = \frac{\partial u_2(z, 0)}{\partial t} = 0.$$

Граничные условия для функций u , u_2 определяются способом закрепления СТЛ на опорах.

Перейдем к рассмотрению системы «СТЛ – поток модулей». Чтобы определить силовое воздействие потока модулей на линию, достаточно просуммировать силы, приложенные к СТЛ со стороны отдельных модулей. Следовательно, с учетом равенства (4.24) функцию $f(z, t)$ в уравнениях (4.13)–(4.16) можно представить так:

$$f(z, t) = \sum_{i=1}^{i_0} \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) (U_i - 0,5l_1\varphi_i - u(vt - z_{1i}, t)) - m_2 \frac{d^2 u(vt - z_{1i}, t)}{dt_2} \right] \delta_{1i} \sigma_{1i} + \sum_{i=1}^{i_0} \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \times (U_i - 0,5l_1\varphi_i - u(vt - z_{2i}, t)) - m_2 \frac{d^2 u(vt - z_{2i}, t)}{dt_2} \right] \delta_{2i} \sigma_{2i} + \tilde{f}(z, t). \quad (4.26)$$

Здесь z_{1i} , z_{2i} , δ_{1i} , δ_{2i} даются равенствами (4.22); i_0 – количество модулей, колеса которых контактировали с линией до рассматриваемого момента времени:

$$\delta_{1i} = \delta(z - vt, z_{1i}); \quad \delta_{2i} = \delta(z - vt, z_{2i}). \quad (4.27)$$

Объединяя уравнения движения СТЛ (одна из систем (4.13)–(4.16), в которых $f(z, t)$ имеет вид (4.26)), с уравнениями движения модулей (4.21), получим систему уравнений совместного движения модулей и СТЛ. Заметим, что количество уравнений этой системы зависит от величины временного интервала, на котором рассматривается движение.

4.1.4. Анализ уравнений движения и выбор метода решения

Рассмотрим систему уравнений движения одиночного модуля и СТЛ (4.13), (4.20). Эти уравнения связаны друг с другом посредством правых частей, содержащих искомые функции. Аналитическое решение уравнений (4.13), (4.20), несмотря на их линейность, в общем случае представляет значительные трудности. Еще более сложным является решение задачи о движении потока модулей по СТЛ. Поэтому целесообразно выявить характерные особенности задачи с целью упрощения ее решения.

Введем безразмерные переменные по формулам

$$z = l_0 \bar{z}; \quad t = t_0 \bar{t}; \quad U = U_0 \bar{U}; \quad u = u_0 \bar{u}; \quad \varphi = 2 \frac{u_0}{l_1} \bar{\varphi}, \quad (4.28)$$

где $t_0 = \left(\frac{\rho_s + \rho_2}{T_1 + T_2 + EI/l_0^2} \right)^{1/2}$; u_0 – характерный размер по оси OU , в качестве

которого можно взять, например, максимальный прогиб пролета СТЛ.

Тогда часть выражения (4.24), выделенная первой парой квадратных скобок, примет вид:

$$\begin{aligned} & (m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) \left(U - 0,5l_1\varphi - u(vt, t) - m_2 \frac{d^2 u(vt, t)}{dt^2} = \right. \\ & = (m_1 + m_2) \frac{g}{2} \left[1 + \frac{2u_0}{(m_1 + m_2)g} \left(c + \frac{v}{t_0} \frac{d}{d\bar{t}} \right) (U - \bar{\varphi} - \bar{u}(v\bar{t}, \bar{t})) - \right. \\ & \left. \left. - \frac{2u_0 m_2}{(m_1 + 2m_2)g} \left(\frac{1}{t^2} \frac{\partial^2 \bar{u}(v\bar{t}, \bar{t})}{\partial \bar{t}_2^2} + \frac{2v}{t_0 l_0} \frac{\partial^2 \bar{u}(v\bar{t}, \bar{t})}{\partial \bar{t} \partial \bar{z}} + \frac{v^2}{l_0^2} \frac{\partial^2 \bar{u}(v\bar{t}, \bar{t})}{\partial \bar{z}_2^2} \right) \right]. \quad (4.29) \end{aligned}$$

Порядок переменных величин в квадратных скобках равенства (4.29) определяется выражениями:

$$\varepsilon c; \quad \frac{\varepsilon v}{t_0}; \quad \varepsilon \frac{m_2}{t_0^2}; \quad 2\varepsilon \frac{m_2 v}{t_0 l_0}; \quad 2\varepsilon m_2 \frac{v^2}{l_0^2}, \quad (4.30)$$

где

$$\varepsilon = \frac{2u_0}{(m_1 + 2m_2)g}.$$

Найдем значения этих выражений для значений параметров, характерных для системы «транспортный модуль – СТЛ». Положим

$$\begin{aligned} m_1 = 10^5 \text{ кг}; \quad m_2 \ll m_1; \quad l_0 = 50 \text{ м}; \quad T_1 + T_2 + EI/l_0^2 = 10^7 \text{ Н}; \\ \rho_s + \rho_2 = 100 \text{ кг/м}; \quad v = 100 \text{ м/с}. \quad (4.31) \end{aligned}$$

Пусть $u_0 = 0,1$ м, что, как будет показано в дальнейшем, превышает максимальный прогиб в случае (4.31). Тогда получим значения выражений (4.30) (размерности опущены):

$$2 \times 10^{-5} c; \quad 6 \times 10^{-4} v; \quad 2 \times 10^{-2} m_2; \quad 2,5 \times 10^{-3} m_2; \quad 8 \times 10^{-5} m_2. \quad (4.32)$$

Первые два выражения (4.32), очевидно, значительно меньше единицы для реальных значений c и v , остальные зависят от m_2 , точнее, от отношения m_2/m_1 . При типичном значении $m_2/m_1 < 10^2$ все параметры (4.32) малы по сравнению с единицей. Параметры задачи взаимосвязаны: увеличение натяжений T_1, T_2 , например, вызывает уменьшение величины u_0 и наоборот. Это приводит к тому, что величины (4.30) остаются малыми при любых реальных значениях всех параметров задачи, если выполняются условия

$$\frac{m_2}{m_1} < 10^{-2}; \quad \varepsilon c \ll 1; \quad \frac{\varepsilon v}{t_0} \ll 1. \quad (4.33)$$

Все сказанное относительно выражения в первой квадратной скобке функции (4.24) справедливо, очевидно, для части, выделенной второй парой квадратных скобок, и для аналогичных выражений функции (4.26).

Будем считать, что выполняются соотношения (4.33). Тогда решение уравнений движения модулей и СТЛ можно искать в виде разложений по степеням малых параметров (4.33), перейдя предварительно к безразмерным величинам. Можно также, учитывая, что слагаемые в квадратных скобках функций (4.24), (4.26) преобладают над остальными, построить рекуррентные уравнения для определения последовательных приближений искомых функций. Обе эти процедуры эквивалентны и дают одинаковые по форме решения. Остановимся на втором способе решения и запишем уравнения для последовательных приближений искомых функций при движении потока ТМ. Воспользовавшись для этой цели уравнениями (4.13), (4.21) и функцией (4.26), получим:

$$\begin{aligned} E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I(z) \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u^{(k+1)} + \mu' \frac{\partial u^{(k+1)}}{\partial t} \right) \right] + \rho_s(z) \frac{\partial^2 u^{(k+1)}}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u^{(k+1)}}{\partial z^2} + \\ + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) \left(u^{(k+1)} - u_2^{(k+1)} \right) = \sum_{i=1}^{i_0} \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \left(c + v_a \frac{d}{dt} \right) \left(U_i^{(k)} - 0,5l_1 \varphi_i^{(k)} - u^{(k)}(vt - z_{1i}, t) \right) - m_2 \frac{d^2 u^{(k)}(vt - z_{1i}, t)}{dt^2} \Big] \delta_{1i} \sigma_{1i} + \\
& + \sum_{i=1}^{i_0} \left[(m_1 + 2m_2) \frac{g}{2} + \left(c + v \frac{\partial}{\partial t} \right) \left(U_i^{(k)} + 0,5l_1 \varphi_i^{(k)}(vt - z_{2i}, t) \right) - \right. \\
& \quad \left. - m_2 \frac{d^2 u^{(k)}(vt - z_{2i}, t)}{dt^2} \right] \delta_{2i} \sigma_{2i} + \tilde{f}(z, t); \\
\rho_2(z) \frac{\partial^2 u^{(k+1)}}{\partial t^2} - T_2(z) \frac{\partial^2 u^{(k+1)}}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2^{(k+1)} - u^{(k+1)}) &= f_2(z, t); \\
m_1 \frac{d^2 U_i^{(k+1)}}{dt^2} + 2v \frac{dU_i^{(k+1)}}{dt} + 2cU_i^{(k+1)} &= \\
= \left(c + v \frac{d}{dt} \right) u^{(k)}(vt - z_{1i}, t) \sigma_{1i} + \left(c + v \frac{d}{dt} \right) u^{(k)}(vt - z_{2i}, t) \sigma_{2i}; \\
I_c \frac{d^2 \varphi_i^{(k+1)}}{dt^2} + 0,5vl_1^2 \frac{d\varphi_i^{(k+1)}}{dt} + 0,5cl_1^2 \varphi_i^{(k+1)} &= \\
= 0,5l_1 \left[\left(c + v \frac{d}{dt} \right) u^{(k)}(vt - z_{2i}, t) \sigma_{2i} - \left(c + v \frac{d}{dt} \right) u^{(k)}(vt - z_{1i}, t) \sigma_{1i} \right], \\
k = 0, 1, 2, \dots; \quad i = \overline{1, i_0}; \quad U_i^{(0)} = \varphi_i^{(0)} = u^{(0)} = 0.
\end{aligned} \tag{4.34}$$

Отсюда для первого приближения искомых функций получим следующие дифференциальные уравнения:

$$\begin{aligned}
& E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u^1 + \mu' \frac{\partial u^1}{\partial t} \right) \right] + \rho_s \frac{\partial^2 u^1}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u^1}{\partial z^2} + \\
& + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u^1 - u_2^1) = P \sum_{i=1}^{i_0} (\delta_{1i} \sigma_{1i} + \delta_{2i} \sigma_{2i}) + \tilde{f}_2; \tag{4.35}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\rho_2 \frac{\partial^2 u_2^1}{dt^2} - T_2 \frac{\partial^2 u_2^1}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2^{(1)} - u^{(1)}) &= f_2; \\
m_1 \frac{\partial^2 U_i^1}{\partial t^2} + 2v \frac{dU_i^1}{dt} + 2cU_i^1 &= 0; \tag{4.36} \\
I_c \frac{d^2 \varphi_i^1}{\partial t^2} + 0,5vl_1^2 \frac{d\varphi_i^1}{dt} + 0,5cl_1^2 \varphi_i^1 &= 0, \quad i = \overline{1, i_0}.
\end{aligned}$$

Здесь сила $P = 0,5(m_1 + 2m_2)g$.

Уравнения (4.35) описывают колебания СТЛ под действием движущихся безынерционных нагрузок (сил). При нулевых начальных условиях уравнения (4.36) имеют нулевое решение:

$$U_i^{(1)}(t) = 0; \quad \varphi_i^{(1)}(t) = 0.$$

Следовательно, в первом приближении точки платформ модулей совершают прямолинейное движение.

Рассмотрим структуру решения уравнений первого приближения для однопролетной СТЛ. Будем считать, что $N_0 = 1$, $f = 0$ и $f_2 = 0$. Это означает, что однопролетная СТЛ колеблется лишь под действием движущихся нагрузок величины P . Рассмотрим решение уравнений (4.35) при нулевых начальных условиях и положим сначала $i_0 = 1$. Тогда правая часть первого уравнения (4.35) примет вид:

$$P \left[\delta(z - vt) \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right) + \delta(z - vt + l_1) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \frac{l_0 + l_1}{v} \right) \right]. \tag{4.37}$$

Легко видеть, что второе слагаемое выражения (4.37) получается из первого сдвигом по времени на величину l_1/v . Тогда в силу линейности уравнений (4.35) их решение можно представить в виде суммы двух составляющих:

$$\begin{aligned}
u^{(1)}(z, t) &= u(z, t) \sigma(0, \infty) + u \left(z, t - \frac{l_1}{v} \right) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \infty \right); \\
u_2^{(1)}(z, t) &= u_2(z, t) \sigma(0, \infty) + u_2 \left(z, t - \frac{l_1}{v} \right) \sigma \left(\frac{l_1}{v}, \infty \right),
\end{aligned} \tag{4.38}$$

где функции $u(z, t)$, $u_2(z, t)$ являются решениями системы уравнений:

$$E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[I \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right) \right] + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} +$$

$$+ E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = P \delta(z - vt) \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right); \quad (4.39)$$

$$\rho_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = 0,$$

описывающей колебания СТЛ при движении одиночной нагрузки величиной P . В общем случае при произвольном i_0 вместо равенств (4.38) имеем:

$$u^{(1)}(z, t) = \sum_{i=1}^{i_0} \left[u \left(z, t - \frac{z_{1i}}{v} \right) \sigma \left(\frac{z_{1i}}{v}, \infty \right) + u \left(z, t - \frac{z_{2i}}{v} \right) \sigma \left(\frac{z_{2i}}{v}, \infty \right) \right]; \quad (4.40)$$

$$u_2^{(1)}(z, t) = \sum_{i=1}^{i_0} \left[u_2 \left(z, t - \frac{z_{1i}}{v} \right) \sigma \left(\frac{z_{1i}}{v}, \infty \right) + u_2 \left(z, t - \frac{z_{2i}}{v} \right) \sigma \left(\frac{z_{2i}}{v}, \infty \right) \right].$$

Функции (4.40) позволяют интерпретировать решение уравнений (4.35) как результат воздействия на СТЛ системы $2i_0$ одиночных нагрузок, расстояния между которыми (l_1 и $l_1 + l_2$) чередуются, либо двух систем одиночных равноотстоящих нагрузок (число нагрузок i_0).

Таким образом, задача о колебаниях однопролетной СТЛ при движении по ней транспортных модулей в первом приближении сводится к задаче о колебаниях пролета под действием одиночной нагрузки.

4.2. Исследования колебаний гибкой струны. Первое приближение СТЛ

В этом разделе рассмотрено нагружение струнной транспортной линии с корпусом, жесткостью которого можно пренебречь. Исследовано равновесие пролета под действием одной и двух одинаковых нагрузок; получены формулы для максимального статического прогиба. Дан подробный анализ колебаний пролета при движении одиночной нагрузки и потока нагрузок

для различных скоростей движения, определены максимальные динамические прогибы и выявлены безрезонансные режимы движения. Построена траектория одиночной нагрузки и найден максимальный прогиб пролета под нагрузкой.

4.2.1. Постановка задачи. Статический анализ

Рассмотрим N_0 -пролетную СТЛ, жесткостью и массой корпуса которой можно пренебречь. Струны СТЛ считаем связанными между собой невесомыми связями так, что расстояния между их точками, лежащими на одной вертикали, неизменны. Опоры линии предполагаем жесткими двусторонними связями.

Из принятых допущений следует, что соседние пролеты при движении не оказывают взаимного воздействия друг на друга и, следовательно, колебания пролетов в первом приближении будут одинаковыми с точностью до сдвига по времени на величину l_0/v . Это значит, что задача сводится к изучению колебаний однопролетной СТЛ под действием движущихся нагрузок. Из уравнений (4.16), (4.35), (4.39) следует, что колебания пролета при движении одиночной нагрузки описываются уравнением

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - a^2 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = \frac{P}{\rho'} \delta(z - vt) \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right), \quad (4.41)$$

$$\text{где } a = (T'/\rho')^{1/2} = \left(\frac{T_1 + T_2}{\rho_1 + \rho_2} \right)^{1/2}.$$

Граничные и начальные условия задачи:

$$u(0, t) = u(l_0, t) = 0; \quad (4.42)$$

$$u(z, 0) = \frac{\partial u(z, 0)}{\partial t} = 0. \quad (4.43)$$

Если на пролет не действуют сосредоточенные нагрузки, то уравнение равновесия нижней струны пролета, которая обеспечивает горизонтальность верхней струны, имеет вид:

$$T_2 \frac{d^2 y_{20}}{dz^2} + (\rho_1 + \rho_2) g = 0.$$

Отсюда с учетом нулевых граничных условий получим функцию перемещений

$$y_{20}(x) = g \frac{\rho_1 + \rho_2}{2T_2} (l_0 - z)z,$$

которая использовалась при выводе уравнений (4.13). Очевидно, что

$$y_{20}^{\max} = g l_0^2 \frac{\rho_1 + \rho_2}{8T_2}.$$

Если положить, например, длину пролета $l_0 = 50$ м, суммарную массу на единицу длины струн $\rho_1 + \rho_2 = 100$ кг/м и натяжение струн $T_2 = 10^7$ Н, то максимальное перемещение $y_{20}^{\max} = 3,125$ см. Малое значение перемещения y_{20}^{\max} позволяет заменить функцию $y_{20}(z)$ в формулах (4.9) ее средним значением на пролете.

Пусть две одинаковые нагрузки величиной P действуют на пролет в точках $z = b$, $z = b + l_1$. В результате пролет разбивается на три участка, равновесие которых описывается уравнением

$$\frac{d^2 u_i}{dz^2} = 0, \quad i = \overline{1, 3}.$$

Отсюда с учетом условий

$$u^1(0) = u^3(l_0) = 0; \quad u^1(b) = u^2(b); \quad u^2(b + l_1) = u^3(b + l_1);$$

$$T' \frac{d}{dz} (u^2 - u^1)_{z=b} = -P; \quad T' \frac{d}{dz} (u^3 - u^2)_{z=b+l_1} = -P$$

находим:

$$u^i(z) = \frac{P}{T'} (C^i z + D^i), \quad i = \overline{1, 3};$$

$$C^1 = 2 - \frac{2b + l_1}{l_0}; \quad C^2 = C^1 - 1; \quad C^3 = -\frac{2b + l_1}{l_0};$$

$$D^1 = 0; \quad D^2 = b; \quad D^3 = 2b + l_1.$$

Простые рассуждения приводят к выводу, что максимальный прогиб пролета

$$u^{\max} = \frac{P}{T'} \left[-\frac{2}{l_0} b^2 + b \left(2 - \frac{3l_1}{l_0} \right) - \frac{l_1^2}{l_0} + l_1 \right].$$

Считая l_1 постоянной величиной, найдем:

$$u_c^{\max} = \max u_{\max}(b).$$

После несложных вычислений получим:

$$u_c^{\max} = \begin{cases} \frac{l_0 P}{2T'} \left(1 - \frac{l_1}{2l_0} \right)^2, & 0 \leq l_1 \leq \frac{2}{3} l_0; \\ \frac{l_1 P}{2T'} \left(1 - \frac{l_1}{l_0} \right), & \frac{2}{3} \leq l_1 \leq l_0. \end{cases} \quad (4.44)$$

Полагая в (4.44) $l_1 = 0$ и разделив полученный результат пополам, получим максимальный прогиб пролета под действием одной нагрузки P :

$$u_c^{1\max} = \frac{l_0 P}{4T}. \quad (4.45)$$

4.2.2. Колебания пролета при движении одиночной нагрузки

Для определения колебаний пролета под действием одиночной нагрузки необходимо решить уравнение (4.41) при условиях (4.42), (4.43).

Динамический прогиб. Общий случай. Для удобства дальнейших преобразований введем новую переменную z'

$$z = \frac{l_0 z'}{\pi}.$$

Уравнение (4.41) и условия (4.42), (4.43) примут вид:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - a^2 \frac{\pi^2}{l_0^2} \frac{\partial^2 u}{\partial z'^2} = \frac{P}{\rho'} \delta \left(\frac{l_0}{\pi} z' - vt \right) \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right); \quad (4.46)$$

$$u(0, t) = u(\pi, t) = 0; \quad (4.47)$$

$$u(z', 0) = \frac{\partial u(z', 0)}{\partial t} = 0. \quad (4.48)$$

Для решения полученной задачи применим к уравнению (4.46) интегральное синус-преобразование Фурье в конечных пределах [33]. В результате придем к уравнению

$$\frac{\partial^2 \tilde{u}}{\partial t^2} - a^2 \frac{\pi^2}{l_0^2} n^2 \tilde{u} = \frac{\pi P}{\rho' l_0} \sin \frac{\pi v n}{l_0} t \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right) \quad (4.49)$$

с условиями

$$\tilde{u}(n, 0) = \frac{d\tilde{u}(n, 0)}{dt} = 0 \quad (4.50)$$

для трансформанты

$$\tilde{u}(n, t) = \int_0^\pi u(z', t) \sin(nz') dz'.$$

Решив уравнение (4.49) при условиях (4.50), получим:

$$\tilde{u}(n, t) = \frac{\pi A}{2n^2} \begin{cases} v \sin \frac{a\pi n}{l_0} t - a \sin \frac{v\pi n}{l_0} t, & 0 \leq t \leq \frac{l_0}{v}; \\ v \left[\sin \frac{a\pi n}{l_0} t + \sin \pi n \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0} \right) \right], & t > \frac{l_0}{v}. \end{cases} \quad (4.51)$$

Здесь

$$A = \frac{2Pl}{\rho' a \pi^2 (v^2 - a^2)}.$$

Решение исходной задачи представляется в виде ряда

$$u(z', t) = \frac{2}{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \tilde{u}(n, t) \sin nz'. \quad (4.52)$$

Вернувшись в равенстве (4.52) к прежней переменной z , получим:

$$u(z, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin \frac{n\pi}{l_0} z \begin{cases} v \sin \frac{a\pi n}{l_0} t - a \sin \frac{v\pi n}{l_0} t, & 0 \leq t \leq \frac{l_0}{v}; \\ v \left[\sin \frac{a\pi n}{l_0} t + \sin \pi n \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0} \right) \right], & t > \frac{l_0}{v}. \end{cases} \quad (4.53)$$

Выражение (4.53) позволяет вычислить динамический прогиб пролета в общем случае, т. е. для любых скоростей $v \neq a$ и момента времени t . Вычисляя предел функции $u(z, t)$ при $v \rightarrow a$, получим:

$$u(z, t) = \frac{g l_0 (m_1 + 2m_2)}{2\rho' \pi^2 a^2} \sum_{n=1}^{\infty} \sin \frac{n\pi}{l_0} z \times$$

$$\times \begin{cases} \frac{1}{n^2} \left(\sin \frac{a\pi n}{l_0} t - \frac{a\pi n t}{l_0} \cos \frac{a\pi n}{l_0} t, & 0 \leq t \leq \frac{l_0}{a}; \\ -\frac{\pi}{n} \cos \frac{a\pi n}{l_0} t, & t > \frac{l_0}{a}. \end{cases}$$

Благодаря хорошей сходимости использованного тригонометрического ряда функция (4.53) удобна для численного анализа. Качественный анализ этой функции возможен только после ее упрощения путем суммирования входящих в равенство (4.53) рядов. Воспользуемся для этой цели известным рядом [6]:

$$\sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin nz \sin ny = \begin{cases} z \frac{\pi - y}{2}, & -y \leq z \leq y; \\ y \frac{\pi - z}{2}, & y \leq z \leq 2\pi - y, \quad 0 < y < \pi. \end{cases} \quad (4.54)$$

При использовании разложения (4.54) для суммирования рядов в выражении (4.53) возникают качественно различные ситуации в зависимости от соотношения скорости движения нагрузки v и скорости распространения возмущений вдоль струны $a = (T/\rho)^{1/2}$. Рассмотрим поэтому некоторые частные случаи.

1. Случай $v > a = (T/\rho)^{1/2}$ (скорость движения нагрузки превышает скорость распространения волны деформации вдоль струны). Максимальный динамический прогиб.

Ряды равенства (4.53) на основании разложения (4.54) запишутся так:

$$I_1 = v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{a\pi t}{l_0} \sin n \frac{\pi z}{l_0} = \frac{v\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z \left(1 - \frac{vt}{l_0}\right), & 0 < z < at, \quad \left[0 < t < \frac{l_0}{a}\right]; \\ at \left(1 - \frac{z}{l_0}\right), & at \leq z \leq 2l_0 - at; \end{cases}$$

$$I_2 = a \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{v\pi t}{l_0} \sin n \frac{\pi z}{l_0} = \frac{a\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z \left(1 - \frac{vt}{l_0}\right), & 0 < z < vt, \quad \left[0 < t < \frac{l_0}{v}\right]; \\ vt \left(1 - \frac{z}{l_0}\right), & vt \leq z \leq 2l_0 - vt; \end{cases}$$

$$I_3 = v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n\pi \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0}\right) \sin n \frac{\pi z}{l_0} =$$

$$= v\pi^2 \begin{cases} \frac{z}{2l_0} \left(\frac{at}{l_0} - \frac{a}{v}\right), & 0 < z < l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at, \quad \left[\frac{l_0}{v} < t < \frac{l_0}{a} + \frac{l_0}{v}\right]; \\ \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0}\right), & l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at \leq z \leq l_0 - l_0 \frac{a}{v} + at; \end{cases}$$

$$I_4 = -v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{a\pi t}{l_0} \sin n \frac{\pi z}{l_0} = -v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{a\pi}{l_0} \left(t - \frac{l_0}{a}\right) \sin n \frac{\pi}{l_0} (l_0 - z) =$$

$$= \frac{v\pi^2}{2l_0} \begin{cases} (l_0 - z)(2l_0 - at), & z \geq 2l_0 - at, \quad \left[\frac{l_0}{a} < t < 2\frac{l_0}{a}\right]; \\ vt \left(1 - \frac{z}{l_0}\right), & z \leq 2l_0 - at. \end{cases}$$

Опустим промежуточные вычисления и запишем динамический прогиб u на временных интервалах, преобразованных пересечением областей определения соответствующих рядов I_k и функции (4.53).

При $0 \leq t \leq \frac{l_0}{v} : u = A(I_1 - I_2)$,

$$I_1 - I_2 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v - a), & 0 \leq z < at; \\ a(vt - z), & at \leq z < vt; \\ 0, & vt \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{l_0}{v} < t \leq \frac{l_0}{2a} \left(1 + \frac{a}{v}\right) : u = A(I_1 + I_3)$,

$$I_1 + I_3 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v - a), & z < at; \\ a(vt - z), & at \leq z < l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at; \\ (v + a)(l_0 - z), & l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{l_0}{2a} \left(1 + \frac{a}{v}\right) < t \leq \frac{l_0}{a} : u = A(I_1 + I_3)$,

$$I_1 + I_3 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v - a), & 0 \leq z < l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at; \\ a \left(l_0 + l_0 \frac{v}{a} - z - vt\right), & l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at < z \leq at; \\ (v + a)(l_0 - z), & at < z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{l_0}{a} \left(1 + \frac{a}{v}\right) < t < \frac{l_0}{a} + \frac{l_0}{v} : u = A(I_3 - I_4)$,

$$I_3 - I_4 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v - a), & 0 \leq z < l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at; \\ a \left(l_0 + l_0 \frac{v}{a} - z - vt\right), & l_0 + l_0 \frac{a}{v} - at < z \leq 2l_0 - at; \\ (l_0 - z)(a - v), & 2l_0 - at < z \leq l_0. \end{cases}$$

На рисунке 4.4 изображены формы пролета на рассмотренных интервалах времени.

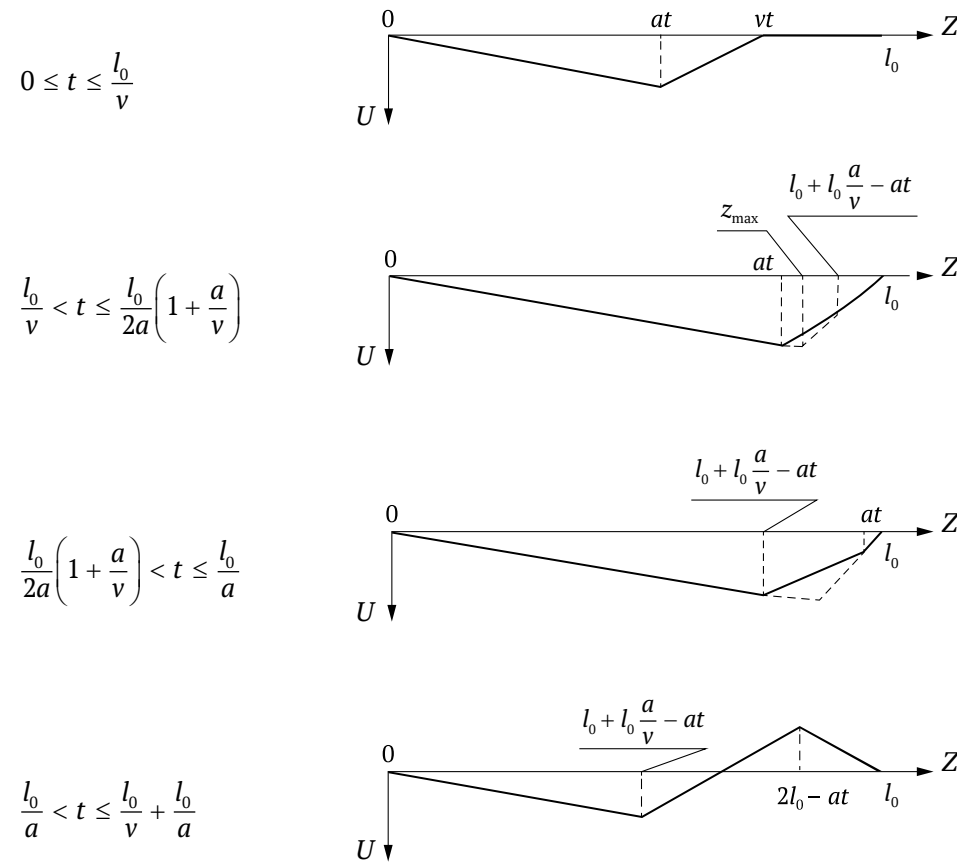


Рисунок 4.4

Траектория нагрузки является прямой линией, т. е. нагрузка движется на невозмущенной части пролета. Учитывая периодичность функции I_3, I_4 во времени, можно продолжить их на новые временные интервалы и получить на этих интервалах функцию $u(z, t)$. Однако в этом нет необходимости, так как после схода нагрузки с пролета в момент времени l_0/v движение пролета можно рассматривать как результат развития возмущений его формы и скорости, имевших место в любой фиксированный момент времени $t > l_0/v$. Как следует из рисунка 4.4 и соответствующей формулы для u , в момент

$$t = \frac{l_0}{2a} \left(1 + \frac{a}{v} \right)$$

скорости точек пролета равны нулю. Следовательно, начиная с этого момента, форма пролета как форма колеблющейся струны может быть построена геометрическим способом, описанным, например, в [7].

Воспользуемся рисунком 4.4 для определения максимального динамического прогиба пролета $u_d^{1\max}$. Легко видеть, что максимальный прогиб достигается в момент времени

$$t^{1\max} = \frac{l_0}{2a} \left(1 + \frac{a}{v} \right)$$

в точке

$$z^{1\max} = at^{1\max} = l_0 \frac{v+a}{2v}$$

пролета. Следовательно,

$$u_d^{1\max} = A \frac{\pi^2}{2l_0} (v-a) z^{1\max} = \frac{Pl_0}{2\rho'av} = \frac{Pl_0}{2(T'\rho'v)^{1/2}} = 2u_c^{1\max} \frac{a}{v}. \quad (4.55)$$

Из (4.55), следует, что при увеличении v максимальный динамический прогиб пролета убывает, а при скорости v , близкой к скорости a , в два раза превышает максимальный статический прогиб.

Форму пролета при движении по нему транспортного модуля, т. е. двух нагрузок величиной P на расстоянии l_1 одна от другой, можно получить, используя рисунок 4.4. Для этой цели достаточно сложить форму пролета для выбранного момента времени из рисунка 4.4 с соответствующей этому моменту формой, смещенной по времени на величину l_1/v . В качестве примера на рисунке 4.5 изображена форма пролета при $l_1/v < t < l_0/v$.

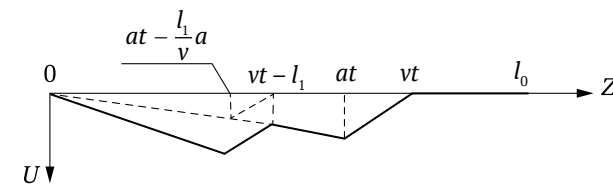


Рисунок 4.5

Проведенный геометрический анализ формы пролета при движении двух нагрузок позволяет заключить, что максимальный динамический прогиб $u_d^{2\max}$ достигается в момент времени

$$t^{2\max} = t^{1\max} + \frac{l_1}{2v}$$

в точке струны

$$z^{2\max} = z^{1\max} + \frac{l_1}{2} \frac{a}{v}.$$

Тогда

$$\begin{aligned} u_d^{2\max} &= 2u(z^{2\max}, t^{2\max}) = \frac{Pl_0}{\rho'av} \left(1 - \frac{l_1}{l_0} \frac{a}{a+v}\right) = \\ &= 2u_d^{1\max} \left(1 - \frac{l_1}{l_0} \frac{a}{a+v}\right) = 2u_c^{1\max} \left(1 - \frac{l_1}{l_0} \frac{a}{a+v}\right) \frac{a}{v}. \end{aligned} \quad (4.56)$$

2. Случай $a/2 \leq v < a$ (скорость движения нагрузки меньше скорости распространения волны деформации вдоль струны). Максимальный прогиб.

В отличие от предыдущего случая для суммирования рядов в равенстве (4.53) при $v < a$ недостаточно только этого ограничения на скорость движения нагрузки; при выполнении расчетов необходимо вводить дополнительные ограничения на v . Это является признаком того, что при $v < a$ колебания пролета будут качественно различны в зависимости от того, какому из интервалов

$$\left[\frac{a}{i+1}, \frac{a}{i} \right], \quad i = 1, 2, \dots$$

принадлежит v . Рассмотрим первый из этих интервалов, т. е. будем считать, что

$$v \in \left[\frac{a}{2}, a \right).$$

Чтобы получить конечное выражение для функции $u(z, t)$, кроме функций $I_1 - I_4$ будем использовать функцию

$$\begin{aligned} I_5 &= -v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{a\pi t}{l_0} \sin n \frac{\pi z}{l_0} = v \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n \frac{a\pi}{l_0} \left(t - \frac{2l_0}{a} \right) \sin n \frac{\pi z}{l_0} = \\ &= -\frac{v\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z \left(3v - \frac{at}{l_0} \right), & 0 < z < at - 2l_0, \quad \left[\frac{2l_0}{a} < t < \frac{3l_0}{a} \right]; \\ (at - 2l_0) \left(1 - \frac{z}{l_0} \right), & at - 2l_0 \leq z \leq 4l_0 - at. \end{cases} \end{aligned}$$

Опустим некоторые промежуточные вычисления и запишем функцию перемещений $u(z, t)$ на нескольких последовательных временных интервалах.

При $0 \leq t \leq \frac{l_0}{a}$: $u = A(I_1 - I_2)$,

$$I_1 - I_2 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v - a), & 0 \leq z < vt; \\ v(z - at), & vt \leq z < at; \\ 0, & at \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{l_0}{a} < t \leq \frac{2l_0}{a+v}$: $u = -A(I_2 + I_4)$,

$$I_2 + I_4 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(a - v), & 0 \leq z < vt; \\ z(at - z), & vt \leq z < \frac{2l_0}{a+v}; \\ 2v(l_0 - z), & \frac{2l_0}{a+v} \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{2l_0}{a+v} \leq t < \frac{l_0}{v}$: $u = -A(I_2 + I_4)$,

$$I_2 + I_4 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(a - v), & 0 \leq z < 2l_0 - at; \\ z(a - 2v) + v(2l_0 - at), & 2l_0 - at < z < vt; \\ 2v(l_0 - z), & vt \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{l_0}{v} \leq t < \frac{2l_0}{a}$: $u = A(I_3 - I_4)$,

$$I_3 - I_4 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} z(v-a), & 0 \leq z < 2l_0 - at; \\ z(2v-a) + v(at - 2l_0), & 2l_0 - at \leq z < l_0 + \frac{l_0 a}{v} - at; \\ (a-v)(l_0 - z), & l_0 + \frac{l_0 a}{v} - at < z \leq l_0. \end{cases}$$

При $\frac{2l_0}{a} \leq t < \frac{l_0}{2a} \left(3 + \frac{a}{v}\right)$: $u = A(I_3 - I_5)$,

$$I_3 - I_5 = \frac{\pi^2}{2l_0} \begin{cases} 3z(v-a), & 0 \leq z < at - 2l_0; \\ z(2v-a) + v(at - 2l_0), & at - 2l_0 \leq z < l_0 + \frac{l_0 a}{v} - at; \\ (a-v)(l_0 - z), & l_0 + \frac{l_0 a}{v} - at \leq z \leq l_0. \end{cases}$$

Формы пролета, соответствующие рассмотренным промежуткам времени, представлены на рисунке 4.6. При

$$t = \frac{l_0}{2a} \left(3 + \frac{a}{v}\right)$$

скорости точек пролета, как видно из рисунка, становятся нулевыми, и, следовательно, в любой последующий момент времени его форму можно получить геометрическим построением, описанным в [31].

Координата $z^{1\max}$ максимального динамического прогиба $u_d^{1\max}$ и момент времени $t^{1\max}$, в который он достигается, легко определяются из рисунка 4.6:

$$t^{1\max} = \frac{2l_0}{a+v}; \quad z^{1\max} = \frac{2vl_0}{a+v}.$$

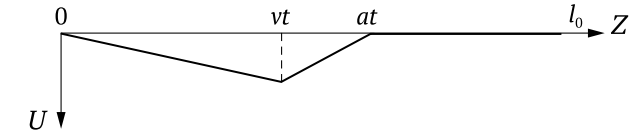
Тогда

$$u_d^{1\max} = A \frac{\pi^2}{2l_0} x^{1\max} = \frac{2Pl_0}{\rho' av} \frac{1}{\left(1 + \frac{a}{v}\right)^2} = 8u_c^{1\max} \frac{av}{(v+a)^2}. \quad (4.57)$$

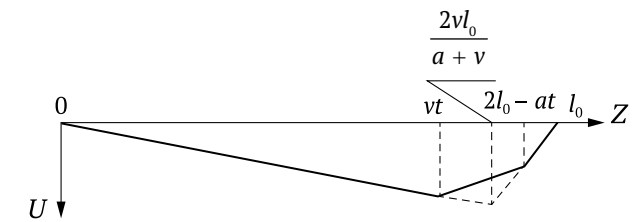
Из этого равенства, в частности, следует, что при уменьшении скорости v от a до $a/2$ прогиб $u_d^{1\max}$ уменьшается в 9/8 раз.

Аналогично может быть найден прогиб пролета при $\frac{a}{i+1} \leq v \leq \frac{a}{i}$ для любого i .

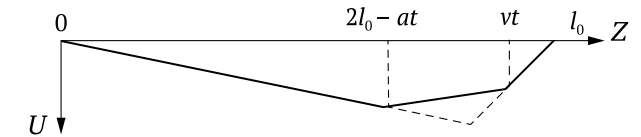
$$0 \leq t \leq \frac{l_0}{a}$$



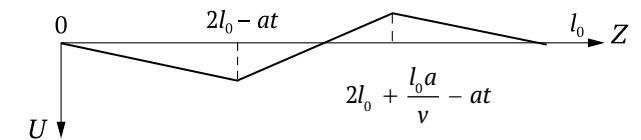
$$\frac{l_0}{a} < t < \frac{2l_0}{a+v}$$



$$\frac{2l_0}{a+v} \leq t < \frac{l_0}{v}$$



$$\frac{l_0}{v} \leq t < \frac{2l_0}{a}$$



$$\frac{2l_0}{a} \leq t < \frac{l_0}{2a} \left(3 + \frac{a}{v}\right)$$

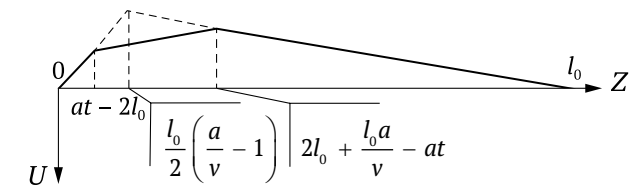


Рисунок 4.6

4.2.3. Динамический прогиб пролета при движении потока нагрузок

Предположим, что в момент времени $t = 0$ на покоящийся пролет вступает первая из потока i_0 нагрузок величины P , движущихся с постоянной скоростью v на расстоянии l' одна от другой. С практической точки зрения весьма важно знать величину динамического прогиба пролета после прохождения i_0 -й нагрузки в зависимости от значений постоянных l' , v и i_0 . В частности, для организации непрерывного движения нагрузок необходимо найти такие значения l' и v , т. е. такие режимы движения, при которых максимальный динамический прогиб пролета остается ограниченным для большого числа нагрузок ($i_0 \rightarrow \infty$). Не менее важно также найти резонансные режимы движения, т. е. те значения параметров l' и v , при которых максимальный динамический прогиб неограниченно возрастает с увеличением числа прошедших по пролету нагрузок.

Для рассмотрения поставленных задач воспользуемся результатами, полученными в пунктах 4.1.4 и 4.2.2, из которых следует, что динамический прогиб пролета u_d дается равенством:

$$u_d(z, t) = \sum_{i=1}^{i_0} u\left(z, t - (i-1)\frac{l'}{v}\right) \sigma\left((i-1)\frac{l'}{v}, \infty\right), \quad (4.58)$$

где функция $u(z, t)$ определена формулой (4.53). Из равенства (4.53) следует, что функция $u(z, t)$ при $t > i_0/v$ периодична по t с периодом $t_0 = 2l_0/a$. Тогда функция $u(z, t - (i-1)l'/v)$ имеет тот же период при $t > l_0/v + (i-1)l'/v$, а $u_d(z, t)$ – при $t > l_0/v + (i_0 - 1)l'/v$. Следовательно, для небольших чисел i_0 прогиб u_d в фиксированный момент времени в интервале

$$l_0/v + (i_0 - 1)l'/v < t^* < l_0/v + (i_0 - 1)l'/v + t_0$$

можно определить геометрическим путем. Для этого, очевидно, нужно сделать следующее:

- 1) построить график функции $u(z, t^* - (i_0 - 1)l'/v)$ на интервале $0 \leq z \leq l_0$;
- 2) продлить периодически этот график на значения $z > l_0$;
- 3) сложить i_0 графиков функций $u(z, t^* - (i_0 - 1)l'/v)$ на интервале $0 \leq z \leq l_0$, смещая каждый последующий относительно предыдущего на l' в отрицательном направлении оси OZ .

Некоторые выводы из равенства (4.53) при определенных значениях l' и v можно получить и без геометрических построений.

1. Случай $v = \frac{a}{2k+1}$; $k = 1, 2, 3, \dots, l' - \text{любое}$.

Из равенства (4.53) имеем:

$$\begin{aligned} u(z, t) &= Av \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \left[\sin \frac{n\pi a}{l_0} t + \sin n\pi \left(1 + \frac{a}{l_0}\right) \right] \sin \frac{n\pi z}{l_0} = \\ &= Av \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \left[\sin \frac{n\pi a}{l_0} t + \sin n\pi \left(2(k+1) - \frac{at}{l_0}\right) \right] \sin \frac{n\pi z}{l_0} = 0, \quad (4.59) \\ &t > \frac{l_0}{v}; \quad 0 \leq z \leq l_0. \end{aligned}$$

Это тождество означает, что возмущение, созданное движущейся по пролету одиночной нагрузкой, после ее схода с пролета полностью исчезает. Из него следует также, что при движении потока сошедшие с пролета нагрузки не вносят вклада в деформацию последнего, и прогиб пролета определяется лишь движущимися по нему нагрузками. Следовательно, максимальный прогиб пролета ограничен и может быть найден, если задать расстояния между нагрузками.

Анализ характера деформации пролета позволяет сделать вывод, что при $l' \geq 2kl_0/(2k+1)$ каждая нагрузка вступает на невозмущенный участок пролета, т. е. все нагрузки находятся в одинаковых условиях движения. Таким образом, в рассматриваемом режиме движения колебания пролета исчезают в силу взаимного погашения волн деформации. Кроме этого, положительной чертой данного режима движения является необходимость точно выдерживать лишь скорость движения, не заботясь об интервалах между нагрузками, которые могут быть любыми.

2. Случай $v = \frac{a}{2k}$; $l = \frac{j-0,5}{k}$; $k, j = 1, 2, 3, \dots$

Равенство (4.53) в этом случае примет вид:

$$u(z, t) = 2Av \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin \frac{n\pi a}{l_0} t \sin \frac{n\pi z}{l_0}, \quad t > \frac{l_0}{v}.$$

Отсюда имеем:

$$\begin{aligned} u\left(z, t - (i-1)\frac{l'}{v}\right) &= u\left(z, t - (i-1)(2j-1)\frac{l_0}{f}\right) = \\ &= u\left(z, t + (i-1)\frac{l_0}{f}\right) = (-1)^{i-1} u(z, t), \quad t > \frac{l_0}{v} + (i-1)\frac{l'}{v}. \end{aligned}$$

Тогда из равенства (4.58) получим:

$$u_d(z, t) = u(z, t) \sum_{i=1}^{i_0} (-1)^{i-1} = \begin{cases} u(z, t), & i_0 - \text{нечетное;} \\ 0, & i_0 - \text{четное,} \end{cases}$$

$$t > \frac{l_0}{v} + (i_0 - 1)\frac{l'}{v}.$$

Это значит, что в рассматриваемом режиме движения прогиб пролета после прохождения i_0 -й нагрузки равен прогибу после прохождения одной нагрузки, если i_0 нечетно; равен нулю, если i_0 четно, т. е. прогиб ограничен при любом i_0 .

Максимальная скорость движения v равна $0,5a$, а минимальное расстояние между нагрузками $l' = 0,5l_0$ (по пролету могут одновременно двигаться две нагрузки). Подробный анализ, проведенный для указанных значений v и l' , позволяет заключить, что максимальный динамический прогиб пролета u_d^{\max} равен максимальному динамическому прогибу при движении одной нагрузки с этой скоростью, т. е.

$$u_d^{\max} = u_c^{1\max} = 4/9 Pl_0/T'.$$

Поскольку в силу равенств (4.44), (4.45)

$$u_c^{2\max} = \frac{9Pl_0}{32T'}; \quad u_c^{1\max} = \frac{Pl_0}{4T'},$$

то

$$u_d^{\max} = \frac{128}{81} u_c^{2\max} = 1,58 u_c^{2\max};$$

$$u_d^{\max} = \frac{16}{9} u_c^{1\max} = 1,78 u_c^{1\max}.$$

3. Случай $\frac{l'}{v} = jt_0; v \neq \frac{a}{2k+1}; j, k = 1, 2, 3, \dots$

Из равенств (4.53), (4.58) следует, что

$$u_d(z, t) = i_0 u(z, t); \quad t > \frac{l_0}{v} + (i_0 - 1)\frac{l'}{v}.$$

Таким образом, для промежутка времени l'/v , кратного периоду t_0 , динамический прогиб пролета (и, в частности, максимальный динамический прогиб) растет пропорционально количеству прошедших по пролету нагрузок. С практической точки зрения это самый невыгодный режим движения нагрузок, приводящий к резонансной раскачке пролета, для нейтрализации которой требуется надежное демпфирование колебаний.

4. Случай $\frac{l'}{v} = \left(j - \frac{1}{2}\right)t_0; v \neq \frac{a}{2k+1}; j, k = 1, 2, 3, \dots$

Для такого режима движения из формул (4.53), (4.58) имеем:

$$\begin{aligned} u_d(z, t) &= Av \left[\frac{i_0}{2} \right] \sum_{n=1}^{\infty} (1 + (-1)^n) \frac{1}{n^2} \left[\sin \frac{n\pi t}{l_0} + \right. \\ &\quad \left. + \sin n\pi \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0} \right) \right] \sin \frac{n\pi z}{l_0} + \\ &\quad + Av \left(i_0 - 2 \left[\frac{i_0}{2} \right] \right) \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \left[\sin \frac{n\pi t}{l_0} + \sin n\pi \left(1 + \frac{a}{v} - \frac{at}{l_0} \right) \right] \sin \frac{n\pi z}{l_0}, \\ &\quad t > \frac{l_0}{v} + (i_0 - 1)\frac{l'}{v}. \end{aligned}$$

Здесь $\left[\frac{i_0}{2} \right]$ означает целую часть числа $\frac{i_0}{2}$.

Анализируя это равенство, можно сделать вывод, что прогиб пролета растет с увеличением числа прошедших по пролету нагрузок, медленнее, чем в предыдущем случае. Тем не менее и этот режим движения приводит к резонансным колебаниям пролета.

Как уже указывалось ранее, поток модулей в первом приближении эквивалентен двум потокам нагрузок, если нагрузки второго потока отстают от соответствующих нагрузок первого на расстоянии l_1 , а расстояние между нагрузками в потоках $l' = l_1 = l_2$. Поскольку $l_1 \leq l_0$, то, как легко убедиться, выводы, относящиеся к потокам нагрузок, справедливы и для потока модулей.

4.2.4. Расчет траектории одиночной нагрузки. Максимальный прогиб пролета под нагрузкой

Прогиб пролета при движении одиночной нагрузки дается формулой (4.53):

$$u(z, t) = A \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \left(v \sin \frac{n\pi t}{l_0} - a \sin \frac{nv\pi t}{l_0} \right) \sin \frac{n\pi z}{l_0},$$

$$0 \leq t \leq \frac{l_0}{v}. \quad (4.60)$$

Уравнение траектории одиночной нагрузки, очевидно, запишется в виде:

$$u = W(z), \quad (4.61)$$

где

$$W(z) = u\left(z, \frac{z}{v}\right) = A \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \left(v \sin \frac{n\pi z}{vl_0} - a \sin \frac{n\pi z}{l_0} \right) \sin \frac{n\pi z}{l_0}. \quad (4.62)$$

Переходя в равенстве (4.62) к пределу при $v \rightarrow 0$, получим:

$$W(x)|_{v=0} = \frac{2Pl_0}{\rho' \pi^2 a^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin^2 \frac{n\pi z}{l_0}. \quad (4.63)$$

Этот ряд суммируется с помощью формулы (4.54)

$$\sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin^2 \frac{n\pi z}{l_0} = -\frac{\pi^2}{2l_0^2} z(l_0 - z). \quad (4.64)$$

Так как z – координата нагрузки, то максимальный прогиб пролета при $v = 0$ будет в точке максимума функции (4.64), т. е. для $z = l_0/2$. Подставив это значение в (4.63) и (4.64), получим:

$$W^{\max}|_{v=0} = \frac{Pl_0}{4\rho'a^2} = u_c^{\max}.$$

Будем теперь считать $0 < v < a$ и запишем функцию (4.62) в виде:

$$W(l_0 y) = B \left[\alpha y(1-y) - \frac{2}{\pi^2} J_1(y) \right] = W_1(y), \quad 0 \leq y \leq 1. \quad (4.65)$$

Здесь

$$\alpha = \frac{a}{v}; \quad y = \frac{z}{l_0}; \quad B = \frac{Pl_0 \alpha}{\rho' a^2 (\alpha^2 - 1)};$$

$$J_1(y) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n\alpha\pi y \sin n\pi y.$$

Учитывая, что

$$J_1(y) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \sin n(\alpha\pi y - 2\pi k) \sin n\pi y, \quad k = 0, 1, 2, \dots,$$

просуммируем этот ряд с помощью формулы (4.54) для всех $0 \leq y \leq 1$.

$$J_1(y) = \frac{\pi^2}{2} \begin{cases} f_2(0, y), & 0 \leq y \leq \frac{2}{\alpha+1}; \\ f_1(1, y), & \frac{2}{\alpha+1} \leq y \leq \frac{2}{\alpha-1}; \\ f_2(1, y), & \frac{2}{\alpha-1} \leq y \leq \frac{2}{\alpha+1}; \\ \dots\dots\dots \\ f_1(n, y), & \frac{2n}{\alpha+1} \leq y \leq \frac{2n}{\alpha-1}; \\ f_2(n, y), & \frac{2n}{\alpha-1} \leq y \leq \frac{2n}{\alpha+1}; \\ \dots\dots\dots \end{cases} \quad (4.66)$$

Здесь

$$f_1(n, y) = (\alpha y - 2n)(1 - y); \quad f_2(n, y) = y(1 + 2n - \alpha y).$$

Чтобы величина y принимала все значения из промежутка $[0, 1]$, n должно достигать значения n_0 , где n_0 – наименьшее натуральное число, удовлетворяющее неравенству

$$n_0 \geq (\alpha - 1)/2.$$

После подстановки (4.66) в (4.65) получим:

$$W_1(y) = B \begin{cases} \varphi_2(0, y), & 0 \leq y \leq \frac{2}{\alpha + 1}; \\ \varphi_1(n, y), & \frac{2n}{\alpha - 1} \leq y \leq \frac{2(n+1)}{\alpha - 1}; \\ \varphi_2(n, y), & \frac{2n}{\alpha - 1} \leq y \leq \frac{2(n+1)}{\alpha + 1}, \end{cases} \quad (4.67)$$

где

$$\varphi_1(n, y) = 2n(1 - y); \quad \varphi_2(n, y) = y(\alpha - 1 - 2n); \quad n = \overline{1, n_0}.$$

Из (4.67) следует, что траектория нагрузки состоит из прямолинейных отрезков, начальным и конечным из которых являются отрезки, определяемые функциями $\varphi_2(0, y)$ и $\varphi_1(n_0, y)$ соответственно.

На рисунке 4.7 изображена траектория нагрузки при $\alpha = 4$. Легко видеть, что на отрезках φ_2 функция $W_1(y)$ возрастает, а на φ_1 – убывает. Ясно поэтому, что

$$W_1^{\max} = \max_{0 \leq y \leq 1} W_1(y) = B \max_{n=0, n_0-1} \varphi_2 \left(n, \frac{2(n+1)}{\alpha + 1} \right).$$

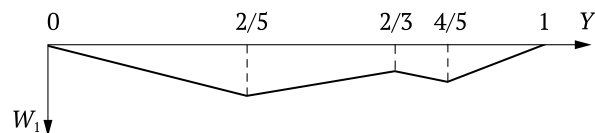


Рисунок 4.7

Найдем, например, значение W_1^{\max} при соотношении скорости распространения волны деформации к скорости движения нагрузки $\alpha = \frac{a}{v} = 7$.

В этом случае $n = 3$, следовательно:

$$\begin{aligned} W_1^{\max} &= B \max \left(\frac{2}{\alpha + 1}(\alpha - 1), \frac{4}{\alpha + 1}(\alpha - 3), \frac{6}{\alpha + 1}(\alpha - 5) \right) = \\ &= \frac{B}{8} \max(12, 16, 12) = 2B \frac{7}{24} \frac{Pl_0}{\rho' a^2} = \frac{7}{6} u_c^{\max}. \end{aligned}$$

4.3. Колебания струнной транспортной системы с упругим корпусом

В правильно рассчитанной динамической системе амплитуды колебаний усилия в упругих элементах и нагрузки, воспринимаемые опорами, должны иметь в рабочей области меньшие значения, чем те, какие получаются при статической нагрузке, равной максимальной амплитуде переменной силы.

Однако вне рабочей области возможно переходное резонансное состояние, при котором амплитуда колебаний и динамические усилия значительны. Резонансные амплитуды определяются демпфированием в системе и скоростью прохода через резонансную область в переходном режиме. Применительно к работе струнной транспортной линии таким переходным режимом является накатывание транспортного модуля на пролеты и скатывание с них.

Если свойственное динамической системе демпфирование недостаточно, чтобы удержать амплитуду переходных резонансных колебаний в допустимых пределах, то необходимо вводить дополнительное демпфирование. В конструкции СТЛ элементом демпфирования является наполнитель корпуса.

Этот раздел посвящен исследованию колебаний СТЛ с учетом упругих и диссипативных свойств корпуса и наполнителя. Решены задачи о движении одиночной нагрузки и потока на СТЛ с разрезным корпусом над опорами и о движении потока нагрузок на бесконечной сплошной СТЛ. Проведен анализ времени затухания длинных и коротких волн после схода нагрузки с пролета, получены условия резонанса при движении потока нагрузок по СТЛ со сплошным и разрезным корпусом.

4.3.1. Одиночная нагрузка на СТЛ с разрезным корпусом

Рассмотрим многопролетную СТЛ со свободно опертым корпусом, имеющим разрезы над опорами. В одно целое линия объединена натянутыми струнами. Очевидно, что в этом случае каждый пролет будет колебаться независимо от остальных и задача сводится к решению системы (4.39) в интервале $0 \leq z \leq l_0$ при соответствующих граничных и начальных условиях. Опоры будем считать жесткими, а нижнюю струну – скрепленной с корпусом СТЛ в начальной и конечной точках пролета. Отсюда вытекают следующие граничные и начальные условия:

$$\text{при } z = 0, l_0 : u = \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = 0; \quad u_2 = 0; \quad (4.68)$$

$$\text{при } t = 0, l_0 : u_1 = \frac{\partial u_1}{\partial t} = 0; \quad u_2 = \frac{\partial u_2}{\partial t} = 0. \quad (4.69)$$

Предположим, что площадь сечения корпуса СТЛ не зависит от координаты z . Тогда уравнения движения (4.39) примут вид:

$$\begin{aligned} EI \frac{\partial^4 u}{\partial z^4} + EI \mu' \frac{\partial^5 u}{\partial t \partial z^4} + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + \\ + E_2 \left(1 + \mu_2' \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = P \delta(z - vt) \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right); \quad (4.70) \\ \rho_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = 0. \end{aligned}$$

Будем искать решения системы (4.70) в виде тригонометрических рядов

$$\begin{aligned} u(z, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} q_n(t) \sin \frac{n\pi z}{l_0}; \\ u_2(z, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} q_{2n}(t) \sin \frac{n\pi z}{l_0}. \end{aligned} \quad (4.71)$$

Учитывая, что

$$\delta(z - vt) = \frac{2}{l_0} \sum_{n=1}^{\infty} q_n(t) \sin \frac{n\pi vt}{l_0} \sin \frac{n\pi z}{l_0},$$

получим для определения неизвестных коэффициентов $q_n(t)$, $q_{2n}(t)$ систему уравнений (штрих означает производную по времени):

$$q_n'' + (n_1^4 E_{11} \mu') q_n' - E_{21} \mu_2' q_{2n}' + (n_1^4 E_{11} + n_1^2 T_{11} + E_{21}) q_n - E_{21} q_{2n} = \varphi_n(t); \quad (4.72)$$

$$q_{2n}'' + E_{22} \mu_2' q_{2n}' + E_{22} \mu_2 q_n' + (n_1^2 T_{22} + E_{22}) q_{2n} - E_{22} q_n = 0.$$

Здесь

$$\varphi_n(t) = A \sin \frac{n\pi vt}{l_0} \sigma \left(0, \frac{l_0}{v} \right); \quad A = \frac{2P}{\rho_s l_0}; \quad n_1 = \frac{n\pi}{l_0};$$

$$E_{11} = \frac{EI}{\rho_s}; \quad E_{21} = \frac{E_2}{\rho_s}; \quad E_{22} = \frac{E_2}{\rho_2}; \quad T_{11} = \frac{T_1}{\rho_s}; \quad T_{22} = \frac{T_2}{\rho_2}.$$

Для решения уравнений (4.72) с нулевыми начальными условиями применим интегральное преобразование Лапласа [33]. В результате для трансформант искоемых функций получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} \tilde{q}_n(\lambda) \left[\lambda^2 + \lambda (n_1^4 E_{11} \mu' + E_{21} \mu_2) + n_1^4 E_{11} + n_1^2 T_{11} + E_{21} \right] - \\ - \tilde{q}_{2n}(\lambda) \left[\lambda E_{21} \mu_2 + E_{21} \right] = \tilde{\varphi}_n(\lambda); \\ -\tilde{q}_n(\lambda) \left[\lambda E_{22} \mu_2 + E_{22} \right] + \tilde{q}_{2n}(\lambda) \left[\lambda^2 + \lambda E_{22} \mu_2 + n_1^2 T_{22} + E_{22} \right] = 0, \end{aligned}$$

решение которой имеет вид:

$$\tilde{q}_n(\lambda) = \tilde{\varphi}_n \tilde{q}_n(\lambda); \quad \tilde{q}_{2n}(\lambda) = \tilde{\varphi}_n \tilde{q}_{2n}(\lambda), \quad (4.73)$$

где

$$\tilde{\varphi}_n(\lambda) = \int_0^{\infty} \varphi_n(t) \exp(-\lambda t) dt; \quad (4.74)$$

$$\tilde{q}_n(\lambda) = \frac{\lambda^2 + n_1^2 T_{22} + E_{22} (\lambda \mu_2 + 1)}{\Delta(\lambda)}; \quad \tilde{q}_{2n}(\lambda) = \frac{E_{22} (\lambda \mu_2 + 1)}{\Delta(\lambda)};$$

$$\Delta(\lambda) = \lambda^4 + a_3\lambda^3 + a_2\lambda^2 + a_1\lambda + a_0, \quad (4.75)$$

где

$$a_3 = n_1^4 E_{11} \mu' + (E_{21} + E_{22}) \mu_2;$$

$$a_2 = n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} + T_{22}) + E_{21} + E_{22} + n_1^4 E_{11} E_{22} \mu' \mu_2 = a_{20} + n_1^4 E_{11} E_{22} \mu' \mu_2;$$

$$a_1 = (n_1^6 T_{22} + n_1^4 E_{22}) E_1 \mu' + (n_1^4 E_{11} E_{22} + n_1^2 (T_{22} E_{21} + T_{11} E_{22})) \mu_2;$$

$$a_0 = n_1^6 E_{11} T_{22} + n_1^4 (E_{11} E_{22} + T_{11} E_{22}) + n_1^2 (T_{11} E_{22} + T_{22} E_{21}).$$

Применяя теперь к равенствам (4.73) обратное преобразование Лапласа, получим:

$$q_n(t) = \int_0^t \varphi_n(\tau) g_n(t-\tau) d\tau; \quad q_{2n}(t) = \int_0^t \varphi_{2n}(\tau) g_{2n}(t-\tau) d\tau; \quad (4.76)$$

$$g_n(t) = \sum_{k=1}^4 \operatorname{Res}_{\lambda_k} (\tilde{g}_n(\lambda) \exp(\lambda t)); \quad (4.77)$$

$$g_{2n}(t) = \sum_{k=1}^4 \operatorname{Res}_{\lambda_k} (\tilde{g}_{2n}(\lambda) \exp(\lambda t)),$$

где λ_k – корни уравнения

$$\Delta(\lambda) = 0. \quad (4.78)$$

В практически важных случаях μ' , μ_2 малы, и корни уравнения (4.78) будут комплексными и попарно сопряженными. Введем для них обозначения

$$\lambda_1 = \alpha_1 + i\beta_1; \quad \lambda_2 = \alpha_2 + i\beta_2; \quad \lambda_3 = \bar{\lambda}_1; \quad \lambda_4 = \bar{\lambda}_2$$

(чертой отмечены сопряженные значения).

Применяя теорию вычетов и опуская промежуточные преобразования, получим для $q_n(t)$ следующие выражения:

$$\begin{aligned} q_n(t) = & A \sum_{k=1}^2 [g_{5k} \sin \gamma_n t + g_{6k} \cos \gamma_n t + \\ & + \exp(\alpha_k t) (g_{7k} \sin \beta_k t + g_{8k} \cos \beta_k t)], \quad 0 \leq t \leq \frac{l_0}{v}; \\ q_n(t) = & A \sum_{k=1}^2 \left\{ \exp\left(\alpha_k \left(t - \frac{l_0}{v}\right)\right) [G_{1k} \sin(\delta_{1k} + \beta_k t) + \right. \\ & + G_{2k} \cos(\delta_{1k} - \beta_k t) + G_{3k} \sin(\delta_{2k} - \beta_k t) + G_{4k} \cos(\delta_{2k} - \beta_k t)] + \\ & \left. + \exp(\alpha_k t) (g_{7k} \sin \beta_k t + g_{8k} \cos \beta_k t) \right\}, \quad t > \frac{l_0}{v}. \quad (4.79) \end{aligned}$$

Здесь

$$g_{5k} = -g_{3k} \alpha_k b_{1k} - g_{4k} (\beta_k b_{1k} - \gamma_n b_{2k});$$

$$g_{6k} = g_{3k} (\beta_k b_{2k} - \gamma_n b_{1k}) - g_{4k} \alpha_k b_{2k};$$

$$g_{7k} = g_{3k} \alpha_k b_{2k} + g_{4k} (\beta_k b_{2k} - \gamma_n b_{1k});$$

$$g_{8k} = g_{4k} \alpha_k b_{2k} - g_{3k} (\beta_k b_{2k} - \gamma_n b_{1k});$$

$$G_{1k} = -g_{3k} a_{1k} - g_{4k} d_{1k}; \quad G_{2k} = -g_{4k} a_{1k} - g_{3k} d_{1k};$$

$$G_{3k} = -g_{3k} a_{2k} - g_{4k} d_{2k}; \quad G_{4k} = -g_{4k} a_{2k} - g_{3k} d_{2k};$$

$$b_{1k} = \frac{1}{b_{3k}} + \frac{1}{b_{4k}}; \quad b_{2k} = \frac{1}{b_{4k}} + \frac{1}{b_{3k}};$$

$$b_{3k} = \alpha_k^2 + (\beta_k + \gamma_n)^2; \quad b_{4k} = \alpha_k^2 + (\beta_k - \gamma_n)^2;$$

$$a_{1k} = \frac{\alpha_k}{b_{3k}}; \quad a_{2k} = \frac{\alpha_k}{b_{4k}}; \quad d_{1k} = \frac{\beta_k + \gamma_n}{b_{3k}}; \quad d_{2k} = \frac{\beta_k - \gamma_n}{b_{4k}};$$

$$\delta_{1k} = \pi n + \beta_k \frac{l_0}{v}; \quad \delta_{2k} = -\pi n + \beta_k \frac{l_0}{v}.$$

Тогда, возвращаясь к (4.71), получим расчетное выражение для перемещения $u(z, t)$:

$$u(z, t) = \sum_{n=1}^{\infty} q_n(t) \sin \frac{n\pi z}{l_0}. \quad (4.80)$$

При необходимости аналогичным образом может быть получена функция $u_2(z, t)$.

Найдем теперь корни λ_k , $k = 1, 2$ уравнения (4.78), учитывая, что для реальных материалов $\mu', \mu_2 \ll 1$. Так, например, для стали μ' имеет порядок 10^{-4} , для каучука порядок $\mu_2 - 10^{-3}$. На этом основании корни λ_k как функции от μ', μ_2 можно искать в виде разложения в ряд по степеням μ', μ_2 :

$$\lambda_k(\mu, \mu_2) = \lambda_k(0, 0) + \frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu} \mu' + \frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} \mu_2 + \dots, \quad (4.81)$$

причем $\lambda_k(0, 0)$ является корнем уравнения

$$\lambda^4 + a_{20}\lambda^2 + a_0 = 0, \quad (4.82)$$

откуда

$$\lambda_k^2(0, 0) = 0,5 \left(-a_{20} + (-1)^k D^{1/2} \right); \quad (4.83)$$

$$D = \left[n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} - T_{22}) + E_{21} - E_{22} \right]^2 + 4E_{21}E_{22} = D_1^2 + 4E_{21}E_{22};$$

$$D_1 = n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} - T_{22}) + E_{21} - E_{22}.$$

Поскольку при любых значениях постоянной D параметры a_{20} и a_0 положительны, то

$$\lambda_k^2(0, 0) < 0, \quad k = 1, 2,$$

то

$$\lambda_k^2(0, 0) < \frac{i}{\sqrt{2}} \left[a_{20} - (-1)^k D^{1/2} \right]^{1/2}. \quad (4.84)$$

Дифференцируя уравнение (4.78) последовательно по μ' и μ_2 , найдем:

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu'} = \frac{1}{4} n_1^4 E_{11} \left[-1 + \frac{(-1)^k D_1}{D^{1/2}} \right]; \quad (4.85)$$

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} = -\frac{1}{4} (E_{21} + E_{22}) - \frac{D_1 (E_{22} - E_{21}) - 4E_{21}E_{22}}{4(-1)^k D^{1/2}}. \quad (4.86)$$

Если ограничиться тремя членами ряда, то, подставив (4.84)–(4.86) в разложение (4.81), получим приближенные значения корней λ_k . Ясно, что

$$\beta_k = \left[0,5 \left(a_{20} - (-1)^k D^{1/2} \right) \right]^{1/2}; \quad (4.87)$$

$$\alpha_k = \frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu} \mu' + \frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} \mu_2, \quad k = 1, 2.$$

Представляет интерес оценка промежутка времени, в течение которого амплитуда колебаний уменьшается до некоторого заданного значения. Коэффициенты α_k зависят от n и характеризуют скорость затухания стоячей волны, длина которой равна l_0/n . Действительно, i -кратное уменьшение амплитуды такой волны произойдет через промежуток времени

$$t_i(n) = \max_{k=1,2} \frac{\ln l/i}{\alpha_k(n)} = \frac{\ln i}{\min_{k=1,2} (-\alpha_k(n))}. \quad (4.88)$$

Найдем сначала t_1 для волн большой длины, т. е. будем считать, что $n = 1, 2, \dots, n_2$ и, кроме того, справедливо соотношение

$$|\eta(n)(\eta(n) + 2E_0)| < 1, \quad (4.89)$$

где

$$\eta(n) = \frac{n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} - T_{22})}{E_{21} + E_{22}}; \quad E_0 = \frac{E_{21} - E_{22}}{E_{21} + E_{22}}.$$

Неравенство (4.89) выполняется, например, при исходных данных:

$$n_2 = 1; \quad l_0 = 50 \text{ м}; \quad T_{11}, T_{22} \leq 10^7 \text{ Н}; \quad E_{21}, E_{22} \geq 10^5 \text{ Па}; \quad E_{11} < 10^9 \text{ Па}.$$

Преобразуя величины (4.85)–(4.86), получим:

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu'} = \frac{1}{4} n_1^4 E_{11} \left[-1 + (-1)^k \frac{\eta(n) + E_0}{[1 + 2E_0 \eta(n) + \eta^2(n)]^{1/2}} \right]; \quad (4.90)$$

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} = -\frac{E_{21} + E_{22}}{4} \left[1 - \frac{E_0 \eta(n) + 1}{(-1)^k [1 + 2E_0 \eta(n) + \eta^2(n)]^{1/2}} \right]. \quad (4.91)$$

Разлагая правые части равенств (4.90), (4.91) в ряды по степеням η и удерживая члены до второго порядка включительно, имеем:

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu'} = \frac{1}{4} n_1^4 E_{11} \left[-1 + (-1)^k (E_0 + \eta(n)(1 - E_0^2) \eta^2(n)) \right]; \quad (4.92)$$

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} = \frac{E_{11} + E_{22}}{4} \left[-1 + (-1)^k \left(1 - \frac{1}{2} (1 - E_0^2) \eta^2(n) \right) \right].$$

Минимальным значение $-\alpha_k$ будет, очевидно, при $k = 2$, т. е.

$$\begin{aligned} \min_{k=1,2}(-\alpha_k) &= \frac{n_1^4 E_{11}}{4} (1 - E_0) [(1 + E_0) \eta(n) + \\ &+ (1 + E_0) E_0 \eta^2(n) + 1] \mu' + \mu_2 \frac{E_{21} + E_{22}}{8} (1 - E_0)^2 \eta^2(n). \end{aligned} \quad (4.93)$$

Пример расчета. Примем $E_{11} = 10^4$ Па, $E_{21} = 10^6$ Па, $E_{22} = 0,5 \times 10^6$ Па, $T_{11} = 10^6$ Н, $T_{22} = 0,5 \times 10^7$ Н, $l_0 = 50$ м. Из анализа $\eta(n)$ следует, что для таких значений параметров можно взять $n_2 = 10$ и $\eta(n) \approx -10^{-3} n^2$. Тогда равенство (4.81) упростится

$$\begin{aligned} \min_{k=1,2}(-\alpha_k) &= 0,025 n^4 (1 + 1,33 \times 10^{-3} n^2 + 0,66 \times 10^{-6} n^4) \mu' + \\ &+ 0,43 n^4 \mu_2 \approx n^4 (0,025 \mu' + 0,43 \mu_2), \quad n \leq 10, \end{aligned}$$

и из (4.88) получим время, например, десятикратного уменьшения амплитуд волн:

$$t_{10}(n) = \frac{\ln 10}{\min_{k=1,2}(-\alpha_k)} = \frac{5,34}{n^4 (0,058 \mu' + \mu_2)}, \quad n \leq 10. \quad (4.94)$$

Отсюда следует, что если коэффициенты μ' , μ_2 имеют порядок 10^{-5} , то порядок $t_{10}(1)$ равен 10^5 с (17 мин), а $t_{10}(10)$ имеет порядок 0,1 с. Следовательно, после схода нагрузки с пролета прогиб пролета уменьшается неравномерно по длинам волн: чем короче волна, тем быстрее она затухает. Быстрое затухание самых длинных волн, как следует из формулы (4.94), не может быть обеспечено лишь диссипативными свойствами материалов СТЛ. Напомним, что эти выводы верны лишь для тех длин волн (величины n), для которых справедливо неравенство (4.89).

Найдем теперь $t_1(n)$ для больших n , т. е. для очень коротких волн. Будем считать, что $n > n_3$, и выполняется неравенство

$$\frac{1 + 2E_0 \eta(n_3)}{\eta^2(n_3)} < 1. \quad (4.95)$$

(Для данных рассмотренного примера $n_3 = 112$).

Разложим правые части равенств (4.90), (4.91) в ряды по степеням $\frac{1}{\eta(n)}$ и ограничимся членами $\frac{1}{\eta^2}$.

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu'} = \frac{1}{4} n_1^4 E_{11} \left[-1 + (-1)^k \left(1 - \frac{1}{2} (1 - E_0)^2 \frac{1}{\eta^2} \right) \right];$$

$$\frac{\partial \lambda_k(0, 0)}{\partial \mu_2} = \frac{E_{21} + E_{22}}{4} \left[1 + (-1)^k \left(E_0 + \frac{1}{\eta} (1 - E_0)^2 + \frac{3}{2} E_0 (E_0^2 - 1) \frac{1}{\eta^2} \right) \right],$$

$$n \geq 112.$$

Отсюда получим:

$$\begin{aligned} \min_{k=1,2}(-\alpha_k) &\approx \frac{E_{22}}{2} \left(\frac{l_0 E_{21}}{\pi_4 E_{11} n^4} \mu' + \mu_2 \right) = \\ &= 0,25 \times 10^6 \left(\frac{6,43 \times 10^6}{n^4} \mu' + \mu_2 \right), \quad n \geq 112. \end{aligned} \quad (4.96)$$

В частности, для $n = 112$

$$\min_{k=1,2}(-\alpha_k) = 0,25 \times 10^6 (4,1 \times 10^{-2} \mu' + \mu'_2). \quad (4.97)$$

Подставив (4.96), (4.97) в равенство (4.88), получим:

$$t_{10}(n) = \frac{0,92 \times 10^{-5}}{\frac{6,43 \times 10^6}{n^4} \mu' + \mu_2}; \quad t_{10}(112) = \frac{0,92 \times 10^{-5}}{4,1 \times 10^{-2} \mu' + \mu_2},$$

$$n \geq 112. \quad (4.98)$$

Отсюда следует, что время десятикратного уменьшения амплитуды волн длины l_0/n , $n \geq 112$ имеет порядок 0,01 с, если порядок коэффициентов μ' , μ_2 равен 10^{-3} . Из равенств (3.31) и (3.27) следует также, что при одинаковых значениях μ' , μ_2 вклад в обеспечение затухания волн материала корпуса СТЛ по сравнению с заполнителем, работающим на сжатие-растяжение между струнами, меньше в 17 раз для больших длин и в $24 \times \left(\frac{112}{n}\right)^{-4}$ раз для длин l_0/n , $n \geq 112$. Значит, если предположить, что $\mu_2 = 0$, а $\mu' \neq 0$ (заполнитель не рассеивает энергию при сжатии-растяжении), то короткие волны (n – велико) будут затухать весьма медленно, т. е. СТЛ будет длительное время «звучать». В связи с этим большое значение имеет подбор заполнителя с хорошими демпфирующими свойствами.

4.3.2. Поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом

Постановка и решение задачи. Пусть по струнной транспортной линии, рассмотренной в п. 4.3.1, движутся одинаковые сосредоточенные нагрузки, равные P , с постоянной скоростью v и на равном расстоянии l' одна от другой. До начала движения нагрузок СТЛ находилась в равновесии. Если коэффициенты демпфирования μ' и μ_2 отличны от нуля, то собственные колебания СТЛ являются затухающими и, следовательно, через некоторое время движение линии будет стационарным. Опишем стационарный режим вынужденных колебаний СТЛ.

Уравнения движения пролета имеют вид:

$$EI \frac{\partial^4 u}{\partial z^4} + \mu' EI \frac{\partial^5 u}{\partial t \partial z^4} + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t}\right) (u - u_2) = f(z, t); \quad (4.99)$$

$$\rho_2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_2 \left(1 + \mu' \frac{\partial}{\partial t}\right) (u_2 - u) = 0.$$

Поскольку $l' \geq l_0$, то длительность движения нагрузки по пролету $t_1 = l_0/v$ меньше временного интервала $t_2 = l'/v$ между соседними нагрузками. Следовательно, в течение времени $2t_3$ ($t_3 = 0,5(t_2 - t_1)$) на пролете нагрузка отсутствует. Для удобства дальнейших выкладок будем считать, что первая нагрузка появляется на пролете в момент времени $t = t_3$. Тогда ее воздействие описывается функцией

$$f(z, t) = P\delta(z - v(t - t_3))\sigma(t_3, t_1 + t_3). \quad (4.100)$$

Через промежуток времени $2t_3$ после схода с пролета первой нагрузки на нем появляется вторая, т. е. воздействие нагрузок на пролет повторяется с периодом t_2 . Следовательно, для описания воздействия потока нагрузок на пролет необходимо для функции $f(z, t)$ вместо формулы (4.100) записать выражение

$$f(z, t) = \begin{cases} P\delta(z - v(t - t_3))\sigma(t_3, t_1 + t_3), & 0 \leq t \leq t_2; \\ f(z, t + t_2) = f(z, t). \end{cases} \quad (4.101)$$

По аналогии с предыдущим разделом ищем решение системы (4.99) в виде (4.71). Тогда функции $q_n(t)$, $q_{2n}(t)$ найдутся из уравнений

$$q_n'' + (n^4 E_{11} \mu' + E_{21} \mu_2) q_n' - E_{21} \mu_2 q_{2n}' +$$

$$+ (n^4 E_{11} + n^2 T_{11} + E_{21}) q_n - E_{21} q_{2n} = A \varphi_n(t); \quad (4.102)$$

$$q_{2n}'' + E_{22} \mu_2 q_{2n}' - E_{22} \mu_2 q_n' + (n^2 T_{22} + E_{22}) q_{2n} - E_{22} q_n = 0,$$

где

$$\varphi_n(t) = \begin{cases} \sin \frac{n\pi v}{l_0} (t - t_3) \sigma(t_3, t_1 + t_3), & 0 \leq t \leq t_2; \\ \varphi_n(t + t_2) = \varphi_n(t + t_2) = \varphi_n(t). \end{cases} \quad (4.103)$$

При нечетном n $\varphi_n(t)$ (4.103) – четная функция, а при четном n – нечетная. Тогда $\varphi_n(t)$ можно аппроксимировать рядами

$$\varphi_n(t) = \frac{1}{2}A_{n0} + \sum_{k=1}^{\infty} A_{nk} \cos \varepsilon_k t, \quad t \geq 0, n - \text{нечетное}; \quad (4.104)$$

$$\varphi_n(t) = \sum_{k=1}^{\infty} S_{nk} \cos \varepsilon_k t, \quad t \geq 0, n - \text{четное}, \quad (4.105)$$

где

$$A_{nk} = \frac{2}{t^2} \int_{t_3}^{t_1+t_3} \sin \gamma_n(t-t_3) \cos \varepsilon_k t dt, \quad n - \text{нечетное}, k = 0, 1, \dots; \quad (4.106)$$

$$S_{nk} = \frac{2}{t^2} \int_{t_3}^{t_1+t_3} \sin \gamma_n(t-t_3) \sin \varepsilon_k t dt, \quad n - \text{четное}, k = 1, 2, \dots; \quad (4.107)$$

$$\gamma_n = \frac{n\pi v}{l_0}; \quad \varepsilon_k = \frac{k\pi}{t^2} = \alpha \gamma_k; \quad \alpha = \frac{l_0}{l}.$$

Вычислив интегралы (4.106), (4.107), найдем коэффициенты ряда $A_{n0} = \frac{4\alpha}{\pi n}$:

$$A_{nk} = \begin{cases} 0, & k - \text{нечетное}; \\ \frac{4\alpha}{\pi} n (-1)^{k/2} \cos \frac{k\pi\alpha}{2}, & k - \text{четное}, n - \text{нечетное}; \\ \frac{n^2 - (\alpha k)^2}{n^2 - (\alpha k)^2}, & k - \text{четное}, n - \text{нечетное}; \end{cases}$$

$$S_{nk} = \begin{cases} 0, & k - \text{нечетное}; \\ \frac{4\alpha}{\pi} n (-1)^{k/2+1} \sin \frac{k\pi\alpha}{2}, & k, n - \text{четные}. \end{cases}$$

Заметим, что при $\alpha = 1$ имеем:

$$A_{nk} = \frac{4n}{n^2 - k^2}; \quad S_{nk} = \begin{cases} 0, & n \neq k; \\ 1, & n = k. \end{cases}$$

Систему (4.103) решаем с помощью преобразования Лапласа. Учитывая нулевые начальные условия, получим:

$$\tilde{q}(\lambda) = A\tilde{\varphi}_n(\lambda)D_n(\lambda), \quad (4.108)$$

где

$$D_n(\lambda) = \frac{\lambda^2 + n_1^2 T_{22} + E_{22}(1 + \mu_2 \lambda)}{\Delta_n(\lambda)}; \quad (4.109)$$

$$\tilde{\varphi}_n(\lambda) = \begin{cases} \frac{A_{n0}}{2\lambda} + \sum_{k=2}^{\infty} A_{nk} \frac{\lambda}{\lambda^2 + \varepsilon_k^2}, & n - \text{нечетное}, k - \text{четное}; \\ \sum_{k=2}^{\infty} S_{nk} \frac{\varepsilon_k}{\lambda^2 + \varepsilon_k^2}, & k, n - \text{четные}. \end{cases} \quad (4.110)$$

Поскольку нас интересует установившееся движение пролета, то при нахождении $q_n(t)$ из равенства (4.108) необходимо учесть лишь полюсы функции $\varphi_n(\lambda)$. Применяя к равенству (4.108) обратное преобразование Лапласа, найдем:

$$q_n(t) = \begin{cases} \frac{A_{n0}D_n(0)}{\eta} + \sum_{k=2}^{\infty} A_{nk} [\operatorname{Re} D_n(i\varepsilon_k) \cos \varepsilon_k t + \operatorname{Im} D_n(i\varepsilon_k) \sin \varepsilon_k t], & n - \text{нечетное}, k - \text{четное}; \\ \sum_{k=2}^{\infty} S_{nk} [\operatorname{Re} D_n(i\varepsilon_k) \sin \varepsilon_k t + \operatorname{Im} D_n(i\varepsilon_k) \cos \varepsilon_k t] A_{nk}, & n, k - \text{четные}. \end{cases} \quad (4.111)$$

Здесь

$$\operatorname{Re} D_n(i\varepsilon_k) = \frac{R_{1n}R_n - J_{1n}J_n}{R_n^2 + J_n^2}; \quad \operatorname{Im} D_n(i\varepsilon_k) = \frac{J_{1n}R_n + J_nR_{1n}}{R_n^2 + J_n^2};$$

$$R_{1n} = n_1^2 T_{22} + E_{22} - \varepsilon_k^2; \quad J_{1n} = E_{22} \mu_2;$$

$$R_n = \varepsilon_k^4 - a_2 \varepsilon_k^2 + a_0; \quad J_n = (a_1 - a_3 \varepsilon_k^2) \varepsilon_k.$$

Подставив функцию (4.111) в разложение (4.71), получим прогиб пролета под действием потока нагрузок.

Динамический прогиб $u(z, t)$ представим в виде суммы

$$u(z, t) = u_0(z) + u_{\text{кол}}(z, t) \quad (4.112)$$

где стационарная составляющая прогиба имеет вид:

$$u_0(z) = \frac{4P}{\pi l \rho_s} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{D_n(0)}{n} \sin \frac{n\pi z}{l_0}, \quad n - \text{нечетное.} \quad (4.113)$$

Итак, функция $u_0(z)$ задает неизменяющуюся со временем форму пролета, относительно которой происходят его колебания при движении потока нагрузок. Эти колебания описываются колебательной составляющей $u_{\text{кол}}(z, t)$.

Из равенства (4.113) следует, что величина стационарной составляющей прогиба в любой точке пролета пропорциональна отношению P/l (средней плотности нагрузки на СТЛ) и не зависит от величины скорости движения нагрузок. Легко видеть, что график функции $u_0(z)$ симметричен относительно вертикальной прямой, проходящей через середину пролета. Это значит, что $u_0(z)$ не зависит также и от направления движения нагрузок. Максимальное значение прогиба $u_0^{\text{max}}(z)$ достигается в середине пролета:

$$u_0^{\text{max}} = \frac{4P}{\pi l \rho_s} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{D_n(0)}{n} (-1)^{[n/2]}, \quad n - \text{нечетное.} \quad (4.114)$$

Чтобы упростить дальнейший анализ, будем считать, что нижняя струна скреплена с корпусом СТЛ, что равносильно очень большой жесткости заполнителя. После предельного перехода в равенстве (4.113) при $E_2 \rightarrow \infty$ получим:

$$u_0(z) = \frac{4P}{\pi l} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin \frac{n\pi z}{l_0}}{n \left(\frac{np}{l_0}\right)^{1/2} \left[EI \left(\frac{n\pi}{l_0}\right)^2 + T \right]}, \quad n - \text{нечетное,} \quad (4.115)$$

где

$$T = T_1 + T_2.$$

Функцию (4.115) можно понимать, как статический прогиб пролета под действием распределенной нагрузки с плотностью $f_0(z)$. Поскольку $u_0(z)$ удовлетворяет уравнению

$$EI \frac{d^4 u_0}{dz^4} - T \frac{d^2 u_0}{dz^2} = f_0 \quad (4.116)$$

с условиями

$$u(0) = \frac{d^2 u(0)}{dz^2} = u(l_0) = \frac{d^2 u(l_0)}{dz^2}, \quad (4.117)$$

то

$$f_0(z) = \frac{4P}{\pi l} = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n} \sin \frac{n\pi z}{l_0}, \quad n - \text{нечетное.} \quad (4.118)$$

Выражение (4.118) упростится, если учесть, что в интервале $[0, l_0]$ разложение единицы в ряд по синусам имеет вид:

$$1 = \frac{4}{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n} \sin \frac{n\pi z}{l_0}, \quad n - \text{нечетное.}$$

Тогда $f_0(z) = P/l$, т. е. $u_0(z)$ – статический прогиб пролета от равномерно распределенной нагрузки с плотностью P/l . Теперь, зная f_0 , можно решить задачи (4.116), (4.117), найти $u_0(z)$ и просуммировать ряд (4.115).

Найдем приближенно u_0^{max} из (4.115), ограничившись благодаря быстрой сходимости данного ряда лишь первым членом:

$$u_0^{\text{max}} = \frac{4P}{\pi l \left(\frac{\pi}{l_0}\right)^2 \left[EI \left(\frac{\pi}{l_0}\right)^2 + T \right]}. \quad (4.119)$$

Если взять, например, $l' = l_0$, $l_0 = 100$ м, $P = 10^4$ Н, $T = 10^7$ Н, $EI = 10^5$ Н·м², то $u_0^{\text{max}} \sim 0,13$ м. Важной характеристикой колебательных систем являются резонансные параметры. Для определения резонансных режимов движения достаточно найти условия, при которых амплитуда колебаний функции $q_n(t)$ достигает максимального значения при μ' , μ_2 и обращается в бесконечность для μ' и $\mu_2 = 0$.

Известно, что при малом демпфировании резонансные частоты незначительно отличаются от резонансных частот при отсутствии демпфирования, поэтому для упрощения выкладок будем полагать $\mu' = \mu_2 = 0$. Тогда

$$\text{Im } D_n(i\varepsilon_k) = 0; \quad \text{Re } D_n(i\varepsilon_k) = \frac{n_1^2 T_{22} + E_{22} - \varepsilon_k^2}{\varepsilon_k^4 - a_{20} \varepsilon_k^2 + a_0}$$

и необходимым условием резонанса будет условие

$$\varepsilon_k^4 - a_{20} \varepsilon_k^2 + a_0 = 0. \quad (4.120)$$

Отсюда получаем:

$$\varepsilon_k^2 = \frac{1}{2} \left(a_{20} + (a_{20}^2 - 4a_0)^{1/2} \right),$$

или

$$\left(\frac{v}{l} \right)^2 = \frac{1}{2k^2 \pi^2} (a_{20} + D^{1/2}). \quad (4.121)$$

Здесь индексы k, n принимают значения, при которых $A_{nk} \neq 0, S_{nk} \neq 0$. Исследуем условие (4.121) более подробно для случая

$$\frac{n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} + T_{22})}{E_{21} + E_{22}} < 1. \quad (4.122)$$

Поскольку $n_1 = \frac{n\pi}{l_0}$, то условие (4.122) будет выполняться для $n = \overline{1, n_4}$,

когда E_2 достаточно велико, т. е. жесткость заполнителя превалирует над жесткостью корпуса и суммарным натяжением струн для больших длин волн. Тогда вместо (4.121) получим приближенно:

$$\frac{v}{l_2} = \frac{(E_{21} + E_{22})^{1/2}}{k\pi}, \quad (4.123)$$

или

$$\left(\frac{v}{l_2} \right)^2 = \frac{1}{2k^2 \pi^2} [n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} + T_{22})]. \quad (4.124)$$

Соотношение (4.124) дает резонансный режим колебаний пролета со струнами как одного целого без учета сжатия-растяжения заполнителя, а (4.123) – условие резонанса корпуса с верхней струной и нижней струны во встречных колебаниях за счет деформации заполнителя. Поскольку амплитуда встречных колебаний не может неограниченно возрастать (нижняя струна не может выйти за пределы корпуса), то условие (4.123) можно исключить из рассмотрения.

Таким образом, условием резонанса волн длины l_0/n ($n \leq n_4$) при выполнении неравенства (4.122) является равенство (4.124), которое можно записать так:

$$v = \frac{nl'}{kl_0} = \left(\frac{n^2 \pi^2 E_1 / l_0 + T_1 + T_2}{\rho_1 + \rho_2} \right)^{1/2}. \quad (4.125)$$

Предположим теперь, что выполняется неравенство

$$\frac{E_{11} + E_{22}}{n_1^4 E_{11} + n_1^2 (T_{11} + T_{22})} < 1, \quad n \geq n_5, \quad (4.126)$$

когда жесткость корпуса СТЛ и натяжения струн преобладают над жесткостью заполнителя для волн длины l_0/n , $n \geq n_5$. Тогда из равенства (4.121) приближенно получим:

$$v = \frac{nl'}{kl_0} T_{22}^{1/2}, \quad (4.127)$$

или

$$v = \frac{nl}{kl_0} \left[\left(\frac{n\pi}{l_0} \right)^2 E_{11} + T_{11} \right]^{1/2}, \quad n \geq n_5. \quad (4.128)$$

Нетрудно убедиться, что (4.127) – условие резонанса при отклонениях корпуса и нижней струны одного знака. Следовательно, оба условия (4.127) и (4.128) дают резонансные режимы для коротких волн при выполнении неравенства (4.126). Напомним, что в условиях (4.121), (4.127), (4.128) величины k, n принимают значения, при которых A_{nk}, S_{nk} отличны от нуля.

Заметим, что из полученных условий резонанса при соответствующих предположениях получаются частные случаи резонанса гибкой СТЛ, рассмотренные в п. 4.2.3.

4.3.3. Поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом при l_0 , кратном l

Так как длина пролета l_0 кратна расстоянию между нагрузками l' , то

$$l_0 = sl',$$

где s – количество одновременно находящихся на пролете нагрузок. Если считать, что в начальный момент времени одна из нагрузок находится над опорой, воздействие потока нагрузок на пролет определяется функцией

$$f(z, t) = P \sum_{i=1}^s \delta[z - v(t + (i-1)t_2)], \quad t \in [0; t_2];$$

$$f(z, t + t_2) = f(z, t). \quad (4.129)$$

Здесь

$$t_1 = \frac{l_0}{v}; \quad t_2 = \frac{l}{v} = \frac{t_1}{s}.$$

По аналогии с п. 4.3.2 представим решение системы (4.99) в виде (4.71), получая систему (4.102), где

$$\varphi_n(t) = \sum_{i=1}^s \sin \gamma_n [t + (i-1)t_2], \quad t \in [0; t_2]. \quad (4.130)$$

Нетрудно убедиться, что $\varphi_n(t)$ при нечетном n – четная функция, а при четном n – нечетная для любого $s = 1, 2, \dots$. Кроме того, при четном n $\varphi_n(t) = 0$ для четных s .

Тогда при $t \geq 0$

$$\varphi_n(t) = \frac{1}{2} A_{n0}(s) + \sum_{k=1}^{\infty} A_{nk}(s) \cos \varepsilon_k t, \quad n - \text{нечетное}; \quad (4.131)$$

$$\varphi_n(t) = \begin{cases} \sum_{k=1}^{\infty} S_{nk}(s) \sin \varepsilon_k t, & n - \text{четное}, s - \text{нечетное}; \\ 0, & n, s - \text{четные}. \end{cases}$$

Здесь

$$A_{nk}(s) = \frac{2}{t_2} \sum_{i=1}^s \int_0^{t_2} \sin \gamma_n (t + (i-1)t_2) \cos \varepsilon_k t dt, \quad n - \text{нечетное},$$

$$k = 0, 1, 2, \dots; \quad (4.132)$$

$$S_{nk}(s) = \frac{2}{t_2} \sum_{i=1}^s \int_0^{t_2} \sin \gamma_n (t + (i-1)t_2) \cos \varepsilon_k t dt, \quad n - \text{четное},$$

$$k = 0, 1, 2, \dots$$

Вычислив интегралы (4.132), получим:

$$A_{nk}(s) = \begin{cases} 0, & k - \text{нечетное}; \\ \frac{4sn}{\pi(n^2 - s^2k^2)}, & k - \text{четное}, n - \text{нечетное}; \end{cases}$$

$$(4.133)$$

$$S_{nk}(s) = \begin{cases} 0, & k - \text{нечетное}; \\ 0, & k - \text{четное}, ks \neq n; \\ s, & k - \text{четное}, ks = n. \end{cases}$$

Таким образом, для получения установившегося режима движения достаточно подставить величины (4.133) в формулы (4.111) и (4.71). Условия резонанса для рассматриваемого случая совпадают с условиями (4.121), (4.125), (4.127), (4.128), в которых α нужно заменить на s , а n считать нечетным либо равным ks .

4.3.4. Поток нагрузок на бесконечной сплошной СТЛ при l_0 , кратном l'

Постановка и решение задачи в общем случае. Предположим, что поток нагрузок движется по бесконечной СТЛ со сплошным неразрезным корпусом, свободно опертым на недеформируемые опоры. Корпус нижней струны будем считать жестко скрепленным с корпусом СТЛ над опорами, а расстояние между нагрузками $l' = l_0/s$, где s – целое число.

Рассмотрим установившиеся вынужденные колебания СТЛ под действием движущихся нагрузок. Период колебаний определяется, очевидно, соотношением скорости движения и длины пролета

$$t_2 = \frac{l'}{v} = \frac{l_0}{sv} = \frac{t_1}{s}.$$

Разобьем линию на участки длиной l_0 . Легко видеть, что эти участки находятся в одинаковых динамических условиях. Следовательно, динамический прогиб СТЛ есть функция периодическая по z с периодом l_0 . На этом основании функции $u(z, t)$, $u_2(z, t)$ можно записать в виде бесконечного экспоненциального ряда:

$$u(z, t) = \sum_{k, n=-\infty}^{\infty} U_{nk} \exp \left[2\pi i \left(k \frac{t}{t_k} + n \frac{z}{l_0} \right) \right]; \quad (4.134)$$

$$u_2(z, t) = \sum_{k, n=-\infty}^{\infty} S_{nk} \exp \left[2\pi i \left(k \frac{t}{t_k} + n \frac{z}{l_0} \right) \right]. \quad (4.135)$$

Тогда воздействие нагрузок и реакция опоры на корпус СТЛ и нижнюю струну на выделенном участке определяется функциями

$$f(z, t) = R(t)\delta(z) + P \sum_{j=1}^s \delta \left[z - v \left(t - \frac{t_1 + t_2}{2} + jt_2 \right) \right]; \quad (4.136)$$

$$f_2(z, t) = R_2(t)\delta(z), \quad z \in \left[-\frac{l_0}{2}; \frac{l_0}{2} \right], \quad t \in \left[-\frac{t_2}{2}; \frac{t_2}{2} \right], \quad (4.137)$$

где $R(t)$, $R_2(t)$ – реакция опоры на корпус СТЛ и нижнюю струну соответственно.

Поскольку $f(z, t)$, $f_2(z, t)$ являются периодическими функциями, разложение в ряд будет аналогично выражениям для прогиба (4.134) и (4.135)

$$f(z, t) = \sum_{k, n=-\infty}^{\infty} f_{nk} \exp \left[2\pi i \left(k \frac{t}{t_2} + n \frac{z}{l_0} \right) \right]; \quad (4.138)$$

$$f_2(z, t) = \sum_{k, n=-\infty}^{\infty} C_{nk} \exp \left[2\pi i \left(k \frac{t}{t_2} + n \frac{z}{l_0} \right) \right], \quad (4.139)$$

где

$$f_{nk} = \frac{1}{l_0 t_2} \int_{-t_2/2}^{t_2/2} \exp \left(-2\pi i k \frac{t}{t_2} \right) dt \int_{-l_0/2}^{l_0/2} f(z, t) \exp \left(-2\pi i n \frac{z}{l_0} \right) dz; \quad (4.140)$$

$$C_{nk} = \frac{1}{l_0 t_2} \int_{-t_2/2}^{t_2/2} \exp \left(-2\pi i k \frac{t}{t_2} \right) dt \int_{-l_0/2}^{l_0/2} f_2(z, t) \exp \left(-2\pi i n \frac{z}{l_0} \right) dz. \quad (4.141)$$

Функции $u(z, t)$, $u_2(z, t)$ должны удовлетворять уравнениям

$$E_{11} \frac{\partial^4 u}{\partial z^4} + \mu' E_{11} \frac{\partial^5 u}{\partial t \partial z^4} + \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_{11} \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + E_{21} \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u - u_2) = \frac{1}{\rho} f(z, t); \quad (4.142)$$

$$\frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} - T_{22} \frac{\partial^2 u_2}{\partial z^2} + E_{22} \left(1 + \mu_2 \frac{\partial}{\partial t} \right) (u_2 - u) = \frac{1}{\rho_2} f_2(z, t).$$

Подставляя в уравнения движения корпуса и нижней струны (4.142), аппроксимации (4.134), (4.135) и (4.138), (4.139) с учетом граничных условий на жестких опорах

$$u(0, t) = 0; \quad u_2(0, t) = 0 \quad (4.143)$$

определяются неизвестные коэффициенты v_{nk} , S_{nk} и f_{nk} , C_{nk} (изложение преобразований опускаем ввиду громоздких промежуточных выражений).

Для определения динамического прогиба участка СТЛ осталось выделить действительную часть функции $u(z, t)$, чем и завершается решение задачи. Формулы, дающие $\text{Re } u(z, t)$, громоздки, и мы их здесь не выписываем.

Заметим, что изложенным способом может быть решена задача для бесконечной СТЛ на упругих опорах, по которой движется поток нагрузок при $l' > l_0$.

Для получения некоторых качественных результатов упростим задачу, считая материал заполнителя СТЛ недеформируемым (E_2 бесконечно велико) или, что то же самое, нижнюю струну скрепленной с корпусом СТЛ. Решение этой задачи может быть получено из приведенного решения предельным переходом при $E_2 \rightarrow \infty$. Более наглядным, однако, является последовательное решение упрощенной задачи.

Движение СТЛ в этом случае описывается уравнением

$$EI \frac{\partial^4}{\partial z^4} \left(1 + \mu' \frac{\partial}{\partial t} \right) u + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = f(z, t), \quad (4.144)$$

где функции $u(z, t)$, $f(z, t)$ имеют вид (4.134) и (4.138). После подстановки этих функций в уравнение (4.144) получим:

$$R_0 + Ps = 0;$$

$$l_0 U_{nk} \Delta_{nk} = R_k + P\varphi_{nk}; \quad |n| + |k| \neq 0, \quad (4.145)$$

где

$$\Delta_{nk} = \text{Re} \Delta_{nk} + i \text{Im} \Delta_{nk};$$

$$\text{Re} \Delta_{nk} = EI n_0^4 - \rho_s k_0^2 + T n_0^2;$$

$$\mu' EI n_0^4 k_0 = \text{Im} \Delta_{nk}.$$

Из условия равенства нулю прогиба СТЛ над опорой имеем:

$$\sum_{n=-\infty}^{\infty} U_{nk} = 0, \quad k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \quad (4.146)$$

Из уравнений (4.145), (4.146) определим коэффициенты U_{nk} , R_k и выделим действительную часть функции $u(z, t)$. Опуская промежуточные выкладки, запишем динамический прогиб СТЛ в виде:

$$\begin{aligned} u(z, t) &= U_{00} + \frac{1}{l_0} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \left[\text{Re} R_k \sum_{n=-\infty}^{\infty} (A_{nk} \cos \beta_{nk} + B_{nk} \sin \beta_{nk}) \right] = \\ &= \text{Im} R_k \sum_{k=-\infty}^{\infty} (B_{nk} \cos \beta_{nk} - A_{nk} \sin \beta_{nk}) + \end{aligned}$$

$$+ P \sum_{k=-\infty}^{\infty} \varphi_{nk} (A_{nk} \cos \beta_{nk} + B_{nk} \sin \beta_{nk}), \quad |n| + |k| \neq 0. \quad (4.147)$$

Здесь

$$A_{nk} = \frac{\text{Re} \Delta_{nk}}{|\Delta_{nk}|^2}; \quad B_{nk} = \frac{\text{Im} \Delta_{nk}}{|\Delta_{nk}|^2}; \quad \beta_{nk} = n_0 z + k_0 t;$$

$$|\Delta_{nk}|^2 = (\text{Re} \Delta_{nk})^2 + (\text{Im} \Delta_{nk})^2;$$

$$\text{Re} R_k = -P \frac{A_k C_k + B_k D_k}{A_k^2 + B_k^2}; \quad \text{Im} R_k = -P \frac{A_k D_k - B_k C_k}{A_k^2 + B_k^2};$$

$$A_k = \sum_{j=-\infty}^{\infty} A_{jk}; \quad B_k = \sum_{j=-\infty}^{\infty} B_{jk};$$

$$C_k = \frac{s(-1)^{(1-s)k} \text{Re} \Delta_{-ks, k}}{|\Delta_{-ks, k}|^2}; \quad D_k = \frac{s(-1)^{(1-s)k} \text{Im} \Delta_{-ks, k}}{|\Delta_{-ks, k}|^2};$$

$$\text{Re} R_0 = -Ps; \quad \text{Im} R_0 = 0; \quad U_{00} = \frac{P}{l} A_0; \quad A_0 = \sum_{j=0}^{\infty} \frac{1}{\text{Re} \Delta_{j0}};$$

$$\varphi_{nk} = \begin{cases} s(-1)^{(1-s)k}, & n = -ks; \\ 0, & n \neq -ks. \end{cases}$$

Динамический прогиб (4.147) можно представить в виде суммы стационарной и колебательной составляющих

$$u(z, t) = u_0(z) + u_{\text{кол}}(z, t),$$

где

$$u_0(z) = \frac{Ps}{l_0} \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{1 - \cos \beta_{n0}}{\text{Re} \Delta_{n0}} = \frac{2P}{l} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1 - \cos n_0 z}{EI n_0^4 + T n_0^2}. \quad (4.148)$$

Из данного представления следует, что колебания пролета СТЛ происходят относительно некоторого отличного от горизонтального стационарного прогиба $u_0(z)$. Величина этого прогиба в силу равенства (4.148) в каждой точке пролета пропорциональна сумме находящихся на пролете нагрузок, которая приходится на единицу длины пролета. Проведем более подробный анализ функции $u_0(z)$.

Легко убедиться, что прогиб $u_0(z)$ симметричен относительно вертикальной прямой, проходящей через середину пролета. Это следует из того, что указанным свойством обладает график каждого члена ряда (4.148). Следовательно, стационарная составляющая динамического прогиба не зависит от направления и скорости движения нагрузок.

Функцию $u_0(z)$ можно интерпретировать как статический прогиб пролета от распределенной нагрузки с некоторой плотностью $f_0(z)$. Найдем эту плотность при $z \in [0; l_0/2]$, т. е. для половины пролета. Поскольку

$$f_0(z) = EI \frac{d^4 u_0}{dz^4} - T \frac{d^2 u_0}{dz^2},$$

то

$$f_0(z) = -\frac{2Ps}{l_0} \sum_{n=1}^{\infty} \cos \frac{2\pi n z}{l_0}. \quad (4.149)$$

Учитывая, что разложение функции $\delta(z)$ в ряд по косинусам на промежутке $[0; l_0/2]$ имеет вид

$$\delta(z) = \frac{2}{l_0} + \frac{4}{l_0} \sum_{n=1}^{\infty} \cos \frac{2\pi n z}{l_0},$$

получим:

$$\sum_{n=1}^{\infty} \cos \frac{2\pi n z}{l_0} = \frac{l_0}{4} \delta(z) - \frac{1}{2}.$$

Подстановкой этого ряда в равенство (4.149) получаем:

$$f_0(z) = \frac{Ps}{l_0} - \frac{Ps}{2} \delta(z), \quad z \in [0; l_0/2].$$

Легко видеть, что при рассмотрении промежутка $[-l_0/2; 0]$ придем к такому же результату. Следовательно,

$$f_0(z) = \frac{Ps}{l_0} - Ps \delta(z), \quad z \in [-l_0/2; l_0/2]. \quad (4.150)$$

Поскольку $-Ps\delta(z) = R_0\delta(z)$ – реакция опоры в точке $z = 0$, то из равенства (4.150) следует, что функция $u_0(z)$ дает статический прогиб пролета от равномерно распределенной нагрузки, равной суммарной величине сосредоточенных нагрузок, одновременно находящихся на пролете.

Из сказанного можно заключить, что $u_0(z)$ на промежутке $[0; l_0]$ является решением уравнения

$$EI \frac{d^4 u_0}{dz^4} - T \frac{d^2 u_0}{dz^2} = \frac{Ps}{l_0} \quad (4.151)$$

при условиях

$$u_0'(0) = \frac{du_0(0)}{dz} = \frac{u_0(l_0)}{dz} = 0, \quad (4.152)$$

и это решение является суммой ряда (4.148).

Найдем максимальное значение стационарной составляющей прогиба u_0^{\max} . Поскольку

$$u_0^{\max} = u_0\left(\frac{l_0}{2}\right),$$

то

$$u_0^{\max} = \frac{2Ps}{l_0} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1 - (-1)^n}{EI n^4 + T n^2}. \quad (4.153)$$

Поскольку в (4.153) присутствуют только члены с нечетными значениями n и ряд быстро сходится, то для нахождения приближенного значения u_0^{\max} можно ограничиться первым членом ряда. Тогда

$$u_0^{\max} = \frac{Pl_0^2}{\pi^2 l' \left[EI \left(\frac{2\pi}{l_0} \right)^2 + T \right]}. \quad (4.154)$$

Точное значение u_0^{\max} можно найти после решения задачи (4.151), (4.152).

Сравним величины u_0^{\max} , определяемые равенствами (4.154) и (4.119), в двух случаях: 1) параметр жесткости EI очень мал и натяжение струн T превалирует над жесткостью корпуса СТЛ; 2) усилие T очень мало, т. е. жесткость корпуса превалирует над натяжением струн. Легко видеть, что в первом случае u_0^{\max} для сплошной СТЛ в $\frac{4}{\pi}$ раз, а во втором в $\frac{16}{\pi}$ раз меньше, чем u_0^{\max} для СТЛ с разрезным корпусом.

4.4. Численное исследование динамического прогиба пролета СТЛ

Основные результаты исследований, проведенных в предыдущем разделе, заключаются в получении формул для определения динамического прогиба пролета СТЛ. Эти формулы, однако, весьма громоздки и провести их анализ без упрощающих предположений затруднительно. Поэтому были осуществлены на ЭВМ численные расчеты и построены графики, определяющие форму пролета в различные моменты времени и движение отдельных точек пролета при различных условиях нагружения и конструктивных параметрах СТЛ. Для вычислений использовались формулы (4.80) (одиночная нагрузка на СТЛ с разрезным корпусом), (4.71), (4.111) (поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом) и (4.161) (поток нагрузок на сплошной СТЛ). Благодаря быстрой сходимости рядов, при суммировании в формулах (4.80), (4.111) учитывались первые 20 членов, а в формуле (4.147) – первые 40 членов, что оказалось достаточным для обеспечения необходимой точности вычислений. Во всех расчетах неизменными оставались следующие параметры:

$$P = 10^4 \text{ Н}; \quad E_2 = 10^8 \text{ Н/м}^2; \quad \mu' = 1,2 \times 10^{-3} \text{ с}; \quad \mu_2 = 10^{-5} \text{ с};$$

$$\rho_s = 20 \text{ кг/м}; \quad \rho_2 = 21 \text{ кг/м}; \quad T_1 = 10^6 \text{ Н}; \quad T_2 = 5 \times 10^6 \text{ Н}.$$

При исследовании потока нагрузок считалось, что расстояние между соседними нагрузками равно длине пролета, т. е. $l' = l_0$. Кроме того, струны сплошной СТЛ считались скрепленными с корпусом, что равносильно допущению о недеформируемости заполнителя. Значения параметров, изменявшихся при проведении расчетов, в каждом конкретном случае указываются.

4.4.1. Зависимость динамического прогиба от длины пролета

На рисунках 4.8–4.16 представлена форма пролета СТЛ в последовательные моменты времени

$$t_k = \frac{l_0}{4v} k, \quad k = \overline{1, 5}$$

при параметре жесткости $EI = 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м}^2$, скорости $v = 50 \text{ м/с}$ и длине пролета $l_0 = 25, 35, 50 \text{ м}$. Размерность шкалы OZ для этих и последующих рисунков равна 1 см на одно деление.

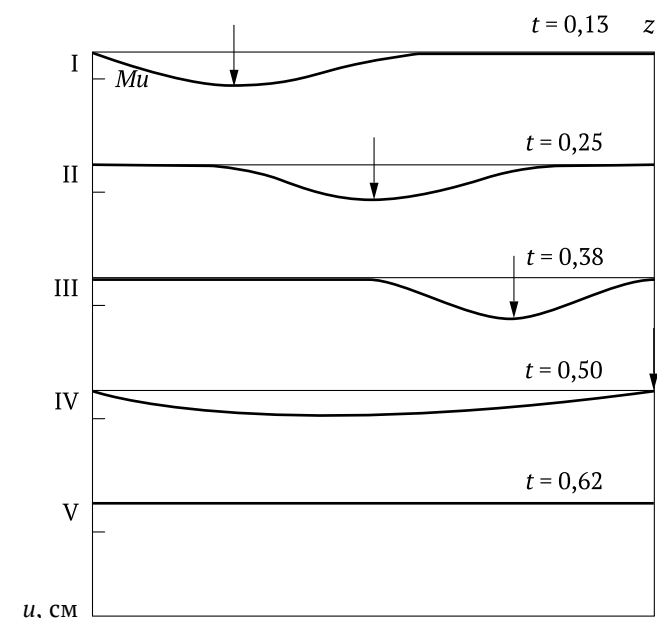


Рисунок 4.8

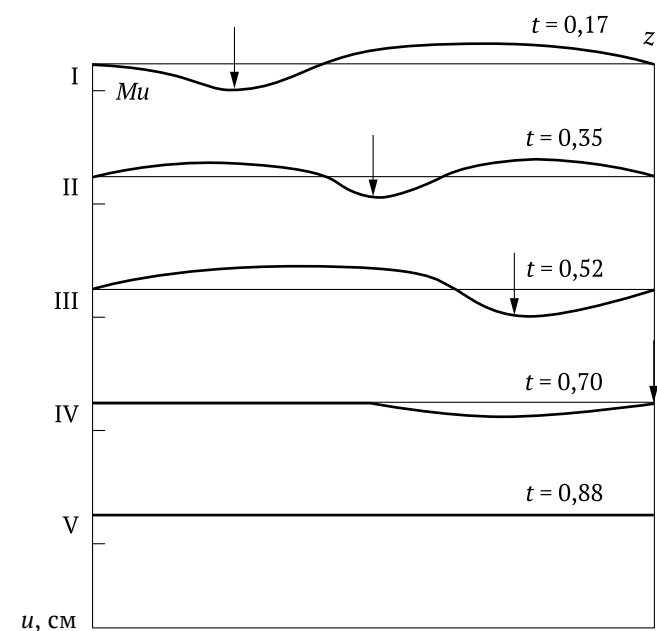


Рисунок 4.9

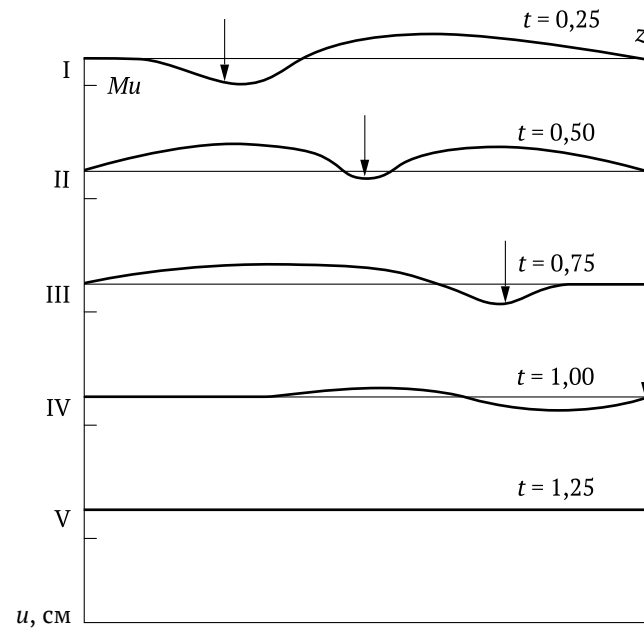


Рисунок 4.10

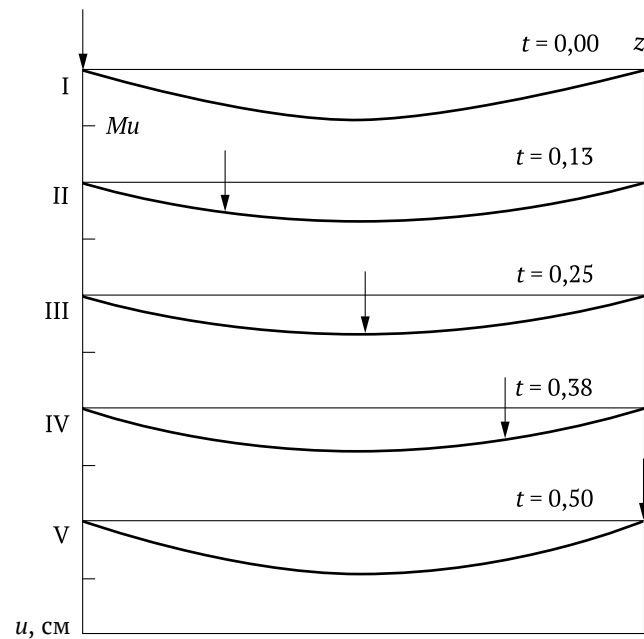


Рисунок 4.11

Анализ полученных графиков позволяет сделать следующие выводы.
1. Одиночная нагрузка на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.8–4.10):

- колебания пролета быстро затухают даже при малых значениях коэффициентов затухания μ' , μ^2 и после схода нагрузки с пролета практически исчезают;
- в форме пролета четко просматривается положение нагрузки и направление ее движения;
- в форме пролета заметно влияние отраженных волн прогиба;
- максимальный динамический прогиб для взятых исходных данных не превосходит 1,5 см.

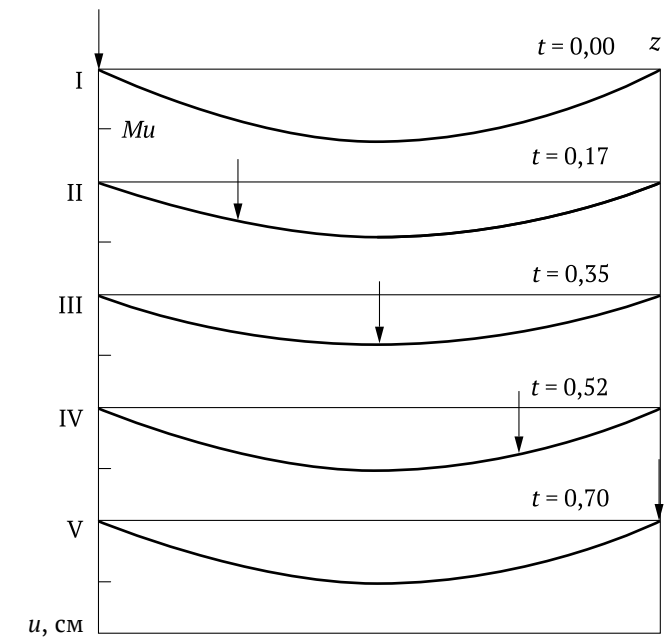


Рисунок 4.12

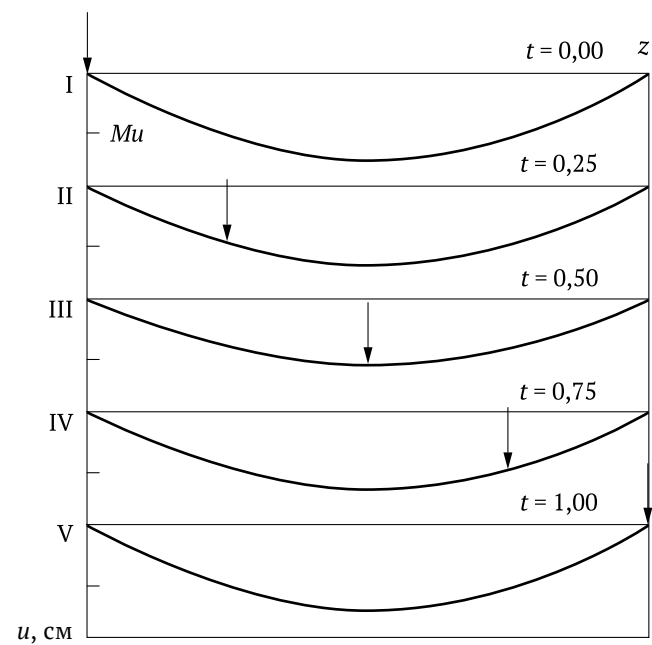


Рисунок 4.13

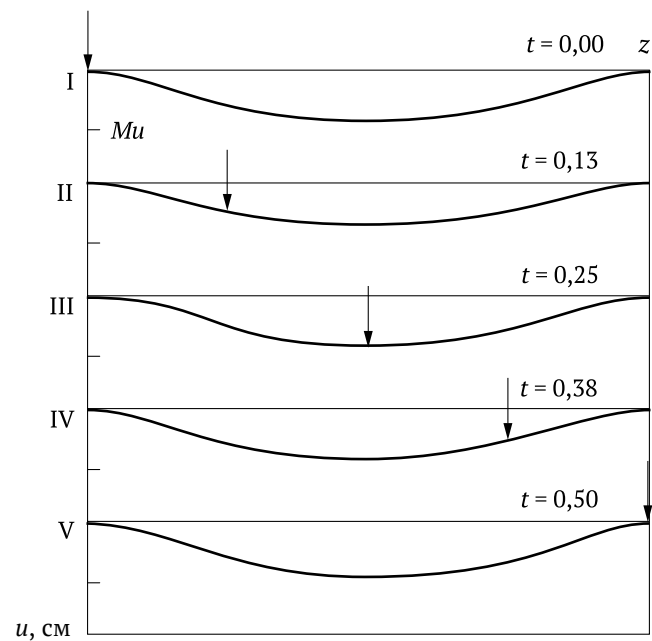


Рисунок 4.14

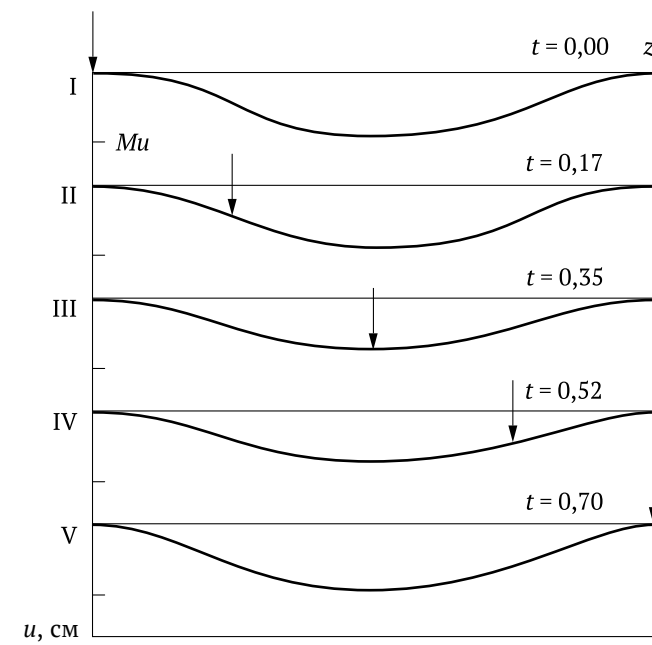


Рисунок 4.15

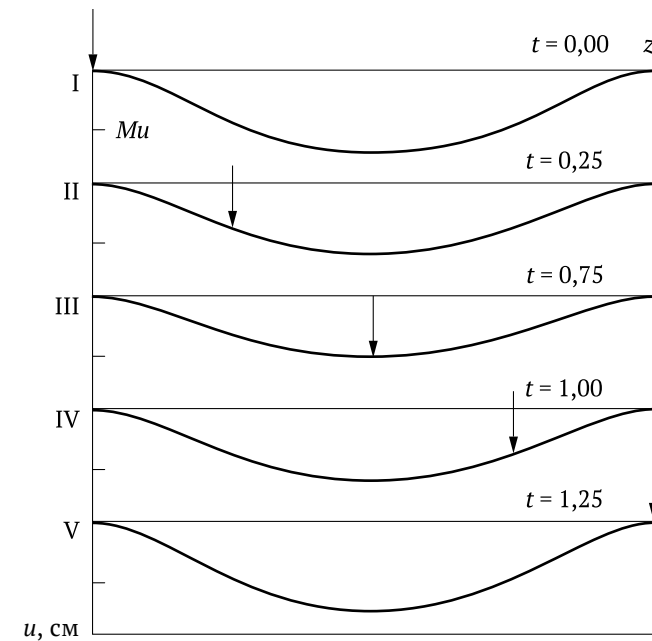


Рисунок 4.16

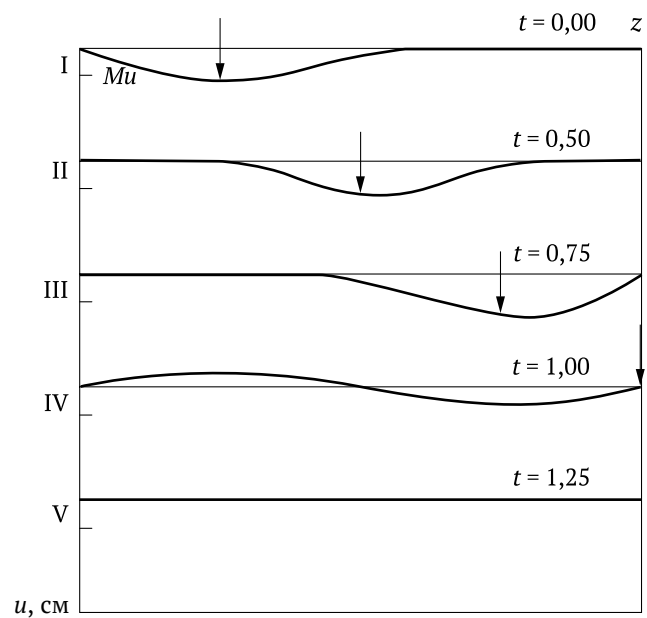


Рисунок 4.17

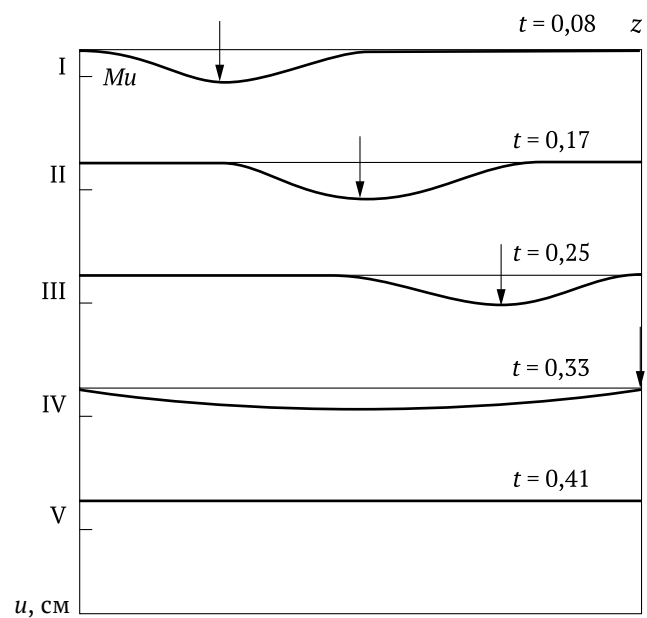


Рисунок 4.18

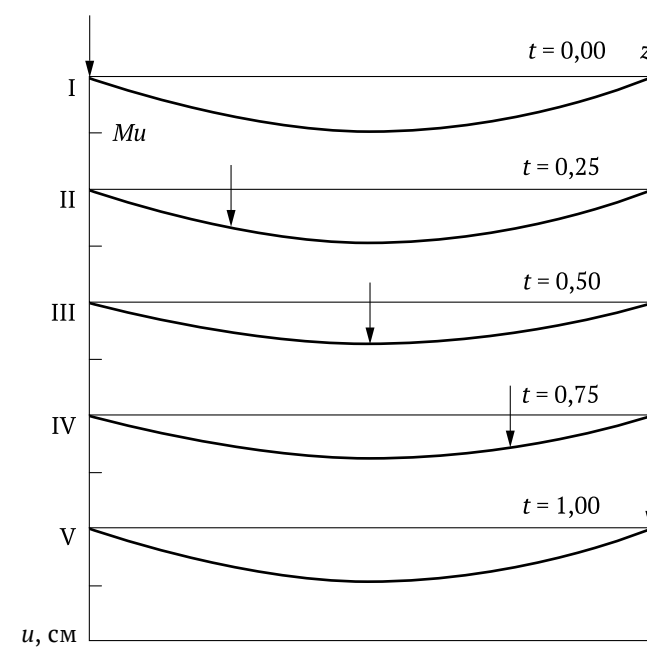


Рисунок 4.19

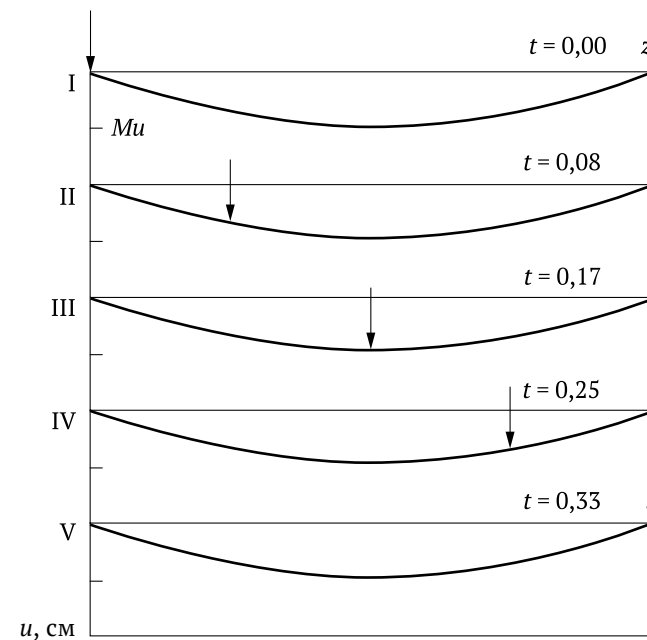


Рисунок 4.20

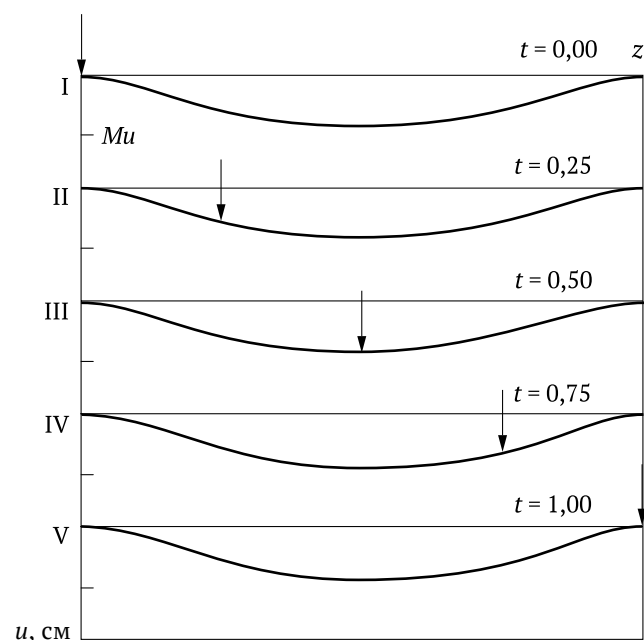


Рисунок 4.21

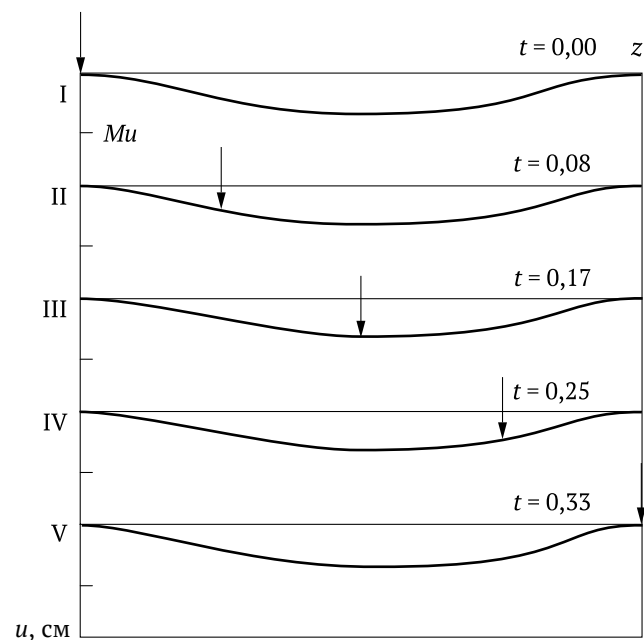


Рисунок 4.22

2. Поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.11–4.13) и сплошной СТЛ (рисунки 4.14–4.16):

- основной вклад в значение прогиба в любой точке пролета вносит его стационарная составляющая ($\approx 90\%$ при $l_0 = 25$ м, $\approx 80\%$ при $l_0 = 35$ м, $\approx 70\%$ при $l_0 = 50$ м), величину которой можно найти, решая задачу о равновесии пролета под действием равномерно распределенной нагрузки (см. п. 4.3.2, 4.3.4);
- колебательная составляющая прогиба при любой длине пролета l_0 представлена в основном компонентой, симметричной относительно середины пролета, т. е. динамический прогиб слабо зависит от направления движения потока нагрузок;
- максимальный прогиб растет с увеличением длины пролета l_0 и мало в сопоставлении с l_0 (таблица 4.1).

Таблица 4.1 – Максимальный прогиб при движении потока нагрузок

Длина пролета l_0 , м	u_0^{\max} , см	
	разрезной корпус	сплошной корпус
25	0,8	0,7
35	1,0	0,8
50	1,3	1,1

4.4.2. Зависимость динамического прогиба пролета от скорости движения нагрузок

Выводы о зависимости прогиба пролета от скорости нагрузок можно сделать из анализа форм пролета, представленных на рисунках 4.8, 4.11, 4.14, 4.17–4.22 при $EI = 10^6$ Н·м², $l_0 = 25$ м, $v = 25, 50, 75$ м/с для пяти моментов времени

$$t_k = \frac{l_0}{4v} k, \quad k = \overline{1, 5}.$$

1. Одиночная нагрузка на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.8, 4.17, 4.18):

- при указанных выше скоростях движения нагрузки форма пролета четко отражает ее положение и направление движения;
- в форме пролета просматриваются отраженные волны прогиба;
- максимальный динамический прогиб не превосходит 2 мм, что значительно меньше стационарной компоненты (таблица 4.1);
- колебания пролета практически отсутствуют по истечении $l_0/4v$ с послехода нагрузки с пролета.

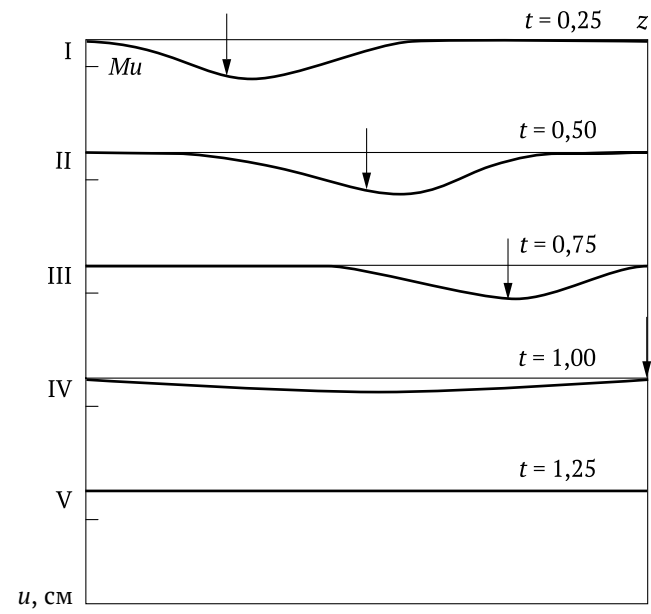


Рисунок 4.23

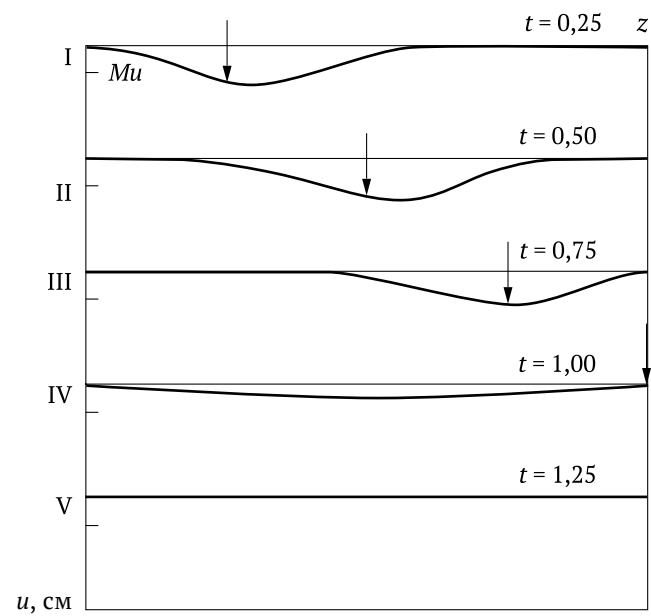


Рисунок 4.24

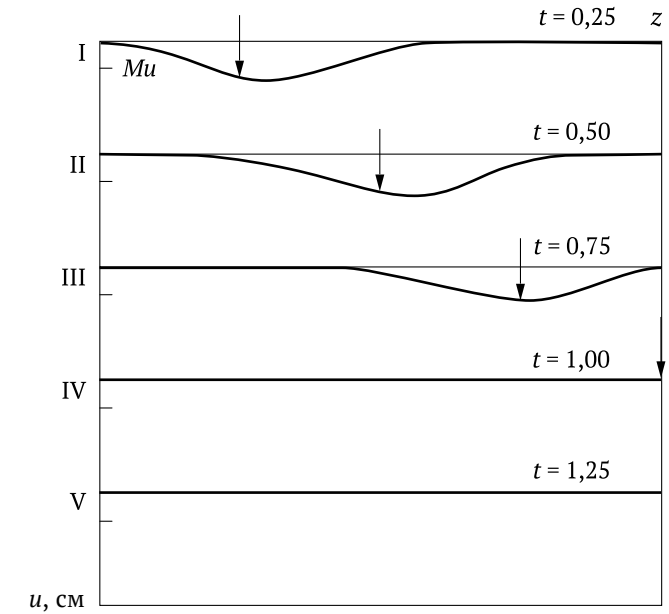
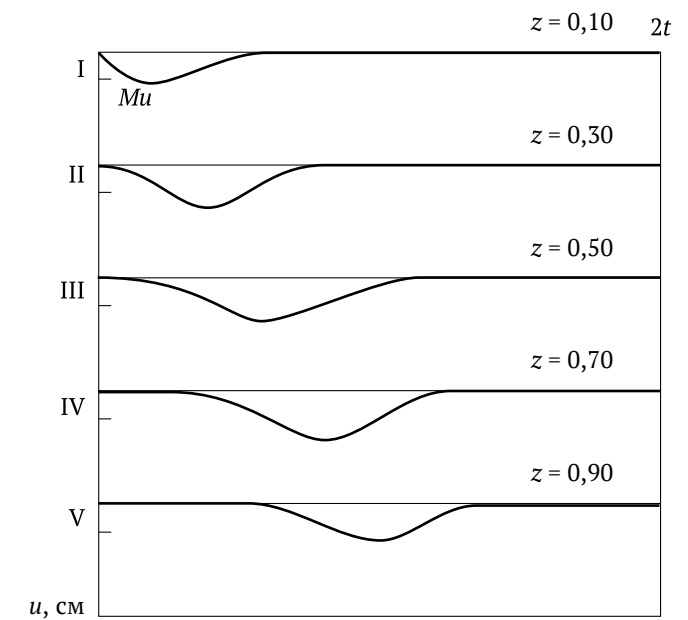
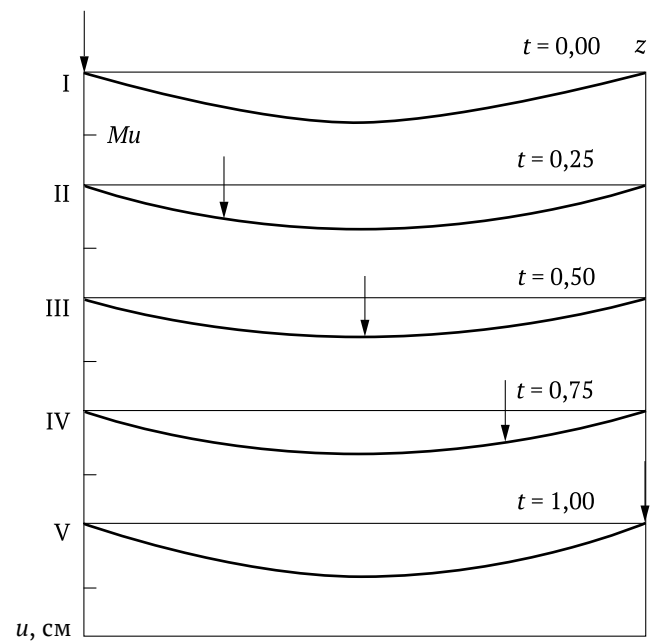


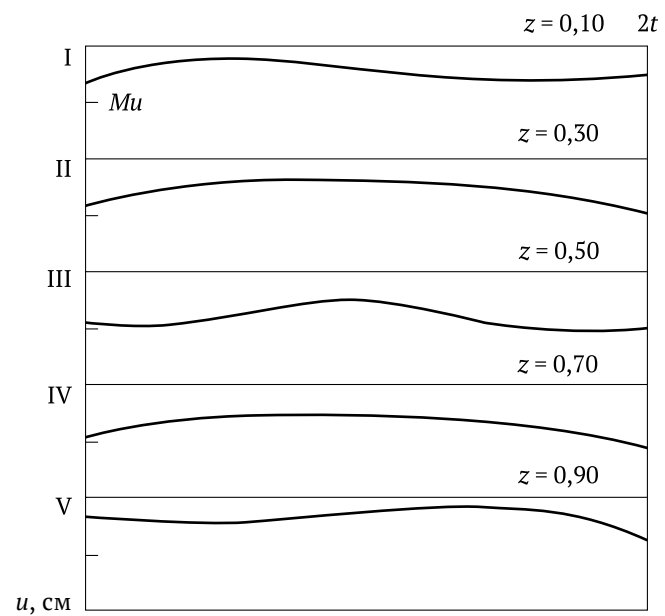
Рисунок 4.25



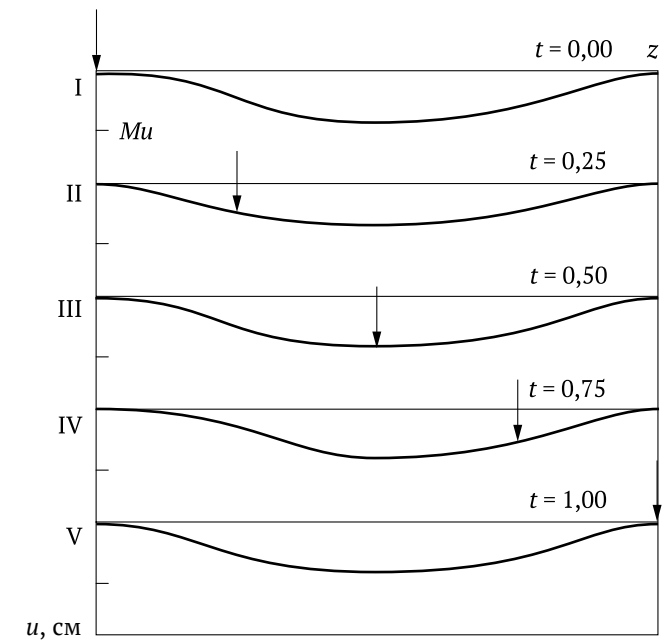
Рисунки 4.26-4.27



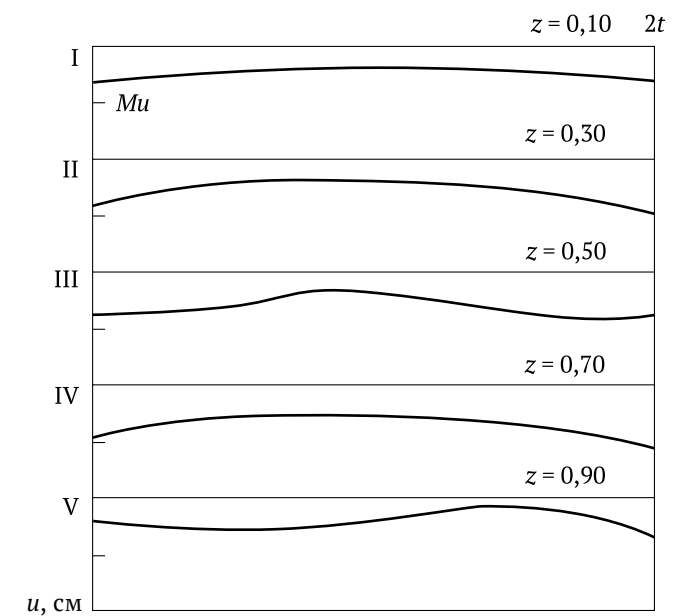
Рисунки 4.28–4.30



Рисунки 4.31–4.32



Рисунки 4.33–4.35



Рисунки 4.36–4.37

2. Поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.11, 4.19, 4.20) и сплошной СТЛ (рисунки 4.11, 4.21, 4.22):

- доля динамической составляющей прогиба $\approx 15\%$;
- при изменении скорости v динамический прогиб пролета остается симметричным относительно его середины $z = l_0/2$ в любой момент времени;
- с увеличением скорости нагрузок максимальный динамический прогиб возрастает незначительно и не превосходит 0,8 см.

4.4.3. Влияние жесткости СТЛ на динамический прогиб пролета

Форма пролета, рассчитанная при $v = 25$ м/с, $l_0 = 25$ м при варьировании параметра жесткости $EI = 10^4, 10^6, 10^7$ Н·м² изображена на рисунках 4.17, 4.19, 4.21, 4.23–4.37 в моменты времени

$$t_k = \frac{l_0}{4v} k, \quad k = \overline{1, 5}.$$

Здесь представлено изменение динамического прогиба во времени в пяти точках пролета $x_k = 0,1l_0(2k - 1)$, $k = \overline{1, 5}$. Анализ этой графической информации позволяет сделать следующие выводы.

1. Одиночная нагрузка на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.17, 4.23–4.27):

- с увеличением параметра жесткости EI максимальный динамический прогиб несколько уменьшается и не превосходит 2 мм;
- через 0,25 с после схода нагрузки колебания пролета практически отсутствуют;
- форма пролета при заданных значениях жесткости четко отражает положение нагрузки на пролете и направление ее движения;
- в форме пролета заметно влияние отраженных волн прогиба.

2. Поток нагрузок на СТЛ с разрезным корпусом (рисунки 4.19, 4.28–4.32) и сплошной СТЛ (рисунки 4.21, 4.33–4.37):

- основной вклад в динамический прогиб вносит его стационарная составляющая ($\approx 80\%$);
- при изменении параметра EI колебательная составляющая динамического прогиба остается симметричной относительно середины пролета $z = l_0/2$;
- максимальный динамический прогиб пролета не превосходит 0,7 см и незначительно уменьшается с ростом EI .

4.4.4. Общие выводы

Анализ графической информации, представленной на рисунках 4.8–4.37, позволяет сделать следующие выводы:

- кривизна профиля пролета в процессе движения одиночной нагрузки значительно изменяется;
- профиль пролета при движении потока нагрузок представляет собой линию с плавно изменяющейся кривизной;
- в колебаниях пролета относительно стационарной формы при движении потока нагрузок присутствует одна заметная стоячая волна длины l_0 и малой амплитуды по сравнению со стационарным прогибом;
- в случае потока нагрузок условия динамического нагружения пролета более благоприятны, чем при движении одиночной нагрузки;
- струнная транспортная линия сплошной конструкции предпочтительнее по сравнению с СТЛ с разрезным над опорами корпусом, так как максимальный прогиб пролета сплошной СТЛ меньше и ее форма не имеет угловых точек.

Условные обозначения

СТС – струнная транспортная система;
 СТЛ – струнная транспортная линия;
 ТМ – транспортный модуль;
 $2m_1$ – масса платформы ТМ;
 m_2 – масса колеса ТМ;
 c, v_a – коэффициенты, характеризующие жесткость пружины и усилие демпфера в амортизаторе ТМ;
 t – время;
 z – координата точки пролета СТЛ;
 $u(z, t), u_2(z, t)$ – вертикальное отклонение от положения равновесия точек рабочей поверхности пролета СТЛ и нижней струны соответственно;
 $u_c^{1\max}, u_c^{2\max}$ – максимальный статистический прогиб пролета СТЛ при действии на него одной и двух сосредоточенных нагрузок соответственно;
 $u_d^{1\max}, u_d^{2\max}$ – максимальный динамический прогиб пролета СТЛ под действием одной и двух движущихся нагрузок соответственно;
 l' – расстояние между нагрузками в потоке;
 l_0 – длина пролетов СТЛ;
 l_1 – расстояние между осями передних и задних колес ТМ;
 l_2 – расстояние между ТМ в потоке;
 g – ускорение свободного падения;
 N_0 – количество пролетов СТЛ;
 T_1, T_2 – натяжение верхней и нижней струн соответственно;
 μ', E – коэффициент затухания и модуль упругости корпуса СТЛ;
 μ_2, E_2 – коэффициент затухания и модуль упругости заполнителя;
 ρ_s – суммарная масса единицы длины корпуса, верхней струны и заполнителя СТЛ;
 ρ_2 – масса единицы длины нижней струны;
 $\delta(z)$ – функция Дирака;
 $U(t)$ – отклонение центра масс платформы ТМ от равновесного положения;
 $\varphi(t)$ – угол наклона к горизонтали продольной оси платформы ТМ;

I – момент инерции сечения корпуса СТЛ;
 I_c – момент инерции платформы ТМ относительно горизонтальной оси, проходящей через центр масс и перпендикулярной к направлению движения;
 J – момент инерции участка;
 C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления натурального объекта;
 β – угол натекания воздушного потока;
 $C_{x0}^{\text{мод}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления масштабной модели при нулевом угле натекания воздушного потока ($\beta = 0$);
 K_β – коэффициент учета угла натекания воздушного потока;
 λ – корреляционный коэффициент от модели к натуре;
 v – фазовая скорость бегущей волны;
 N – нормальное усилие;
 T_τ – тангенциальное усилие;
 τ – тангенциальное напряжение;
 $p(x, t)$ – контактное давление;
 \dot{u} – скорость проскальзывания;
 $i(x, t)$ – интенсивность линейного изнашивания;
 K_γ – коэффициент пропорциональности;
 γ – степенной показатель;
 h – длина участка поверхности;
 j – номер участка поверхности;
 n – число этапов нагружения;
 r – номер этапа нагружения;
 u – смещение поверхности;
 m – число элементов дискретизации зоны контакта;
 I_v – объемный износ;
 $[I_v]$ – максимально допустимый износ;
 q – число циклов изнашивания;
 S_c – зона контакта;
 S_s – зона проскальзывания;
 A_f – работа сил трения при проскальзывании;
 f – коэффициент трения;
 f_0 – коэффициент трения покоя;
 f_s – коэффициент трения скольжения.

Литература

1. **Балакин, В.А.** Проблемы трения и износа на ракетных треках / В.А. Балакин, О.В. Переверзева // Трение и износ. – 1991. – № 5 (12). – С. 896–903.
2. **Бахвалов, Ю.А.** Транспорт с магнитным подвесом / Ю.А. Бахвалов, В.И. Бочаров, В.А. Винокуров [и др.]; под ред. В.И. Бочарова, В.Д. Нагорского. – М.: Машиностроение, 1991.
3. **Бельмас, И.В.** Напряженное состояние резинотросовых лент при произвольном повреждении тросов / И.В. Бельмас // Проблемы машиностроения и надежности машин. – 1993. – № 6. – С. 45–48.
4. **Браун, Э.Д.** Моделирование трения и изнашивания в машинах / Э.Д. Браун, Ю.А. Евдокимов, А.В. Чичинадзе. – М.: Машиностроение, 1982.
5. **Вирабов, Р.В.** Тяговые свойства фрикционных передач / Р.В. Вирабов. – М.: Машиностроение, 1982.
6. **Высоцкий, М.С.** Определение коэффициента аэродинамического сопротивления C_x автопоезда по результатам модельных исследований / М.С. Высоцкий, А.Н. Евграфов, К.А. Гостев // Весці акад. нав. Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 1995. – № 2. – С. 46–47.
7. **Джонсон, К.** Механика контактного взаимодействия / К. Джонсон. – М.: Мир, 1989.
8. **Евтушенко, А.А.** Влияние термосопротивления на основные характеристики контакта в условиях плоской задачи / А.А. Евтушенко, Е.В. Коваленко // Механика твердого тела. – 1995. – № 4. – С. 56–62.
9. **Елтыщев, В.А.** Напряженно-деформированное состояние оболочечных конструкций с наполнителем / В.А. Елтыщев. – М.: Наука, 1981.
10. **Забегаяев, А.В.** Расчет железобетонных колонн на действие аварийных ударов / А.В. Забегаяев // Сб. научн. тр. МИИЖТ. – 1992. – № 870. – С. 37–45.
11. **Зелькин, Г.Г.** Летающие экспрессы / Г.Г. Зелькин. – Минск: Вышэйшая школа, 1984.
12. Исследование динамики и прочности пассажирских вагонов; под ред. С.И. Соколова. – М.: Машиностроение, 1976.
13. **Камаев, В.А.** Оптимизация параметров ходовых частей железнодорожного подвижного состава / В.А. Камаев. – М.: Машиностроение, 1980.

14. **Кончиц, В.В.** Триботехника электрических контактов / В.В. Кончиц, В.В. Мешков, Н.К. Мышкин. – Минск: Наука и техника, 1986.
15. Композиционные материалы; под ред. Л. Браутмана, Р. Крока. – М.: Машиностроение, 1978, Т. 3. Применение композиционных материалов в технике; под ред. Б. Нотона.
16. **Корн, Г.** Справочник по математике для научных работников и инженеров / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1970.
17. **Крауфорд, Ф.** Волны / Ф. Крауфорд. – М.: Наука, 1976.
18. **Лашеников, Б.Я.** Методы расчета на ЭВМ конструкций и сооружений / Б.Я. Лашеников, Я.Б. Дмитриев, М.Н. Смирнов. – М.: Стройиздат, 1993.
19. **Лямин, В.И.** Динамика ракетных тележек / В.И. Лямин. – М., 1962.
20. **Майборода, В.П.** Скоростное деформирование конструкционных материалов / В.П. Майборода, А.С. Кравчук, Н.Н. Холин. – М.: Машиностроение, 1986.
21. **Матвеев, В.В.** Прямая экспериментальная оценка влияния статического растяжения на демпфирующие свойства материалов при изгибных колебаниях / В.В. Матвеев, А.П. Бовсуновский // Проблемы прочности. – 1995. – № 4. – С. 83–93.
22. **Мацудайра, Т.** Предел повышения скоростей движения поездов / Т. Мацудайра // Ежем. бюлл. межд. ассоц. железнод. конгр. – 1967. – № 12. – С. 19–24.
23. **Мур, Д.** Основы и применения триботоники / Д. Мур. – М.: Мир, 1978.
24. **Пинегин, С.В.** Трение качения в машинах и приборах / С.В. Пинегин. – М.: Машиностроение, 1976.
25. **Пановко, Я.Г.** Устойчивость и колебания упругих систем / Я.Г. Пановко, И.И. Губанова. – М.: Наука, 1987.
26. **Поляков, В.Ю.** Моделирование колебаний в системе «экипаж – путь – мост» / В.Ю. Поляков, К.А. Жуков // Сб. науч. тр. МИИЖТ. – 1992. – № 870. – С. 57–64.
27. **Попов, Б.Г.** Расчет многослойных конструкций вариационно-матричными методами / Б.Г. Попов. – М.: Изд-во МГТУ, 1993.
28. **Прудников, А.П.** Интегралы и ряды / А.П. Прудников, Ю.А. Брычков, О.И. Маричев. – М.: Наука, 1981.
29. **Салтанов, Н.В.** Гибкие нити в потоках / Н.В. Салтанов. – Киев: Наукова думка, 1974.

30. Самме, Г.В. Зависимость силы трения от скорости скольжения колесной пары локомотива / Г.В. Самме // Трение и износ. – 1995. – № 1 (16). – С. 55–60.

31. Смирнов, В.И. Курс высшей математики / В.И. Смирнов. – М.: Физматгиз, 1962.

32. Смирнов, В.Ф. Особенности поведения динамических систем при волновом распространении энергии колебаний / В.Ф. Смирнов, В.М. Зябликов // Вестник машиностроения. – 1994. – № 10. – С. 7–11.

33. Снеддон, И. Преобразования Фурье / И. Снеддон. – М.: ИЛ, 1955.

34. Тихонов, В.С. К расчету напряженно-деформированного состояния глубоководной буровой колонны на течении / В.С. Тихонов, В.И. Сафронов // Проблемы прочности. – 1995. – № 8. – С. 60–67.

35. Филиппов, А.П. Колебания деформируемых систем / А.П. Филиппов. – М.: Машиностроение, 1970.

36. Фурунжиев, Р.И. Проектирование оптимальных виброзащитных систем / Р.И. Фурунжиев. – Минск: Вышэйшая школа, 1971.

37. Шилько, С.В. Выбор коэффициента проскальзывания при оптимизации тяги локомотива / С.В. Шилько // Тез. докл. междунар. н.-п. конф. «Ресурсо- и энергосб. технологии на трансп. и строит. комплексе». – Гомель, 1995. – С. 81–82.

38. Шульц, В.В. Форма естественного износа деталей машин / В.В. Шульц. – Л.: Машиностроение, 1990.

39. Юницкий, А.Э. Линейная транспортная система. Международная заявка на изобретение РСТ/В94/00065 от 26.09.1994. Заявитель NTL Neue Transportlinien GmbH, Германия.

40. Юницкий, А.Э. Патент Российской Федерации по заявке № 026280) 11/94026782) от 26.09.1994. МПК В61В 02/5, В61В 00/13, Е01В 22/25. Патентообладатель NTL Neue Transportlinien GmbH, Германия.

41. Юницкий, А.Э. Анализ колебаний пролетных строений струнной транспортной системы / А.Э. Юницкий [и др.] // Тез. Бел. конгр. по теор. и прикл. мех. «Механика-95». – Минск, 1995. – С. 253–254.

42. Юницкий, А.Э. К динамике струнной транспортной системы / А.Э. Юницкий [и др.] // Тез. Бел. конгр. по теор. и прикл. мех. «Механика-95». – Минск, 1995. – С. 254–255.

43. Юницкий, А.Э. Высокоскоростной наземный транспорт НТЛ / А.Э. Юницкий // Тез. докл. междунар. н.-п. конф. «Ресурсо- и энергосб. технологии на трансп. и строит. комплексе». – Гомель, 1995. – С. 69–70.

44. Bolton, A. Wind excitation of steel chimneys / A. Bolton // Struct. Eng. – 1994. – No. 5 (72). – P. 75–80.

45. Cai Chuh Sheng. Rehabilitation of Deer Isle bridge: aerodynamic behavior // 10 Annu. Int. Bridge Conf., Pittsburgh, Pa, 1993. – P. 9–16.

46. Kalker, J.J. A strip theory for rolling with slip and spin / Proc. Kon. Ned. Acad. van Wetenschappen, 1967. – B. 70. – P. 10.

47. Forward, R.L. The cable catapult: putting it there and keeping it there / R.L. Forward // AIAA Papers. – 1992. – No. 3077. – P. 1–11.

48. Shil'ko, S.V. Boundary element method in modelling failure of compressed metal-polymeric adhesive joints / S.V. Shil'ko, S.V. Sherbakov // Proc. of Europ. Mech. Colloquium "Euromech 227". France, Saint-Etienne. – 1987. – P. 339–351.

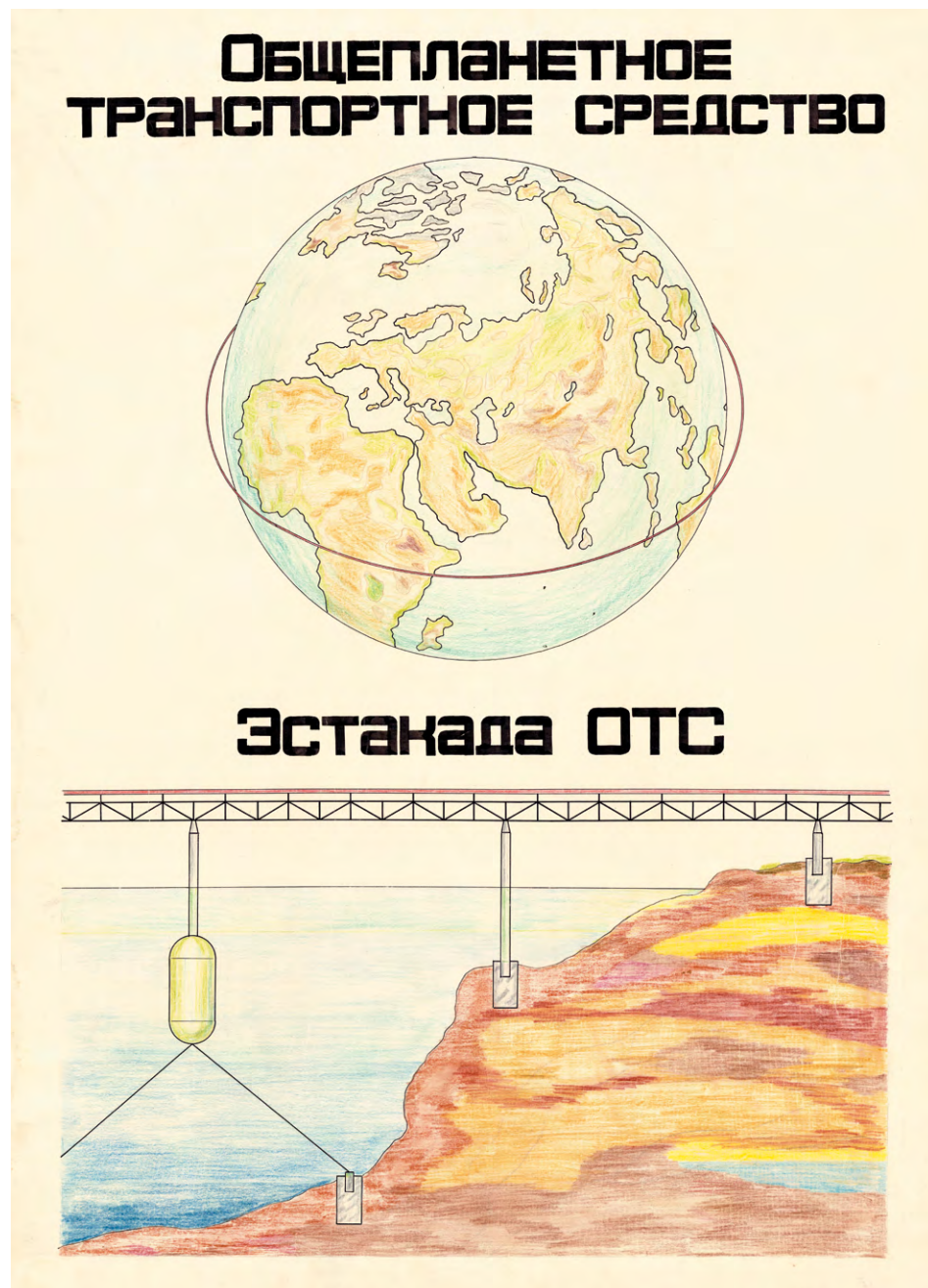
49. Vldic, J. Tribološke karakteristike prenosa snage putem trenja kod specifičnih transportnih masina / J. Vldic, B. Sovily // Tribology in Industry. – 1994. – No. 3 (16). – P. 85–93.

50. Yip, F.C. Surface topography effects in the estimation of thermal and electrical contact resistance / F.C. Yip, I.E.S. Venart // Metrology and properties of surfaces / Proc. Inst. Mech. Eng. 182, 1967–1968. – P. 81–93.

**История
Общепланетарного
транспортного средства
в иллюстрациях**

318





Первые визуализации общепланетарного (общепланетного) транспортного средства (ОТС).
Эстакада ОТС, проходящая по горной местности и шельфу моря, 1973 г.



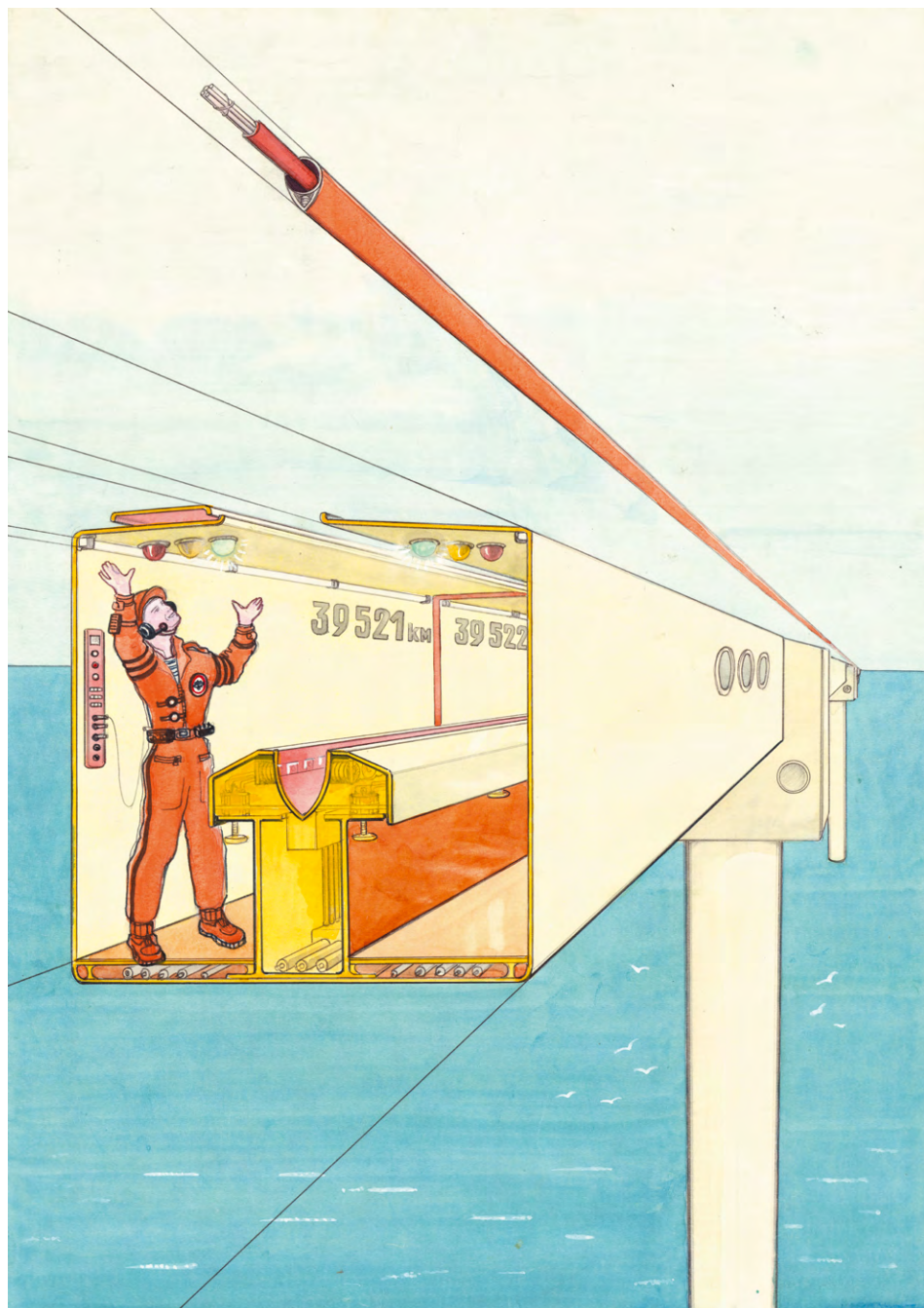
Этапы выхода ротора ОТС в космическое пространство, 1974 г.



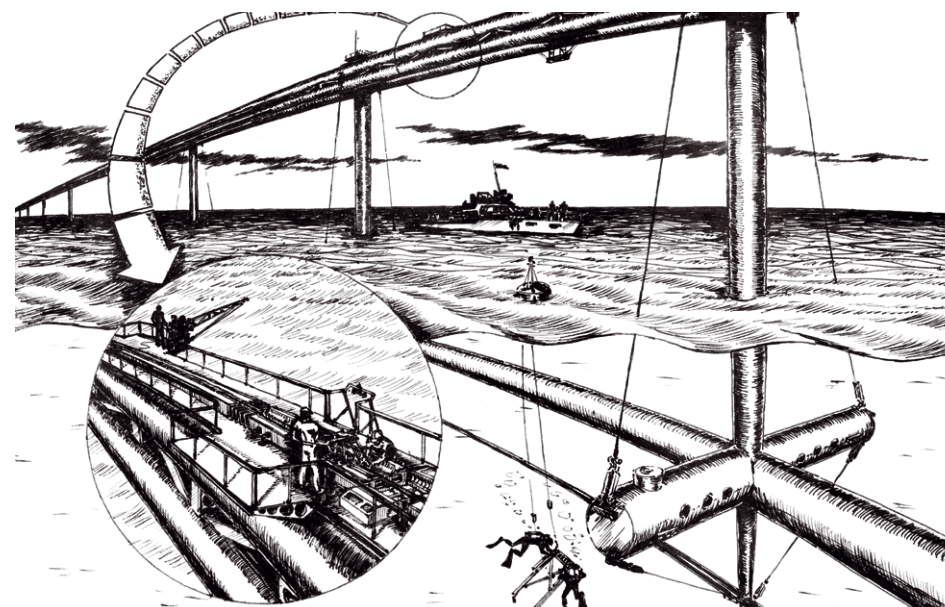
Конструкция ротора и грузо-пассажирское ОТС, 1974 г.



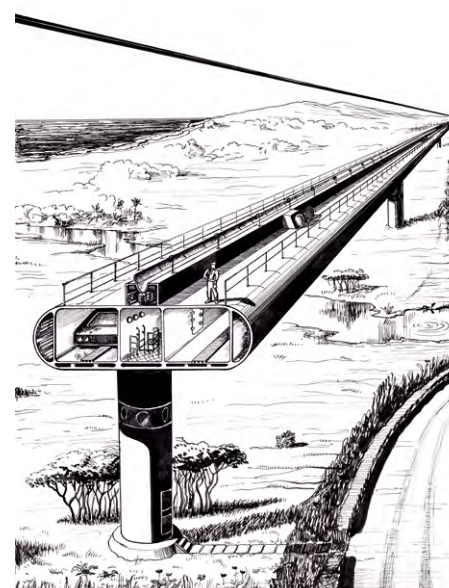
ОТС с абляционной защитой ротора
и ОТС с защитной вакуумируемой оболочкой, 1974 г.



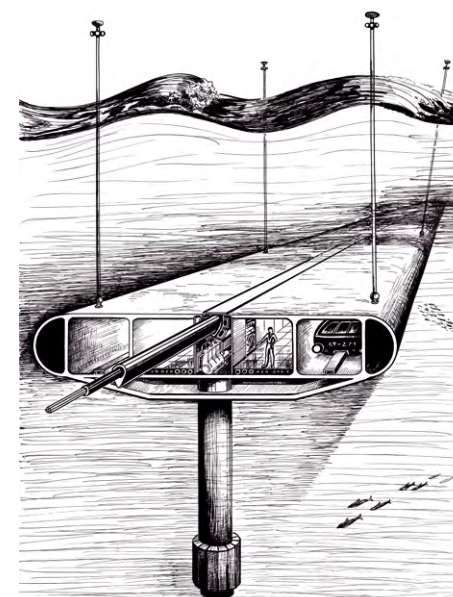
Простейший вариант ОТС, 1975 г.



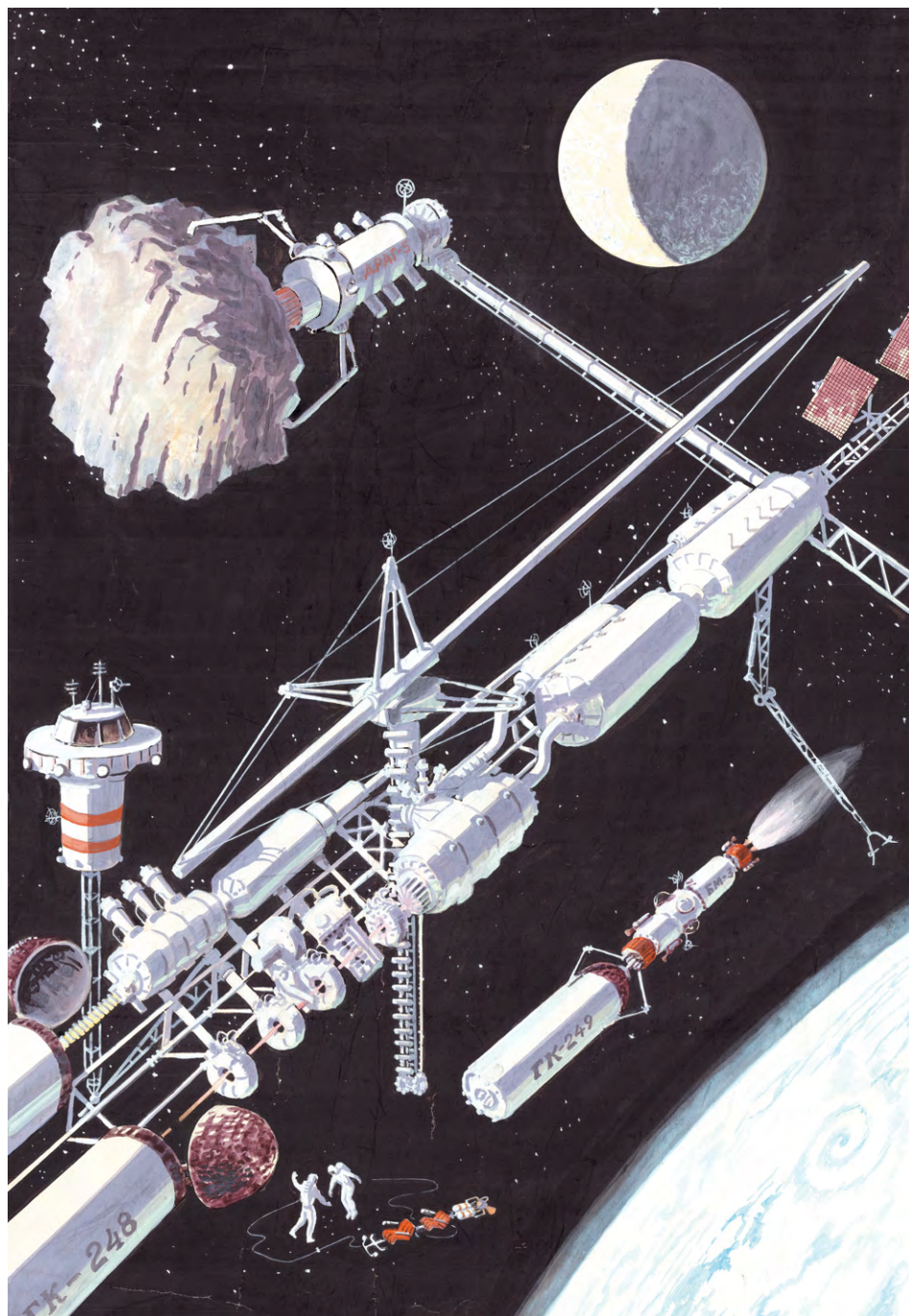
Морской участок ОТС с линейными поплавками, 1976 г.



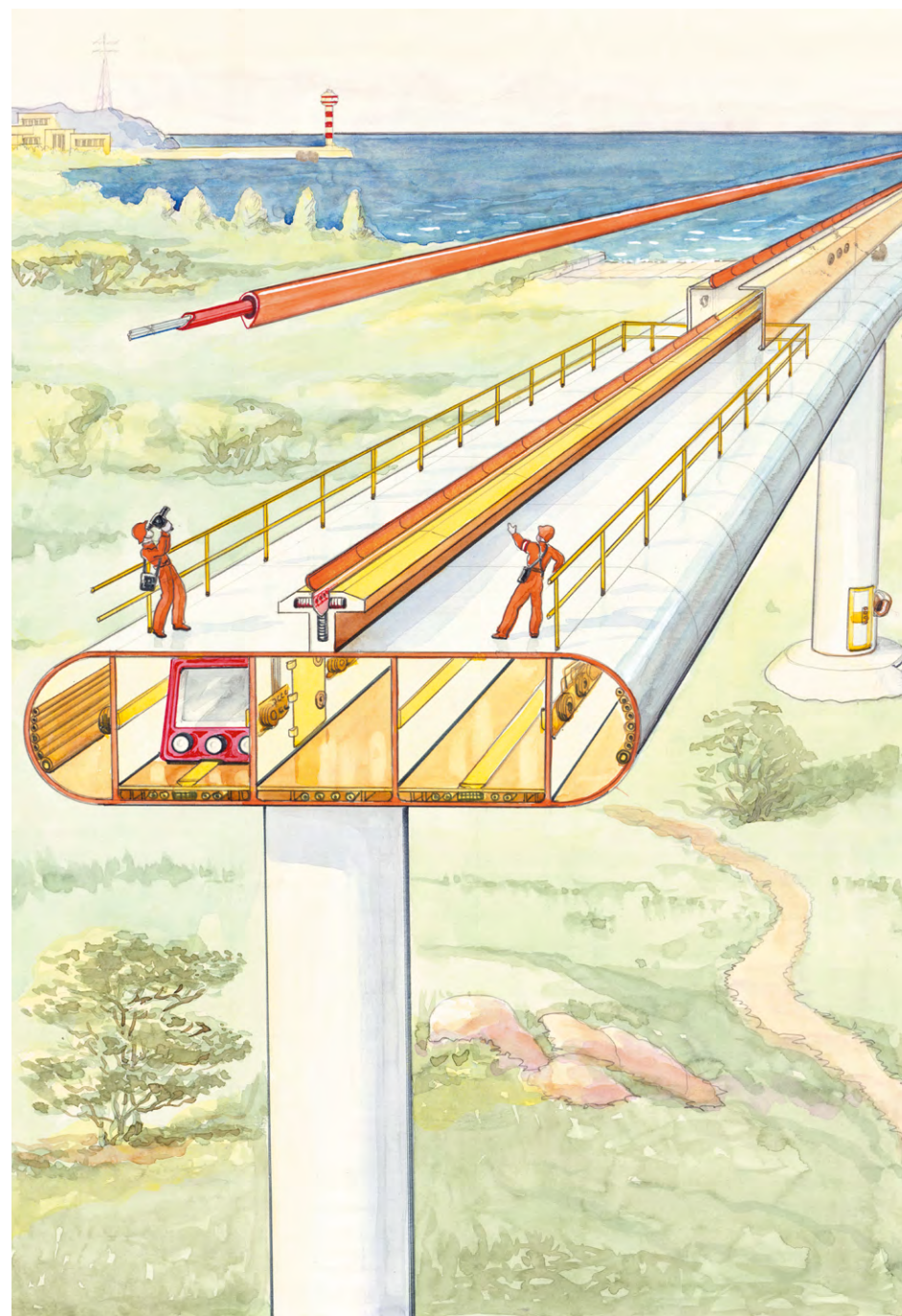
Эстакада ОТС на суше с вакуумными транспортными туннелями, 1976 г.



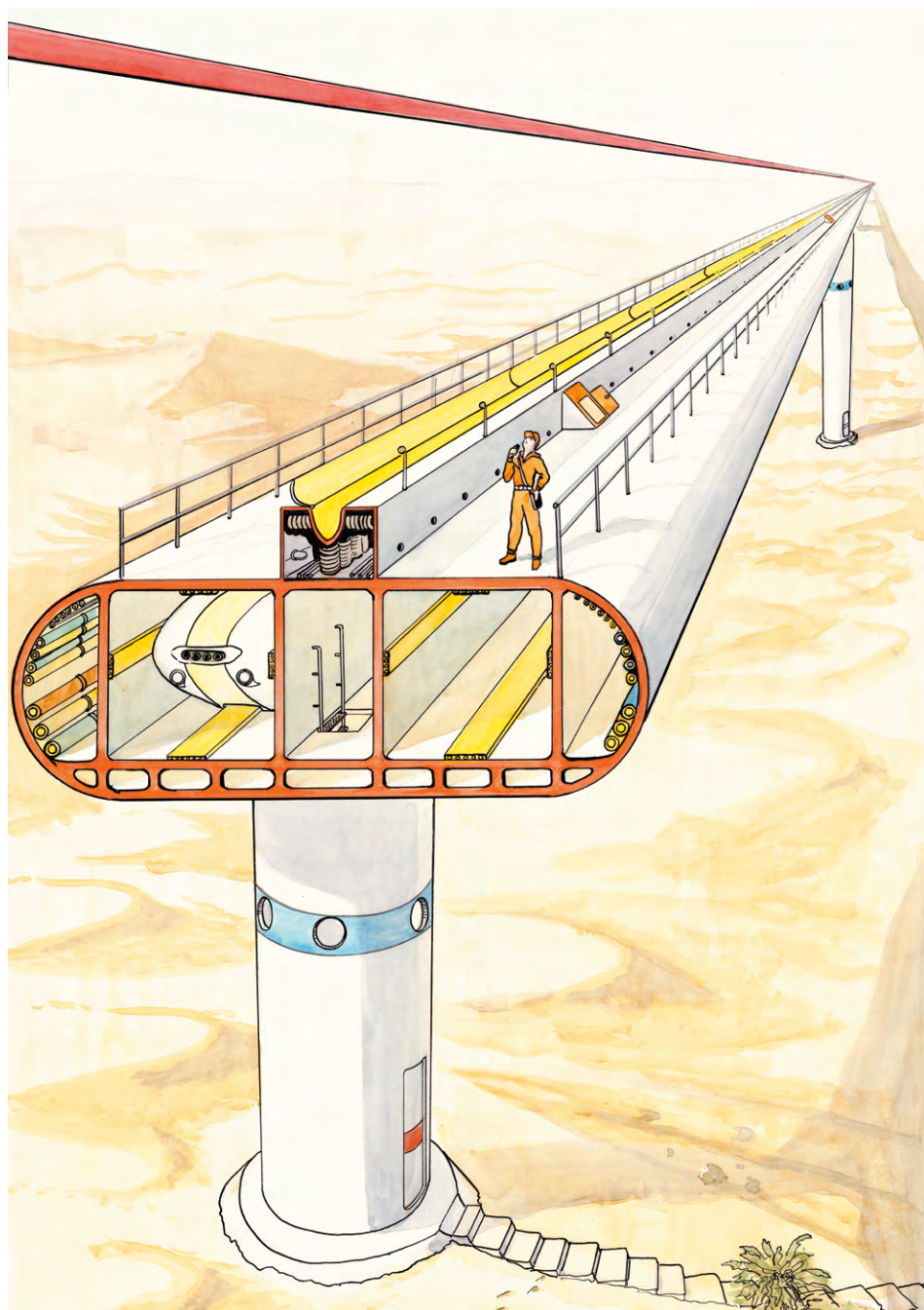
Подводное размещение эстакады ОТС, 1977 г.



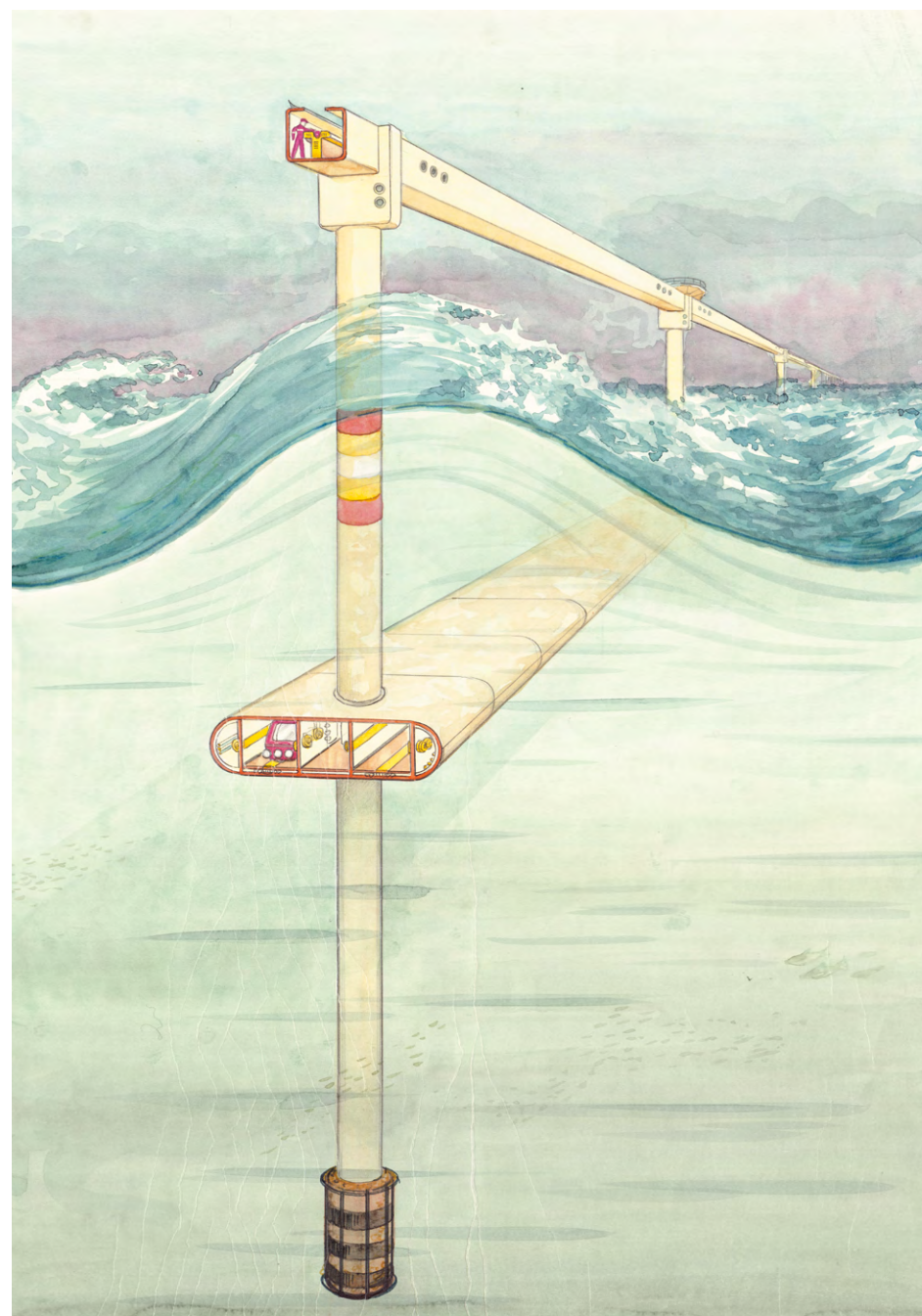
Орбитальная индустрия, построенная с помощью ОТС, 1978 г.



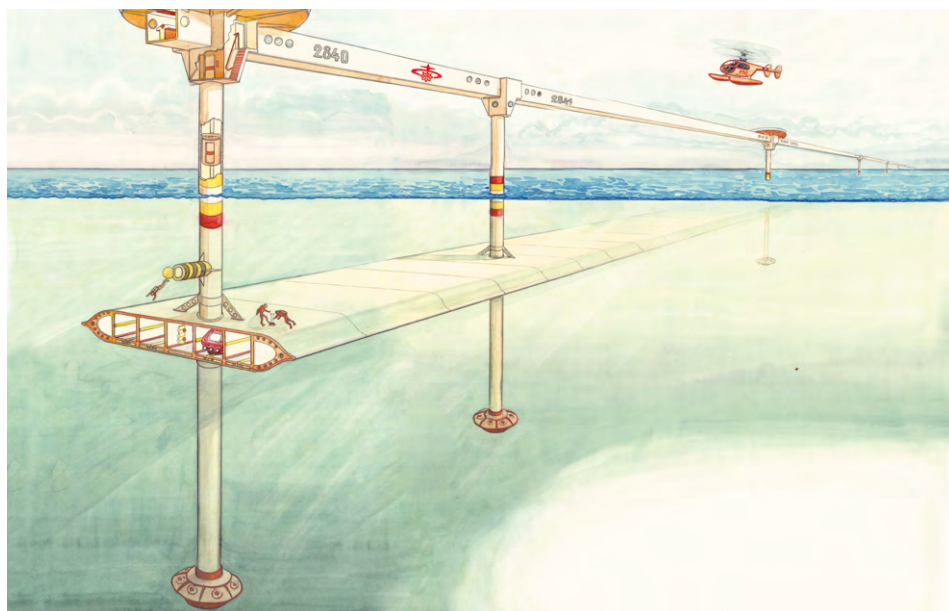
Старт простейшего варианта грузового ОТС, 1978 г.



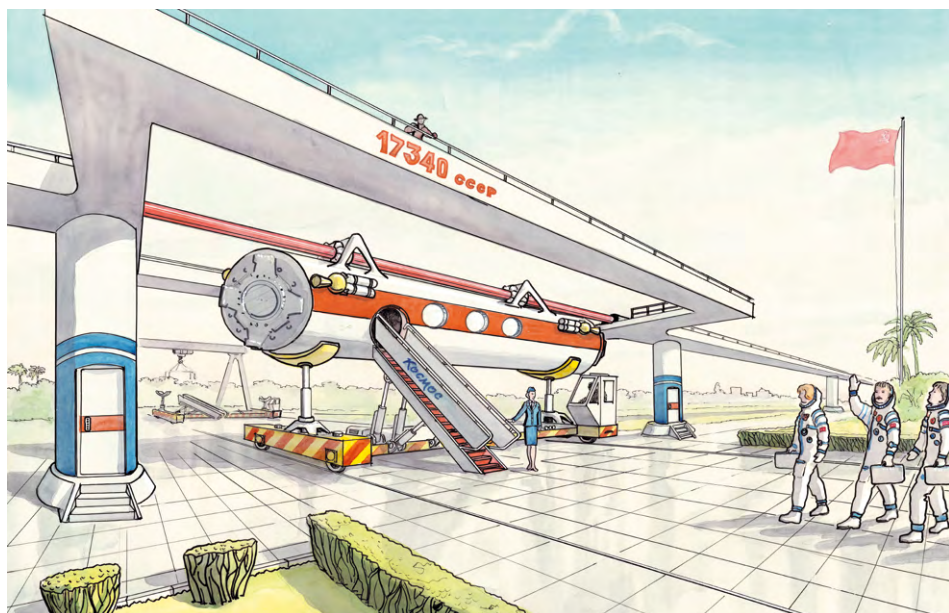
Поезд на магнитной подушке в вакуумном туннеле ОТС, 1979 г.



Вариант эстакады ОТС, оснащённой поплавками, которые совмещены с вакуумными транспортными туннелями, 1979 г.



Эстакада ОТС на морском участке, 1979 г.

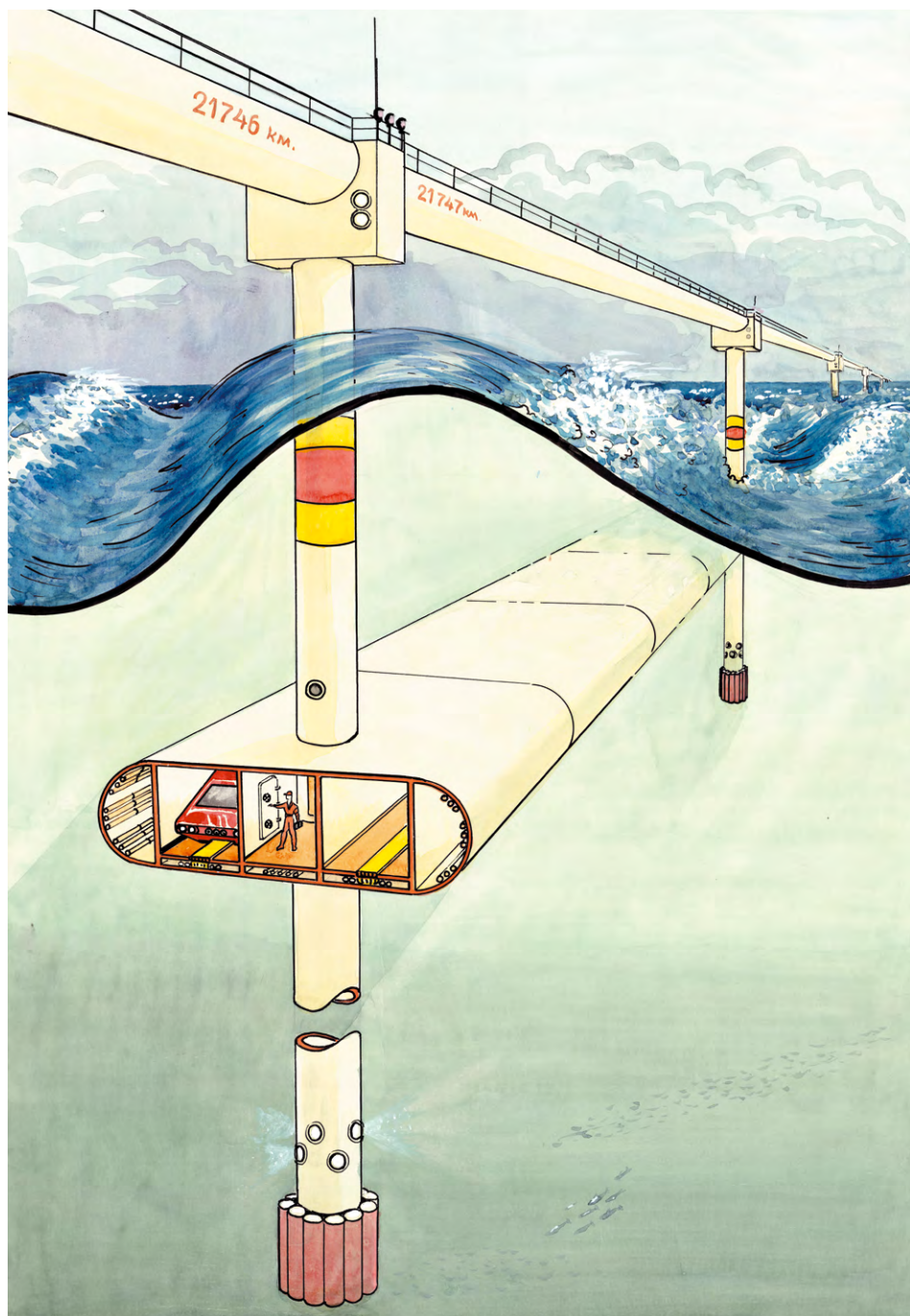


Посадка пассажиров в ОТС, 1980 г.

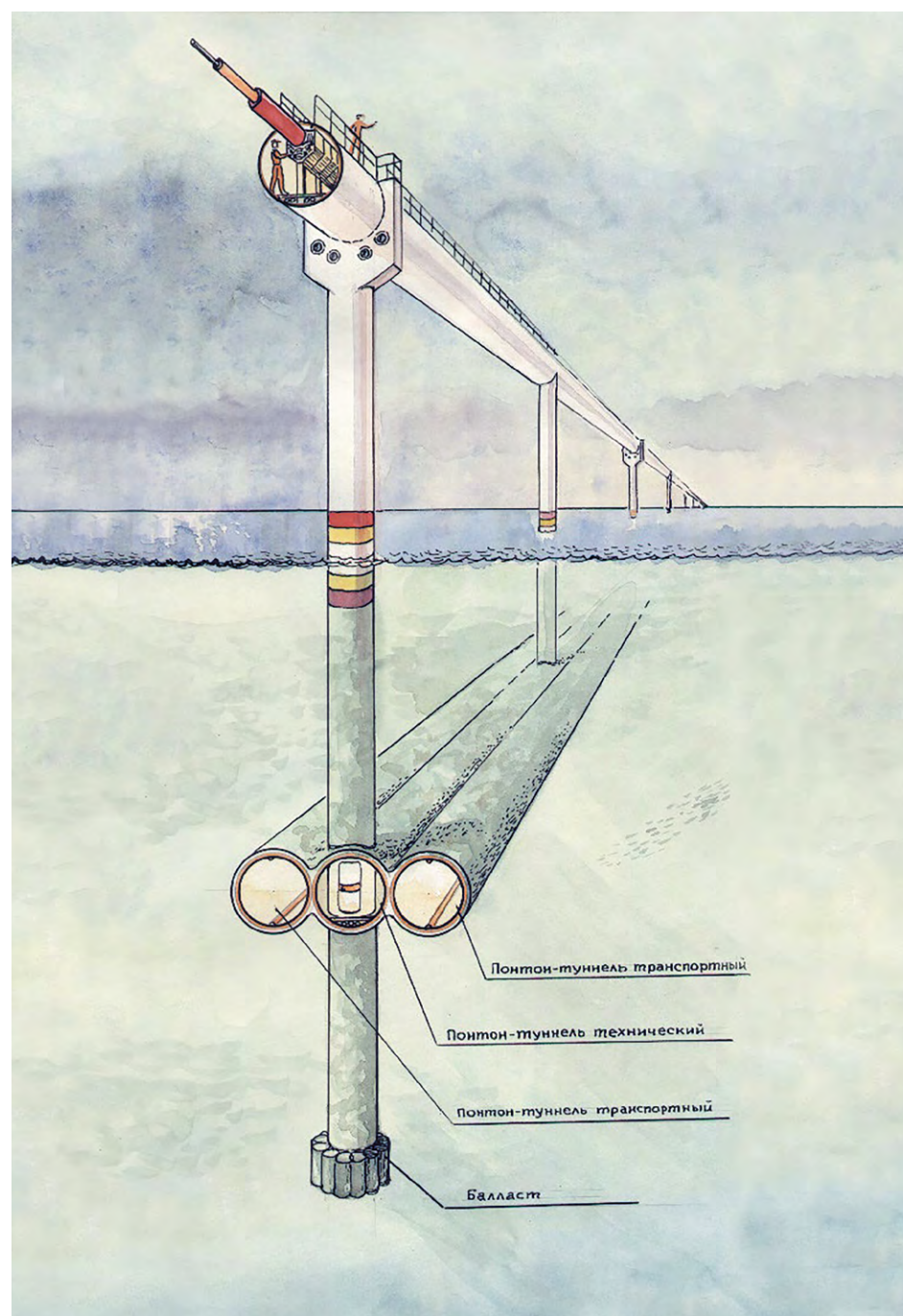
ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ

Показатель	ПАРАМЕТР В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КПД ОТС						
	ОТС с абляционной защитой			ОТС с защитной оболочкой			
	КПД 10%	КПД 50%	КПД 90%	КПД 10%	КПД 50%	КПД 90%	
Потребляемая мощность в процессе разгона ротора в зависимости от грузопотока (в числителе - всего, в знаменателе - на 1 км длины), кВт:	- 100 тыс. т/год	27 млн.	550 тыс.	300 тыс.	1,6 млн.	320 тыс.	180 тыс.
	- 1 млн. т/год	27 млн.	5,5 млн.	3 млн.	16 млн.	3,2 млн.	1,8 млн.
	- 10 млн. т/год	270 млн.	55 млн.	30 млн.	160 млн.	32 млн.	18 млн.
- 100 млн. т/год	2,7 млрд.	550 млн.	300 млн.	1,6 млрд.	320 млн.	180 млн.	
	6800	1400	760	4000	800	450	
Затраты энергии на выведение в космос 1кг грузов:	- кВт·час	240	48	27	140	28	16
	- кг условного топлива	30	6	3,3	17	3,5	2
Себестоимость в долл./кг доставки грузов на орбиту в зависимости от грузопотока:	- 100 тыс. т/год	84	82	82	82	80	80
	- 1 млн. т/год	12	10	10	9,6	8,5	8,4
	- 10 млн. т/год	5,2	3,3	3,1	2,4	1,3	1,2
	- 100 млн. т/год	4,5	2,6	2,4	1,7	0,56	0,44
		68000	14000	7600	40000	8000	4500

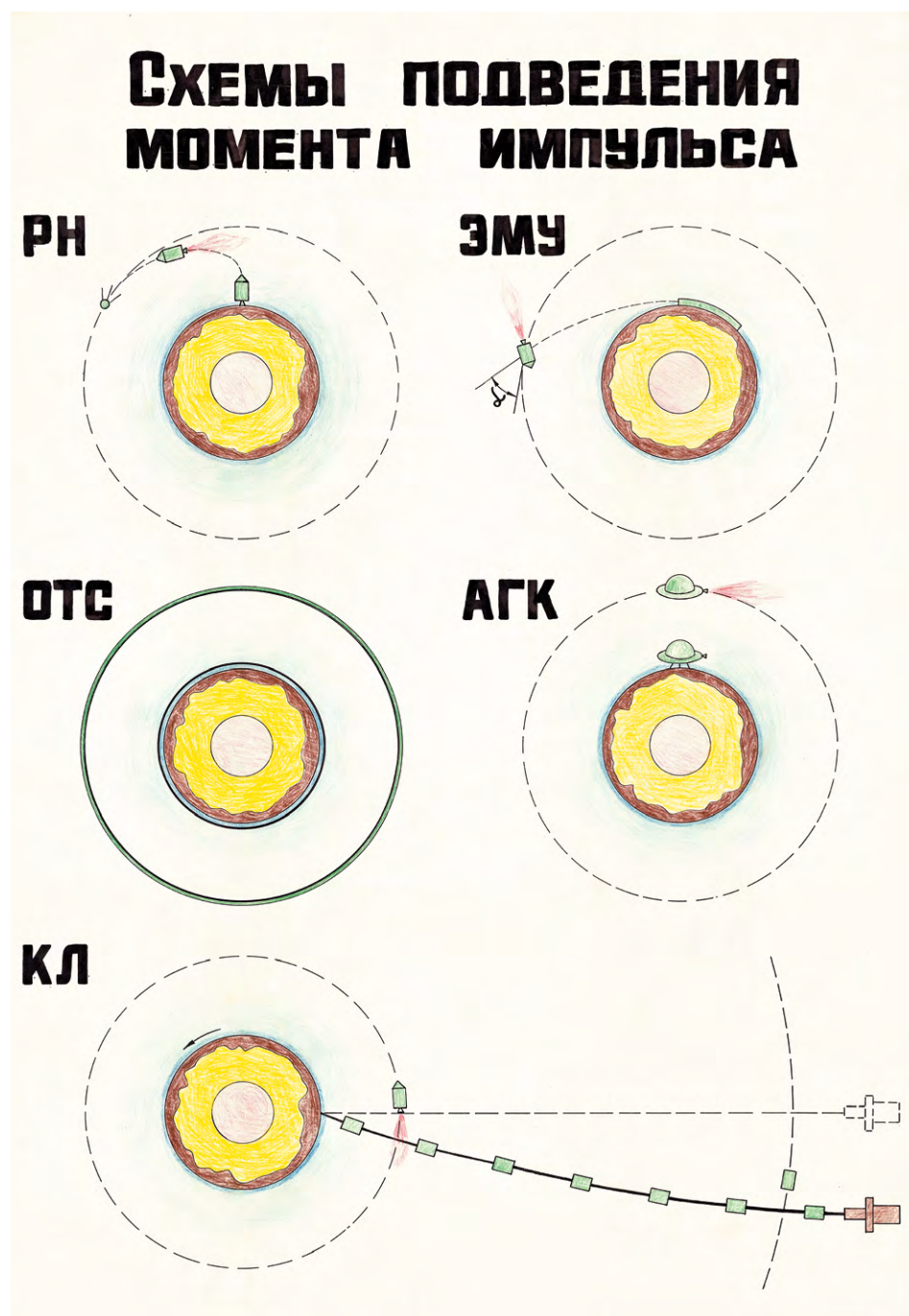
Технико-экономические показатели ОТС, 1980 г.



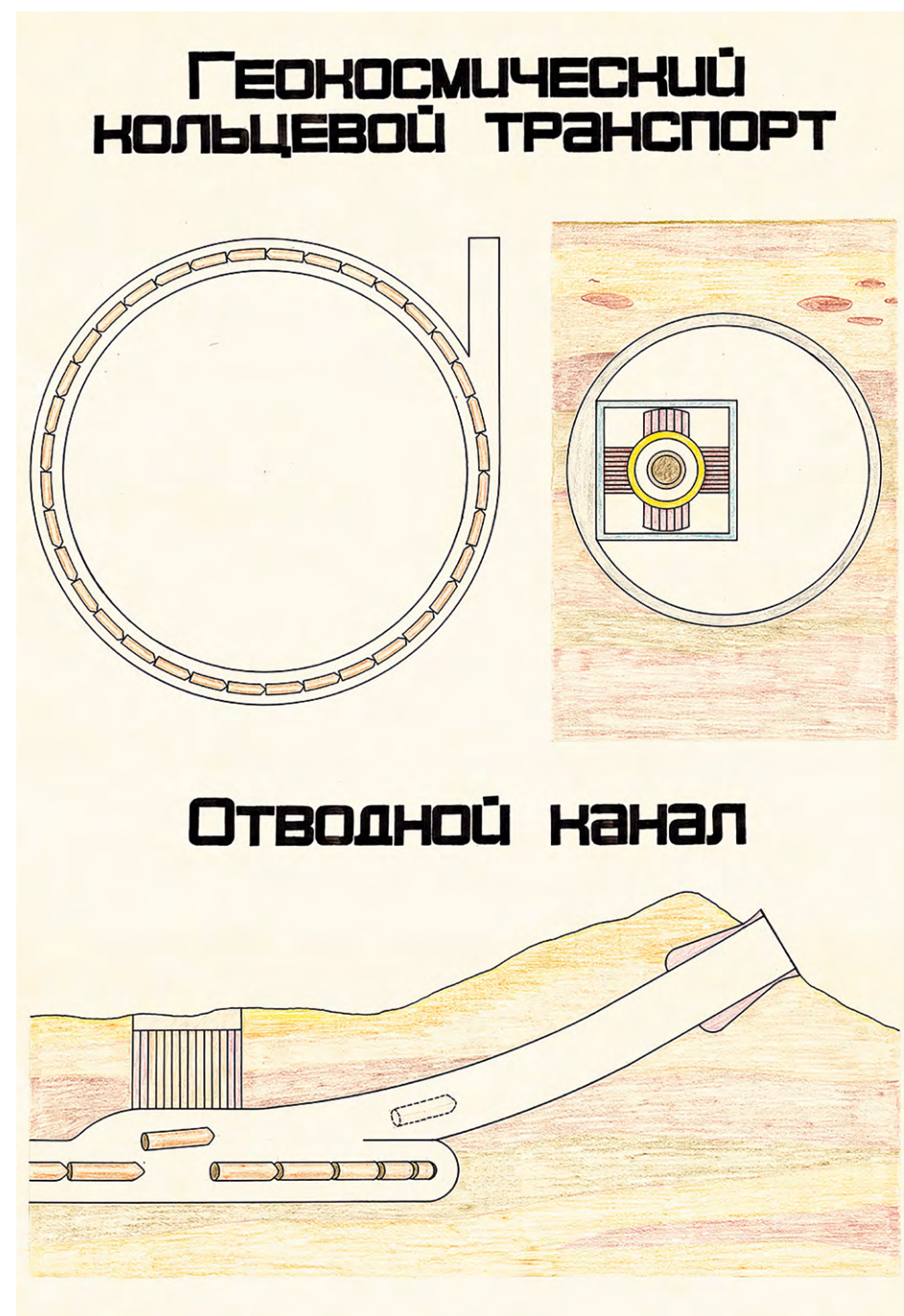
Эстакада ОТС с подводными транспортными туннелями, 1981 г.



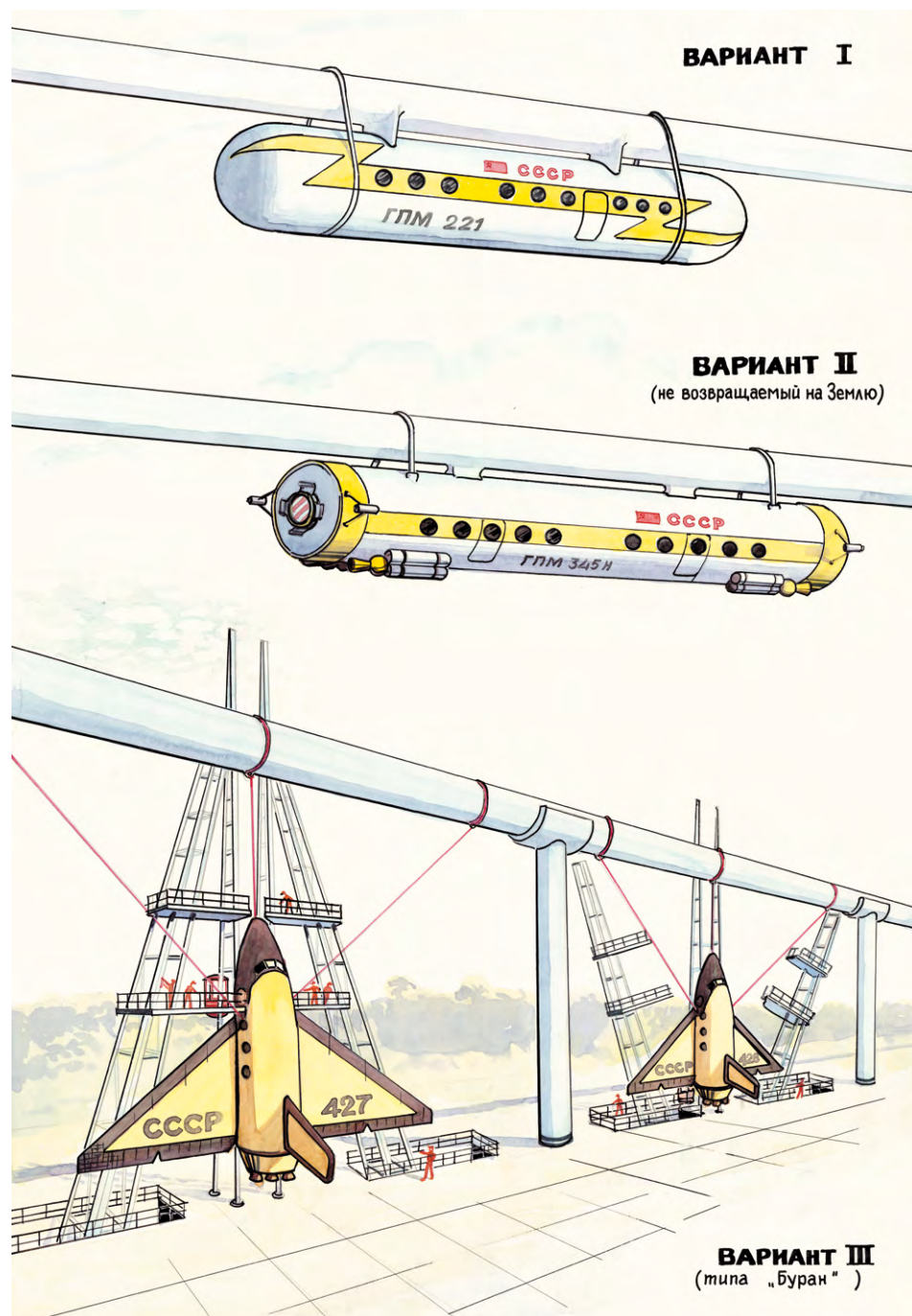
Облегчённый вариант ОТС, 1981 г.



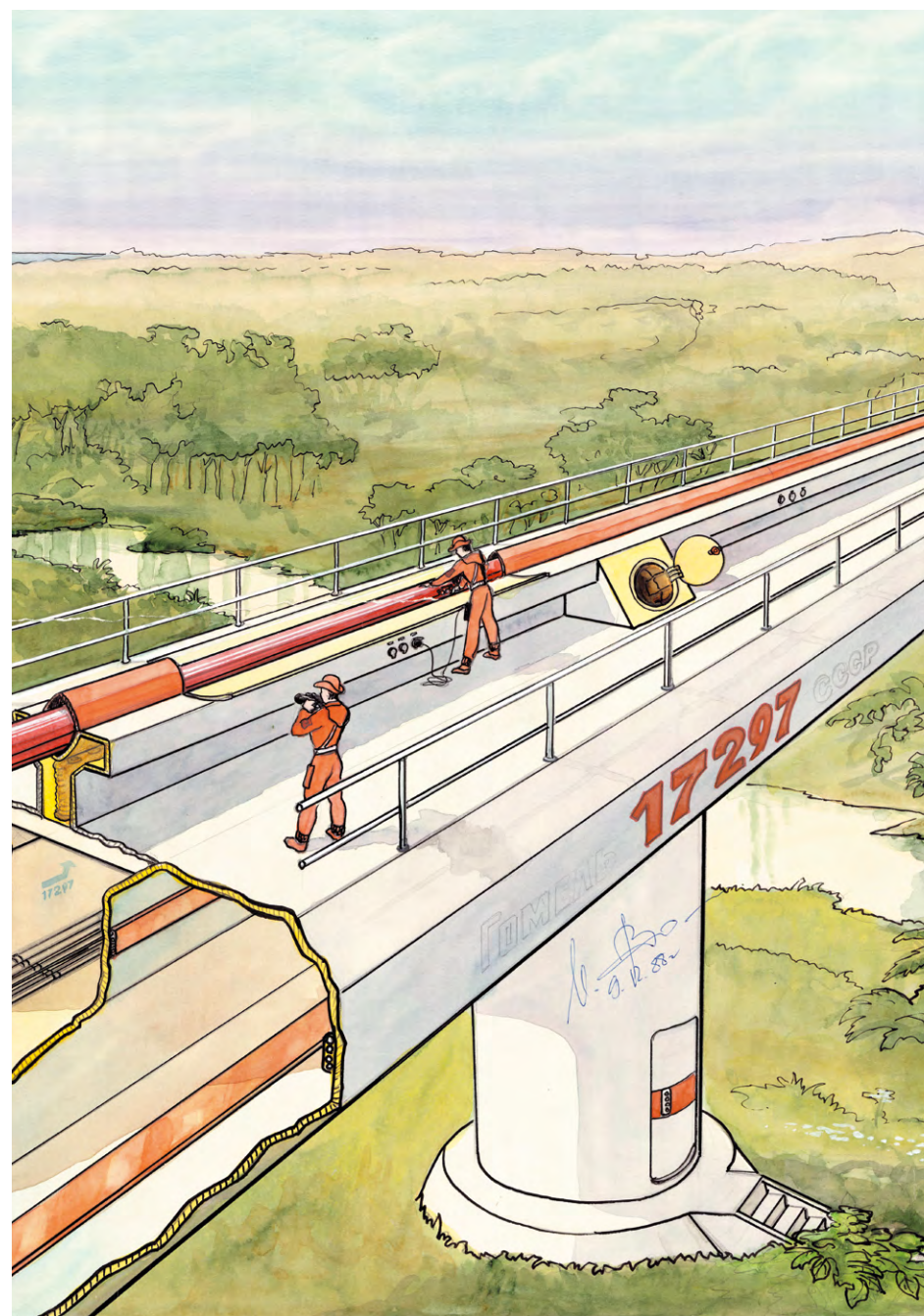
Схемы подведения момента импульса, 1982 г.



Геокосмический кольцевой транспорт – накопитель энергии, 1985 г.



ОТС с различными вариантами подвеса груза, 1986 г.



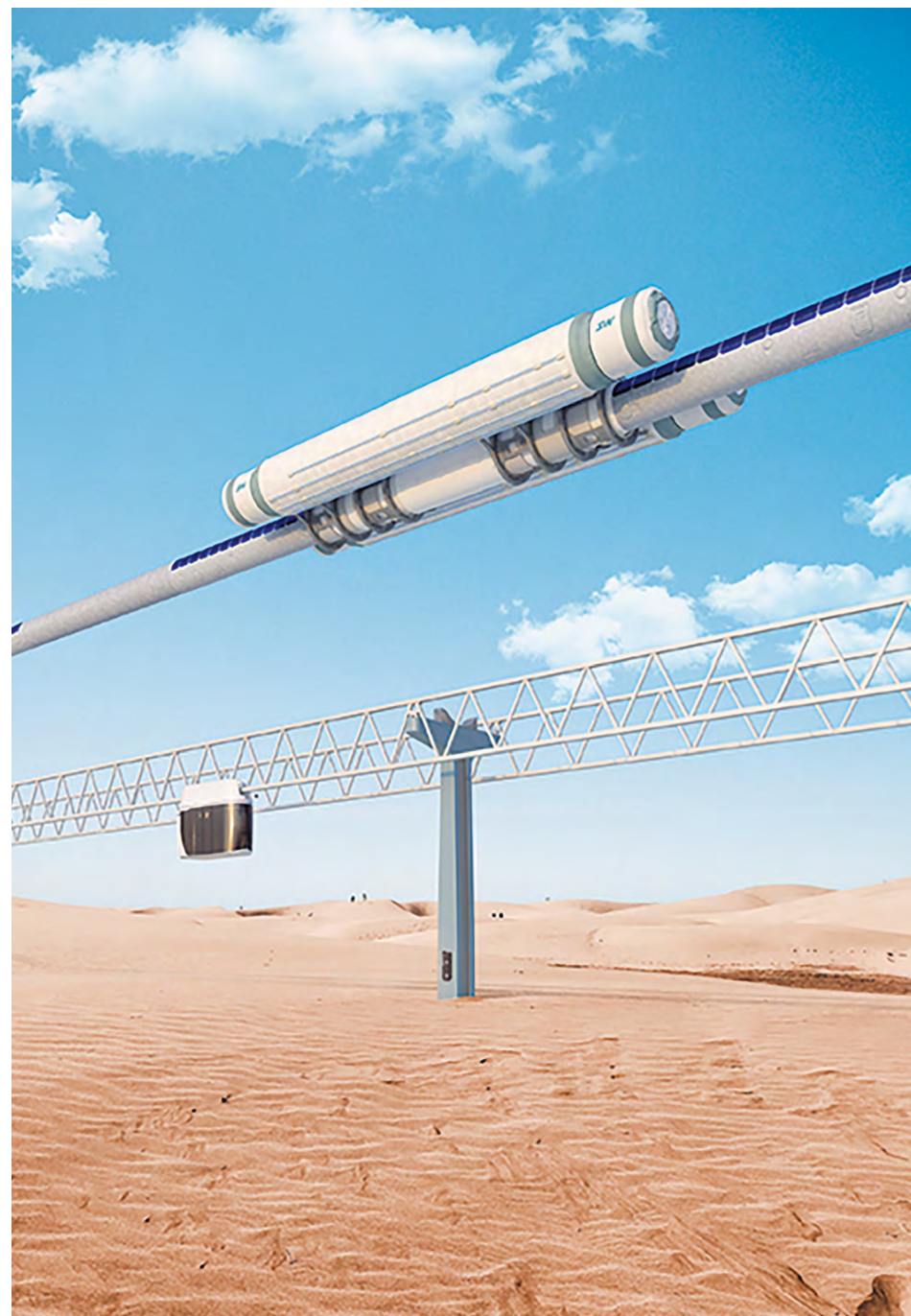
Плакат ОТС с автографом лётчика-космонавта СССР, Героя Советского Союза Игоря Волка, 1988 г.



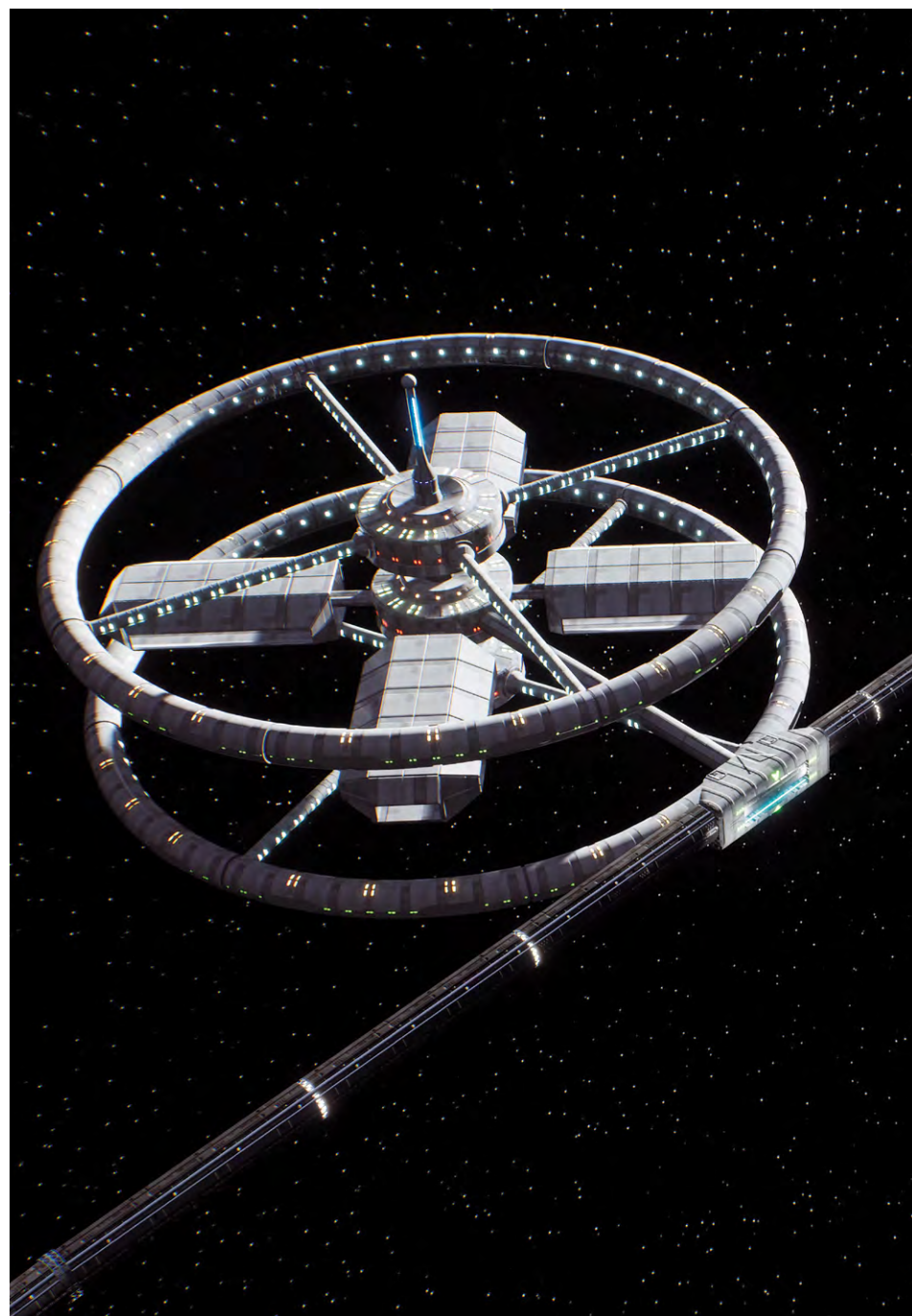
ОТС (визуализация), 2018 г.



ОТС (визуализация), 2018 г.



ОТС (визуализация), 2018 г.



ОТС (визуализация), 2018 г.



ОТС (визуализация), 2018 г.



ОТС (визуализация), 2018 г.

Интеллектуальная
собственность
на геокосмический
транспортно-
инфраструктурный
комплекс
«Общепланетарное
транспортное средство»

342



Интеллектуальная собственность на геокосмический транспортно-инфраструктурный комплекс «Общепланетарное транспортное средство»*

1. Сущность объекта оценки интеллектуальной собственности

Объектом оценки являются исключительные права на интеллектуальную собственность – ноу-хау «Общепланетарное (общепланетное) транспортное средство Юницкого» (ОТС Юницкого).

Ноу-хау «Общепланетарное (общепланетное) транспортное средство Юницкого» – это геокосмический транспортно-инфраструктурный комплекс многоразового использования для безракетного освоения ближнего космоса с целью создания и функционирования околоземной космической индустрии в будущем.

Объект оценки является комплексным, включающим в себя тысячи элементов, компонентов, узлов, блоков, агрегатов, оборудования, технологий и инструментов, как основных, так и вспомогательных, – машиностроительных, промышленных, строительных, инфраструктурных (в том числе создание линейных городов на планете для проживания в достойных условиях миллиардов человек, а также космических поселений на орбите для проживания миллионов человек в условиях, более комфортных, чем на Земле), коммуникационных (в том числе создание коммуникационной – транспорт + энергетика + связь – сети Трансет на базе прорывной технологии SkyWay), сельскохозяйственных (в том числе создание плодородных почв и гумуса для космических поселений), энергетических (в том числе создание нового типа электростанций, как земных, так и космических), информационных, социальных, финансовых, земных и космических, иных, а также их конструктивные, технологические и эксплуатационные особенности и ноу-хау. Объект оценки вобрал в себя

* Данный материал является частью Отчёта № 1709-131 «Об оценке рыночной стоимости исключительных прав на интеллектуальную собственность – ноу-хау «Общепланетарное транспортное средство Юницкого». Оценщик: ООО «Центр делового консультирования», г. Москва. Дата оценки: 01.01.2018. Дата составления документа: 01.03.2018.

результаты более чем 40-летней интеллектуальной, творческой, научной, экспериментальной и производственной деятельности инженера, учёного и предпринимателя, автора и владельца данной интеллектуальной собственности Анатолия Эдуардовича Юницкого, подтверждённой многочисленными патентами на изобретения (более 150), множеством научных работ (более 100) и монографий (более 20), научно-популярных статей (более 200), технических, технологических, конструктивных и инженерных ноу-хау (более 100) и прочих результатов.

С юридической точки зрения объект оценки представляет собой интеллектуальное право на результаты интеллектуальной деятельности и приравненные к ним средства индивидуализации, которые включают в себя исключительное право, являющееся имущественным правом.

2. Предпосылки создания объекта оценки

Проект ОТС разработан А.Э. Юницким более 40 лет назад и за это время многократно исследован и проверен расчётными методами, которые подробно изложены в научно-популярных публикациях автора («Пересадочная, космическая, кольцевая» в научно-популярном журнале «Изобретатель и рационализатор», № 4, 1982 г.; «В космос... на колесе» в научно-популярном журнале «Техника – молодёжи», № 6, 1982 г.; «Спасательный круг планеты» в общественно-политическом бюллетене «Век XX и мир», № 5, 1987 г. и др.) и в научных монографиях («Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе» – Гомель: Инфотрибо, 1995. – 337 с.: ил.; «Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе» – Минск: Беларуская навука, 2017. – 379 с. – ISBN 978-985-08-2162-1 и др.).

Самостоятельное развитие получила самая затратная часть проекта ОТС – транспортно-коммуникационная эстакада, охватывающая планету в плоскости, параллельной экватору, которую автор развивает в настоящее время как самодостаточный продукт, отпочковавшийся от ОТС, под брендом SkyWay – наземные транспортно-инфраструктурные грузовые, городские и междугородные высокоскоростные комплексы. Демонстрационно-сертификационный центр инновационных технологий SkyWay создан в 2015–2018 гг. в г. Марьяна Горка (Республика Беларусь).

3. Планета – для жизни, космос – для промышленных технологий

Человечество не имеет опыта промышленного освоения околоземного космического пространства. Да и какой должна быть космическая индустрия? Каковы её функции, каковы объёмы и виды вырабатываемой продукции?

Где в основном будет потребляться эта продукция: в космосе или на Земле? Вопросов может быть задано множество. И сегодня на них невозможно дать однозначные ответы. Всё будет зависеть от тех конкретных путей развития, какие изберёт наша земная цивилизация, вставшая на технократический путь развития десятки тысяч лет назад. При этом мы, ныне живущие, не выбирали в прошлом именно это направление интеллектуального развития нашей цивилизации, и нам не дано этот вектор изменить в будущем.

Первобытные технологи, выделывавшие шкуры и готовившие пищу на костре в своём доме, в 20 лет умирали от рака лёгких. Пока не догадались вынести эти технологии за пределы своего дома – пещеры.

Прошли десятки тысяч лет. И вот современные технологи с ожесточением спорят, в каком из углов одной комнаты нашего общего дома под названием «Биосфера» нужно строить атомную электростанцию, а в каком – хоронить на тысячи лет её радиоактивные отходы? Где плавить миллиарды тонн стали и добывать ещё больше угля, нефти и природного газа, а затем где и как их сжигать? Куда выбрасывать углекислый газ и как «безопасно» разрушать крышу нашего дома – озоновый слой? И получать за это даже Нобелевские премии. Да и вообще, как «экологически чисто» нанести максимальный ущерб не только в углах, но и в самом центре этой большой биосферной комнаты, не спрашивая мнения большинства жильцов общего дома – не только стран третьего мира, но и тварей бессловесных под названием «флора» и «фауна».

Выход один. Необходимо проявить смекалку и мужество первобытного человека – вынести экологически опасные производства за пределы своего дома. В данном случае – за пределы земной биосферы, в ближний космос. Следует разделить в пространстве созданную Богом биосферу и созданную Человеком разумным техносферу – других мест на планете просто не существует.

В космосе – идеальные условия для самых современных технологий: невесомость и глубокий вакуум. Там круглогодично, днём и ночью вот уже 5 млрд лет работает природный экологически чистый термоядерный реактор под названием «Солнце», который без всяких побочных эффектов типа «Чернобыль» обеспечит внеземную индустрию энергией на миллионы лет последующего развития. Там бесконечные сырьевые, энергетические, технологические и пространственные ресурсы.

Экологических проблем с биосферных позиций в космосе не существует – мёртвые индустриальные отходы не смогут изменить экологию такой же мёртвой среды. Даже взрывы сверхновых звёзд, сметающие соседние звёздные системы, – что трудно себе вообразить – там обычное дело. Как и сверхмассивные чёрные дыры, способные поглотить галактику.



Рисунок 1 – Общепланетарное транспортное средство во время подъёма в космос (визуализация)

Да и что в космосе может изменить завод, выплавляющий какой-то миллиард тонн пеностали в год, которая будет легче воды, но прочнее обычной стали и прослужит человечеству на Земле без следов коррозии сотни лет? Или завод, производящий несколько тысяч тонн уникальных лекарств, которые могут быть получены только в условиях невесомости?

Объективные причины должны в будущем переместить сферу земного материального производства почти целиком в космос. В то же время человечество как биологический вид живых организмов на нашей планете является продуктом нескольких миллиардов лет эволюции именно в земных условиях. Мы идеально «подогнаны» к земной силе тяжести, земной атмосфере, магнитному и электрическому полям Земли, земной воде и земным продуктам питания и ещё многому другому земному, о чём даже не подозреваем, но без чего не сможем существовать не только сегодня, но и в обозримом будущем. Нигде в огромной Вселенной для нас, землян, не может быть более подходящих условий, чем на нашей прекрасной Голубой планете*. Поэтому основной потребитель продукции космической индустрии,

* Безусловно, освоив космическое пространство как новую среду обитания с условиями, принципиально отличающимися от земных, часть человечества, пожелавшая жить в космосе, со временем преобразует себя под эти условия. Правда, в отличие от рыбы, в доисторические времена вышедшей на сушу, что в итоге привело к появлению на планете и человека, космический человек будет эволюционировать сознательно. Но это слишком отдалённая перспектива, которая пока не поддаётся разумному осмыслению.

а это миллиарды человек, будет находиться на Земле. Именно по этой причине грузопоток на трассе Земля – Орбита – Земля должен составлять миллионы, а со временем и миллиарды тонн грузов в год, если в космосе станет ежегодно производиться хотя бы по 100 кг промышленной продукции на душу земного населения.

За всю историю ракетной космонавтики на орбиту, а это в среднем высота 300–400 км, выводилось не более 400–500 тонн грузов ежегодно. Такую же транспортную работу – до 500 тонн в год на расстояние 300 км – на планете выполнит одна лошадь, запряжённая в хорошую телегу. Однако как одна-единственная телега не сможет сегодня обслуживать транспортные нужды более 7 млрд человек (для этого попробуем мысленно убрать с планеты весь транспорт, кроме одной телеги), так и в будущем одна-единственная «космическая телега» не в состоянии удовлетворить нужды космической индустрии, завязанной на потребности миллиардов землян. Да и чрезвычайно дорого это будет: при общих затратах, превысивших за 60 лет космической эры 2 трлн USD (телега, выполненная в виде бриллианта, стоила бы значительно дешевле), доставка тонны груза на орбиту ракетносителями обходится около 10 млн USD. Кроме того, уже подсчитано, что порядка 100 запусков в год тяжёлых ракетносителей типа американского «Спейс Шаттла» (это не свыше 2000 тонн грузов в год) приведут к необратимым негативным экологическим изменениям, в том числе и в озоновом слое планеты. Не лучше в данном плане и российский ракетноситель «Протон-М», заправленный сотнями тонн высокотоксичного топлива (гептила) – веществом, ещё более ядовитым, чем цианистый калий.

Не спасёт положение и «космический лифт», разрабатываемый в наши дни специалистами американского космического агентства НАСА (идея лифта принадлежит российскому учёному К. Циолковскому и российским инженерам Ю. Арцутанову и Г. Полякову). Самонесущий лифт-трос длиной более 40 тыс. км и массой не менее 1 млн тонн из сверхпрочного материала (прочнее стали в сотни раз), закреплённый на экваторе планеты одним концом, сможет ежегодно доставлять на орбиту не более 2,5 тыс. тонн различных грузов. То есть это будет всего пять «космических телег», таких же баснословно дорогих – «бриллиантовых».

Мы не знаем, каким образом будет развиваться техника в грядущем, и космическая в том числе, как не знаем и предстоящих открытий. Подобные предсказания – неблагоприятная, да и, в общем-то, бессмысленная затея. Для того чтобы убедиться в сказанном, достаточно вспомнить наивные научные прогнозы 50- или 100-летней давности. Единственное, что можно утверждать с полной уверенностью, – какой бы эта техника ни была, она будет подчиняться фундаментальным законам физики нашего реального мира (а не виртуального голливудского). Такие природные законы,



Рисунок 2 – Общепланетарное транспортное средство на Земле (визуализация)

многочисленные проверенные практикой, останутся справедливыми во все времена. В области механики к их числу относятся четыре закона сохранения, к которым могут быть сведены все остальные частные законы сохранения, а именно: энергии, импульса, момента импульса и движения центра масс системы. По этим законам спроектирован весь современный транспорт – телеги, велосипеды, автомобили, поезда, корабли, самолёты, вертолёты, ракеты. И будущий космический транспорт не станет исключением.

4. Количественные и качественные характеристики объекта оценки

4.1. Общая характеристика ОТС

Оптимизация космической транспортной системы, исходя из фундаментальных законов физики, в 1977 г. привела инженера Анатолия Юницкого к созданию идеального решения – Общепланетарного транспортного средства (ОТС).

Ноу-хау «Общепланетарное транспортное средство Юницкого» – это геокосмический транспортно-инфраструктурный комплекс многоразового использования для безракетного освоения ближнего космоса с целью создания и функционирования околоземной космической индустрии в будущем.

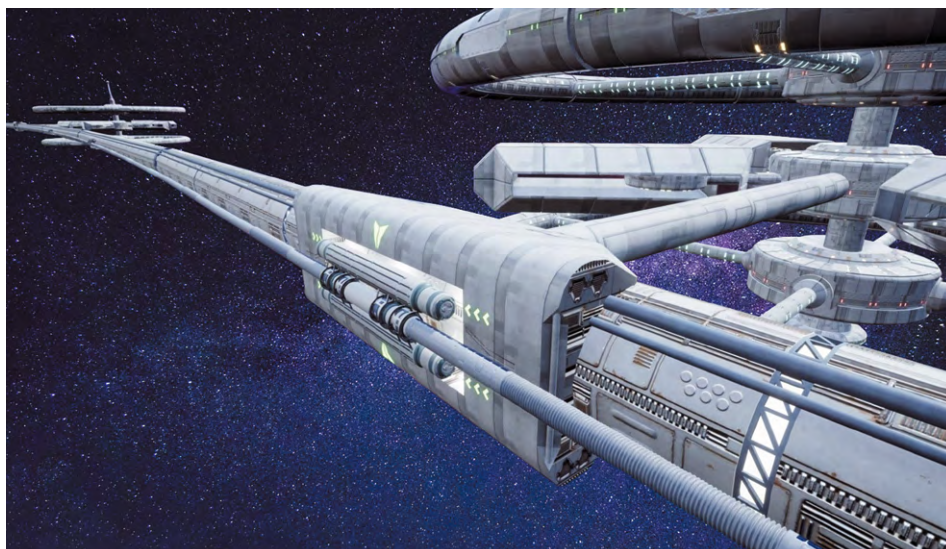


Рисунок 3 – Стыковка Общепланетарного транспортного средства с орбитальным индустриальным кольцом (визуализация)

Инженером Юницким разработаны принципиально новые:

- Общепланетарное транспортное средство, включая принцип действия, основанный на выполнении основных законов сохранения (энергии, импульса, момента импульса и др.), компоновочную структуру и связи между узлами и компонентами, динамику выхода ОТС в космическое пространство в экваториальной плоскости Земли и возможности его маневрирования относительно плоскости экватора;
- устройство и принцип действия ускорителя для разгона ротора ОТС в вакуумном канале;
- линейный электродвигатель для разгона ротора до космических скоростей;
- стартовая эстакада вокруг планеты для прохождения по суше и морю, совмещённая с высокоскоростным наземным транспортом, в том числе в специально выполненной форвакуумной трубе;
- социальные, экономические, финансовые, ресурсные, геополитические и философские аспекты по обоснованию неизбежности вынесения экологически опасной составляющей земной индустрии на околоземную орбиту и переходу земной технократической цивилизации на новый этап постиндустриального развития – космический этап – с широкомасштабным использованием космических технологических возможностей

(невесомость, глубокий вакуум и др.), а также пространственных, энергетических, сырьевых и иных ресурсов;

- научное обоснование того, что у земной технократической цивилизации уже сегодня есть все необходимые ресурсы для реализации этого самого амбициозного проекта за всю историю человечества (а именно: финансы, технологии, материалы, конструкции, узлы и оборудование, энергетические мощности и др.), но отсутствует воля и понимание несомненности и неизбежности данного шага по спасению цивилизации от техносферы, занявшей ту же нишу на планете, что и биосфера. Поэтому деградация последней, вплоть до полного уничтожения, в том числе и её человеческой (биологической) составляющей, неминуема;

- обоснование того, что до точки невозврата земной технократической цивилизации осталось два-три поколения, после чего её деградацию и угасание невозможно будет остановить;

- иное.

Один-единственный самонесущий летательный аппарат*, выполненный в виде тора с поперечным сечением в несколько метров, охватывающий планету в плоскости, параллельной экватору, сможет выводить за один рейс на орбиту порядка 10 млн тонн грузов и до 10 млн пассажиров**. При стоимости доставки на орбиту до 1000 USD за тонну. То есть стоимость пассажирского билета на орбиту будет в пределах 100 USD, при комфорте путешествия, превышающем комфорт в современных поездах.

Общепланетарное транспортное средство – единственное техническое решение, в котором транспортная система способна выводить грузы на различные круговые экваториальные орбиты без использования реактивных двигателей***. И единственное решение, где для выхода в космос может быть применён самый экологически чистый «принцип барона Мюнхгаузена», так как в процессе функционирования ОТС положение его центра масс не меняется в пространстве. Поэтому ОТС может выходить в космос, используя лишь внутренние силы системы, без какого-либо энергетического, механического, химического и других видов взаимодействия с окружающей средой, то есть будет предельно экологически чистым. Более того, при грузопотоке «Космос – Земля», превышающем

* См., например, научную монографию А. Юницкого «Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе» по адресу: http://www.yunitskiy.com/author/2017/2017_56.pdf.

** Для того чтобы выполнить такую же по объёму транспортную работу, которую ОТС осуществит всего за один рейс, современной космонавтике понадобилось бы порядка 100 тыс. лет. То есть запуски первых американских космических челноков должны были начаться в доисторические времена, примерно тогда, когда неандертальцы научились добывать огонь.

*** См., например, статью А. Юницкого «Спасательный круг планеты» в общественно-политическом бюллетене «Век XX и мир», № 5 за 1987 г., по адресу: <http://www.yunitskiy.com/news/1987/news19870512.htm>.

обратный грузопоток «Земля – Космос», ОТС сможет функционировать в режиме «вечного двигателя». Избыточной кинетической и потенциальной энергии космического груза, доставляемого на планету, будет достаточно для последующего старта ОТС с планеты на орбиту*.

Только растянутая нить, имеющая бесконечно малые поперечные размеры по отношению к длине (соотношение 1 : 10 000 000), может быть устойчивой самонесущей конструкцией. Поэтому ОТС является разновидностью струнных транспортных технологий – иначе на орбите это «колесо» диаметром более 12 тыс. км, имеющее в поперечнике размер всего несколько метров, потеряло бы устойчивость. Именно от данного проекта в том же 1977 г. и «отпочковался» SkyWay – наземный струнный транспорт Юницкого. В процессе оптимизации автор упрощал и удешевлял эстакаду, с которой должно было стартовать в космос ОТС. Оптимизация и привела к предварительно напряжённой – растянутой – конструкции эстакады, на которую оставалось только поставить рельсовый автомобиль (юнибус) и снабдить её соответствующими струнными рельсами.

4.2. Строительство ОТС

Создание Общепланетарного транспортного средства включает в себя три основных направления (этапа), осуществляемых параллельно.

1. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по:

- стартовой экваториальной эстакаде «5 в 1», совмещённой с транспортной системой SkyWay;
- инфраструктуре – транспортной, логистической, промышленной, жилой, энергетической и информационной;
- общепланетарному транспортному средству;
- транспортно-инфраструктурному и промышленному комплексу на орбите, включающему новые космические отрасли: промышленную, жилую, энергетическую и информационную.

2. Подготовка и создание (строительство) экваториальной стартовой эстакады «5 в 1», совмещённой с транспортной системой SkyWay, а также зданий, сооружений, инфраструктуры (промышленные и жилые комплексы, электростанции, линии электропередач, системы управления и связи, иное).

3. Изготовление и монтаж Общепланетарного транспортного средства (протяжённость – 40 076 км; общая масса, без полезной нагрузки, – 30 млн тонн), пусконаладочные работы.

Весь комплекс работ, связанных с созданием ОТС, планируется выполнить за 20 лет – к 2038 г.

* Каждая «лишняя» тонна груза, экологически чисто спущенная с орбиты на поверхность Земли, по выработке энергии эквивалентна сжиганию около 2 тонн нефти.



Рисунок 4 – Общепланетарное транспортное средство, совмещённое с транспортной системой SkyWay (визуализация)

Стоимость создания ОТС и сопутствующих работ по 2037 г. включительно представлена в таблице 1.

Следует отметить, что максимум будущих ежегодных затрат, равный 260 млрд USD, приходящийся на период 2032–2037 гг., примерно в два раза меньше нынешнего годового военного бюджета США. Это также свидетельствует о том, что программу ОТС смогут реализовать в одиночку, исходя из своих бюджетов в эти годы, такие страны, как США, Китай, Россия, Индия и даже Бразилия.

Общая стоимость строительства ОТС сопоставима с возможными мировыми расходами в 2030 г. на традиционные космические программы с использованием ракетносителей.

4.3. Условия выхода ОТС на околоземную орбиту

Предпосылки

Искусственный спутник Земли, находящийся на орбите высотой h_0 , имеет первую космическую скорость для данной высоты, и все его элементы находятся в состоянии невесомости.

ОТС, вышедшее на орбиту высотой h_0 , должно находиться в состоянии равновесия (не подниматься и не опускаться), поэтому, в целом, должно быть невесомым, то есть пребывать в состоянии невесомости.

Таблица 1 – Стоимость создания ОТС и сопутствующих работ

Год	Затраты по годам, млрд USD			Итого, млрд USD
	НИОКР по экваториальной эстакаде «5 в 1», инфраструктуре, ОТС, иное	Создание стартовой экваториальной эстакады SkyWay «5 в 1» и наземной жилой и промышленной инфраструктуры (здания, сооружения, электростанции, ЛЭП, линии связи, иное)	Создание (сооружение) ОТС	
2018	0,1	-	-	0,1
2019	0,2	-	-	0,2
2020	0,3	-	-	0,3
2021	0,4	-	-	0,4
2022	1	-	-	1
2023	2	1	-	3
2024	3	2	-	5
2025	4	3	-	7
2026	5	4	2	11
2027	6	10	3	19
2028	7	50	5	62
2029	8	80	15	103
2030	9	150	50	209
2031	10	150	75	235
2032	10	150	100	260
2033	10	150	100	260
2034	10	150	100	260
2035	10	150	100	260
2036	10	150	100	260
2037	10	150	100	260
Всего	116	1350	750	2216

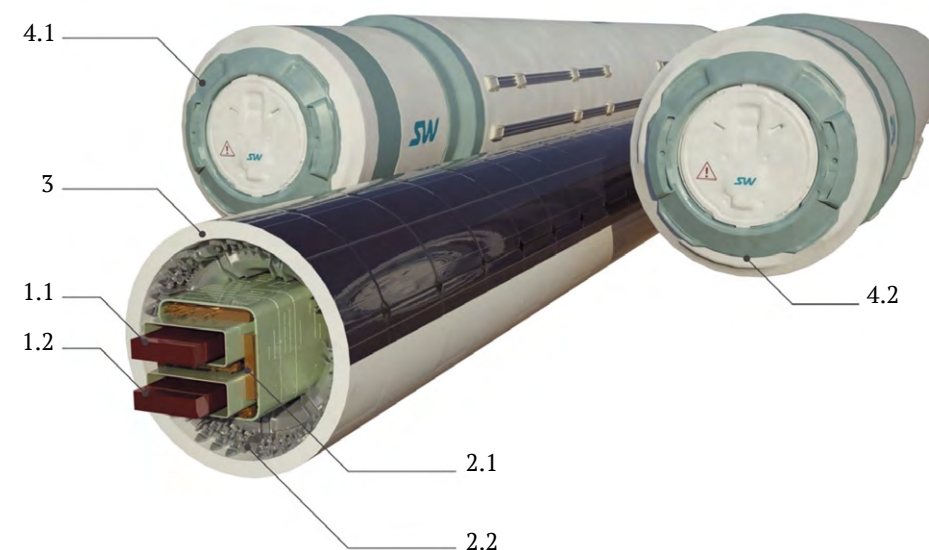


Рисунок 5 – Конструкция ОТС (вариант): ленточные маховики 1.1 и 1.2; системы привода 2.1 и 2.2, находящиеся внутри корпуса 3; внешние отсеки (капсулы) 4: пассажирские 4.1 и грузовые 4.2 (визуализация)

Оптимальным вариантом функционирования ОТС будет тот, в котором все его линейные элементы (охватывающие планету) будут находиться в состоянии невесомости*. Таким образом, каждый элемент ОТС должен иметь на орбите первую космическую скорость V_1 .

Поскольку при подъёме ОТС в космос необходимо не только поднять его на высоту h_0 , но и разогнать его корпус вокруг планеты до первой космической скорости**, то это станет возможным только при отталкивании от лент маховиков согласно закону сохранения момента количества движения замкнутой системы***.

Предстартовая подготовка ОТС

Перед стартом ОТС линейные маховики 1.1 и 1.2 (рисунок 5) должны иметь достаточный запас кинетической энергии, чтобы поднять всю систему

* Возможен вариант, когда элементы имеют вес, противоположно направленный. Например, один маховик движется с более высокой скоростью, чем первая космическая, а второй – с меньшей; и они по вертикали друг друга уравновешивают.

** При том что во время старта лежащее на эстакаде ОТС было неподвижным относительно поверхности Земли, то есть корпус ОТС имел скорость движения (вращения) экваториальных точек планеты, равную 465,1 м/с.

*** Использование внешних источников импульса для получения орбитальной скорости корпуса, например, реактивных двигателей, неприемлемо с экологической точки зрения.

массой в десятки миллионов тонн на заданную орбиту, с учётом всех последующих потерь энергии:

- аэродинамического сопротивления на атмосферном участке;
- потерь в магнитной подушке и линейных электродвигателях;
- затрат энергии на растяжение (увеличение) длины кольца ОТС по мере набора высоты и увеличения его диаметра;
- затрат энергии на подъём системы (ОТС) на высоту h_0 ;
- потерь энергии при обратном спуске на планету (если будет отсутствовать дозаправка энергией на орбите и на этапе спуска);
- иных.

Далее включают систему магнитного подвешивания маховиков, а линейные электродвигатели (привод) ОТС подключают к внешним источникам электрической энергии. Ленты маховиков, не испытывающие сопротивления (они находятся в вакууме), приходят в движение вдоль вакуумного канала и, соответственно, вдоль корпуса, а также во вращение вокруг планеты с осью вращения, проходящей через центр масс Земли. По мере набора скорости маховики накапливают необходимое количество кинетической энергии и количество движения (момент количества движения), которые требуются для выхода ОТС на заданную орбиту с заданной орбитальной скоростью*.

Здесь проявляется одно из основных преимуществ ОТС, выполненного в виде кольца, охватывающего планету, – бесконечный путь разгона маховиков, то есть бесконечное время зарядки ОТС необходимой энергией. Например, ракета имеет конечный путь разгона (несколько сотен километров) за конечное время (несколько минут), поэтому мощность привода тяжёлой ракеты-носителя (суммарная мощность всех её реактивных двигателей) составляет величину порядка 100 млн лошадиных сил**, хотя ракета выводит на орбиту за один рейс не более нескольких десятков тонн полезной нагрузки, разгоняя её до первой космической скорости. А теперь представьте себе, что время запитки энергией составляет не несколько минут, а в тысячи раз больше – несколько суток. При этом КПД электропривода ОТС будет не менее 95 % – в сто раз выше, чем у ракеты***.

* Например, на высоте 300 км в плоскости экватора первая космическая скорость равна 7728 м/с; на высоте 500 км – 7615 м/с.

** Трудно себе представить табун лошадей в 100 млн голов.

*** С учётом всех потерь энергии на приготовление топлива (например, жидкого кислорода и жидкого водорода, их охлаждение и поддержание криогенных температур), горение топлива в реактивном двигателе, аэродинамику и другие процессы, а также утерь первых ступеней ракеты-носителя, на производство которых затрачено много энергии, общее энергетическое КПД ракеты составляет менее 1 %.



Рисунок 6 – Общепланетарное транспортное средство во время посадки на эстакаду (визуализация)

Поэтому при той же мощности привода, что и у ракеты (порядка 100 млн кВт), в космос можно будет выводить за один рейс не тонны, а миллионы тонн грузов, то есть в миллион раз больше*.

Возможны различные конструктивные и эксплуатационные характеристики ОТС с маховиками различных масс (с равными массами; или один маховик – более тяжёлый, а другой – более лёгкий), различными режимами стартового разгона ленточных маховиков (оба маховика разгоняются на планете в одну сторону либо один – в одну, другой – в другую сторону) и т. д.

В любом случае, когда лента маховика, охватывающая планету, достигнет в вакуумном канале первой космической скорости**, она станет невесомой. При увеличении скорости маховика центробежная сила, действующая по вертикали (от центра Земли по её радиусу), превысит вес маховика,

* Таким образом, один рейс ОТС заменит миллион запусков тяжёлых ракет типа американских «Спейс Шаттлов», хотя уже давно подсчитано, что 60–80 запусков шаттлов в год полностью уничтожат озоновый слой нашей планеты. Иными словами, на то, что способно сделать за один рейс ОТС, ракетной технике понадобится не менее 100 тыс. лет. А поскольку за один год ОТС способно сделать не менее 10 рейсов на орбиту и обратно, то транспортная работа ОТС при тех же энергетических мощностях эквивалентна миллиону лет работы традиционного транспортно-космического комплекса всего человечества. То есть, чтобы вынести земную индустрию в космос в XX веке (а это сотни миллионов тонн грузов), «Спейс Шаттлы» следовало начать запускать несколько миллионов лет назад, ещё до эпохи неандертальцев.

** На нулевой высоте в плоскости экватора первая космическая скорость равна 7908 м/с; на высоте 400 км – 7671 м/с.

то есть будет пытаться оторвать его от планеты. Когда центробежные силы от ленточных маховиков превысят вес ОТС (например, равный 1000 кгс/м), то вся система станет условно невесомой*, так как ОТС, вес которого окажется равным нулю, не будет давить на эстакаду. Если разогнать маховики до ещё большей скорости, то появится избыточная подъёмная сила, действующая вертикально вверх на каждый погонный метр транспортного средства, достаточная для подъёма на заданную орбиту всего комплекса ОТС вместе с полезной нагрузкой.

Для выполнения всей транспортной работы по выходу на заданную орбиту (например, на высоту 500 км) два маховика ОТС, имеющие суммарную снаряжённую массу 20 млн тонн (500 кг/м), в общей сложности должны запасти кинетическую энергию порядка $1,25 \times 10^{18}$ Дж (примерно $3,5 \times 10^{11}$ кВт·ч). С учётом потерь и затрат энергии при выходе на орбиту (в частности, из-за КПД линейных электродвигателей порядка 95 %) первоначальные запасы энергии должны быть на 15–20 % больше, то есть станут равны примерно $1,5 \times 10^{18}$ Дж ($4,2 \times 10^{11}$ кВт·ч). Тогда при мощности подключения ОТС во внешнюю энергосистему (энергосистему планеты), равной 100 млн кВт** (или примерно 2,5 кВт на метр длины системы), время первоначальной зарядки геокосмического транспортного комплекса – разгон ленточных маховиков до расчётной скорости – составит 420 ч (17,5 сут).

После того как ленточные маховики наберут расчётную скорость, ОТС общей массой 40 млн тонн, из которых 20 млн тонн приходятся на маховики, готово к взлёту. Но оно удерживается от подъёма по всей своей длине с помощью специальных стопорных замков, установленных на опорах эстакады. После погрузки грузов и размещения пассажиров в подвесных гондолах замки освобождают корпус по всей его длине, и ОТС ничто больше не удерживает на планете.

Поскольку маховики разогнаны до скоростей, которые обеспечивают превышение центробежных сил над весом каждого погонного метра ОТС, то каждый погонный метр самонесущего транспортного средства, охватывающего планету, начинает перемещаться от центра вращения маховиков – подниматься вертикально вверх в плоскости экватора, проходящей через центр масс Земли. При этом кольцо ОТС будет увеличиваться в диаметре симметрично во все стороны относительно центра, а его корпус – удлиняться и растягиваться без какого-либо смещения центра масс этого

* Если оба маховика с линейной массой по 250 кг/м каждый (всего – 500 кг/м) разогнать до скорости 11 184 м/с, то ОТС массой 1000 кг/м (вся масса «колеса» будет равна 40,075 млн тонн, из них 10 млн тонн – масса грузов и пассажиров) станет невесомым.

** 100 млн кВт составляют сегодня менее 2 % мощности-нетто электростанций мира. При этом запитка ОТС может осуществляться преимущественно в ночные часы, когда стоимость электроэнергии значительно снижается.

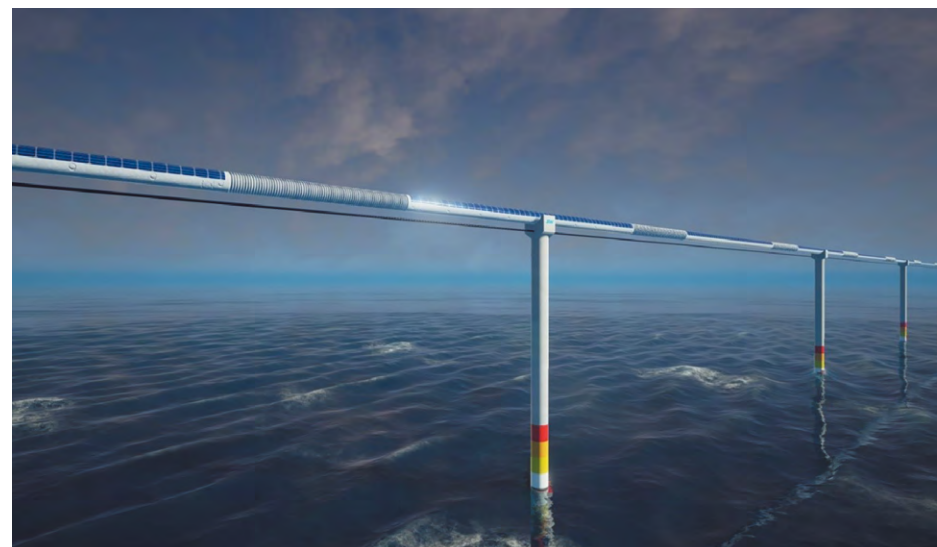


Рисунок 7 – Начало подъёма ОТС в космос на морском участке (визуализация)

гигантского кольца, который согласно закону сохранения всё время будет совпадать с центром масс планеты.

Ускорение вертикального подъёма в космос зависит от избытка центробежных сил. Например, если подъёмная сила, действующая на каждый погонный метр, будет больше веса каждого погонного метра ОТС на 5 %, то его корпус начнёт подниматься вверх с комфортным для пассажиров ускорением $0,5 \text{ м/с}^2$, или равным 5 % от ускорения свободного падения. При движении с таким ускорением ОТС поднимется (расширится в плоскости экватора) на высоту 100 км через 5 мин 16 с и будет иметь скорость вертикального подъёма, равную 570 км/ч.

При подъёме на каждые 100 км над землёй корпус ОТС должен удлиняться на 1,57 %*, что легко достижимо конструктивными и технологическими решениями, например, телескопическими соединениями по длине между короткими участками корпуса или пружинными (сильфонными) компенсаторами и другими известными и апробированными в технике приёмами.

После выхода из плотных слоёв атмосферы (на высотах более 10 км) включается на тормозной (генераторный) режим линейный электропривод ленты маховика, разогнанной на земле до космической скорости в направлении вращения планеты. Вырабатываемую при этом электрическую энергию не выбрасывают, а коммутируют на разгон второго

* Соответственно, диаметр ОТС также увеличится на 1,57 %.

ленточного маховика в противоположном направлении. В результате корпус ОТС получает двойной импульс и начинает вращаться в сторону вращения планеты. Если ускорение вращения составит те же комфортные $0,5 \text{ м/с}^2$, то корпус и весь груз, прикрепленный к нему (в том числе и пассажиры, размещенные в гондолах), уже через 4 ч наберут расчётную орбитальную (круговую) скорость, например, равную 7671 м/с (для высоты 400 км).

Режимы набора высоты и орбитальной скорости подбирают таким образом, чтобы на заданной высоте (например, равной 400 км) ОТС имело орбитальную скорость (7671 м/с) и находилось в равновесии (его вертикальная скорость соответствовала бы нулю). Для этого в процессе выхода в космос задействуют (в случае необходимости) специальную балластную систему. В качестве балласта используют экологически безвредные вещества, например, воду и кислород (сжатый или сжиженный). Если распылять такой балласт в заранее определённом количестве в озоновом слое планеты и выше ($10\text{--}60 \text{ км}$), то можно будет регулировать содержание кислорода и озона в верхних слоях атмосферы и залечивать озоновые дыры, а также экологически безопасно управлять погодой и климатом на планете*. После достижения заданной орбиты и стабилизации ОТС по всей своей длине (отсутствие локальных колебаний относительно идеальной орбиты) осуществляют выгрузку грузов и пассажиров в орбитальный кольцевой (охватывающий планету) комплекс.

Грузоподъёмность ОТС – 250 кг/м , или 10 млн тонн . Этого достаточно, чтобы при первом же запуске ОТС начать создание вокруг планеты космического индустриального ожерелья «Орбита» (КИО «Орбита»).

4.4. Условия, необходимые для создания КИО «Орбита»

Космическое индустриальное ожерелье «Орбита» – это орбитальный транспортно-инфраструктурный и индустриально-жилой комплекс, охватывающий планету в плоскости экватора на заданной высоте (например, на высоте 400 км) и имеющий соответствующую длину в $42\,567 \text{ км}$ (для высоты 400 км). Начало строительства КИО «Орбита» – с первого же запуска ОТС.

Первый же запуск ОТС в космос позволит создать базовый транспортно-инфраструктурный и энергоинформационный комплекс SpaceTransNet (STN) как фундамент для основания на заданной высоте космического

* Озоновый слой задерживает до 4 % солнечного излучения, в том числе вредные ультрафиолетовые лучи, и до 20 % обратного излучения Земли, утепляя атмосферу и являясь своеобразным одеялом – тепловым резервуаром тепловой энергии в атмосфере. При этом содержание озона в атмосфере крайне мало: например, если бы содержащийся в атмосфере озон находился при атмосферном давлении, то толщина его слоя (приведённая толщина) не превысила бы 3 мм .

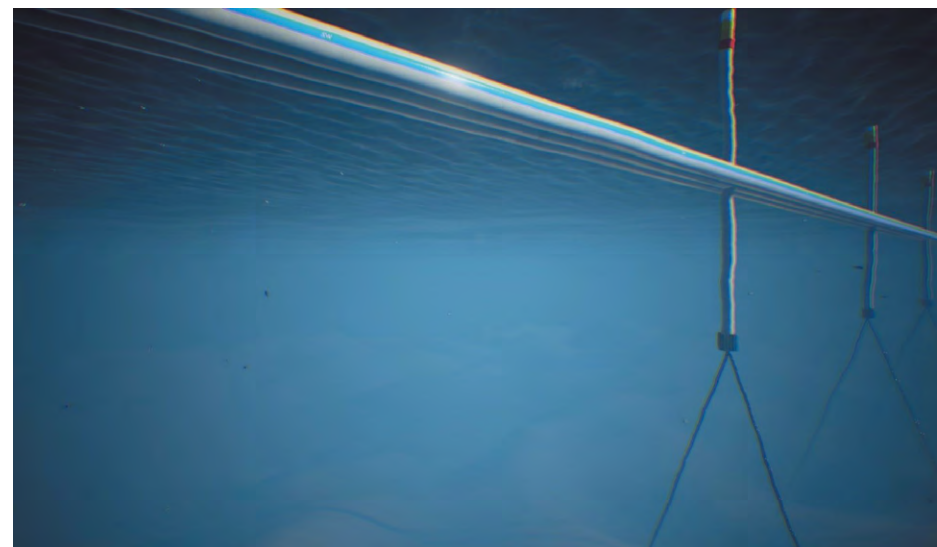


Рисунок 8 – Морской участок стартовой эстакады ОТС: опоры не доходят до морского дна, удерживаясь на плаву системой подводных поплавков-туннелей и якорей (визуализация)

индустриального ожерелья КИО «Орбита». Внешне «Орбита» будет выглядеть как ожерелье, охватывающее планету в плоскости экватора, в котором «бусинки» – это доставленные на орбиту спаренные грузовые и пассажирские гондолы, с шагом порядка 500 м (в количестве около 160 тыс. штук общей массой (вместе с грузом и пассажирами) 10 млн тонн), соединённые друг с другом «нитью» – струнными орбитальными дорогами и другими коммуникациями (энергетическими и информационными). Поскольку на орбите вес – бич наземного транспорта – отсутствует, то струнные дороги вырождаются в предварительно напряжённые струны, выполненные, например, из армированного алюминия (для передачи по ним электрической энергии вдоль орбиты – между заводами и цехами).

Вокруг гондол, как вокруг катализатора, со временем вырастут «кристаллы» – заводы, фабрики, цеха, электростанции и другие индустриальные сооружения, а также жилые космические поселения – ЭкоКосмоДома (ЭКД), в которых будет жить и работать обслуживающий персонал КИО «Орбита». Поперечный размер этих сооружений – до 500 м , чтобы не увеличивать чрезмерно их парусность, которая тормозила бы весь индустриальный комплекс из-за наличия на этой высоте газовой среды, хотя и очень разреженной*.

* На высоте 400 км об атмосфере можно говорить только условно, поскольку плотность у неё очень низкая: $3 \times 10^{-12} \text{ кг/м}^3$.

Основные составляющие КИО «Орбита»

1. Индустрия

По сравнению с земной индустрией, расположенной на поверхности планеты, космос и околоземное космическое пространство обладают рядом преимуществ.

Во-первых, на орбите имеется невесомость, чего нет на планете. Это позволяет производить уникальные материалы, механизмы, оборудование. К примеру, выплавлять пеносталь, более прочную, чем обычная сталь, но которая при этом не будет тонуть в воде и подвергаться коррозии.

Во-вторых, на орбите присутствует глубокий вакуум, который на Земле получить сложнее, чем добыть нефть (кубический метр глубокого вакуума стоит дороже тонны нефти). Вакуум в сочетании с невесомостью позволит, например, освоить производство уникальных сверхчистых и сверхпрочных веществ и материалов, в том числе наноматериалов и биопрепаратов.

В-третьих, космос располагает неограниченными ресурсами – пространственными, сырьевыми, энергетическими, иными. В частности, на орбите легко организовать мощную энергетику, в первую очередь необходимую для орбитальных промышленных нужд – ведь с одного квадратного метра освещённой поверхности можно снять около 1 кВт мощности, взятой у природного термоядерного реактора – Солнца. Этот реактор горит бесперебойно вот уже 5 млрд лет и столько же ещё будет гореть без остановок, ремонтов и аварий.

При достаточном уровне развития техники, что обеспечит введение в строй ОТС и КИО «Орбита», добыча на астероидах таких элементов, как платина, кобальт и других редких минералов с последующей их доставкой на земную орбиту, может приносить очень большую прибыль. Например, в ценах 1997 г. сравнительно небольшой металлический астероид диаметром в 1,5 км содержал в себе различных металлов, в том числе драгоценных, на сумму 20 трлн USD*. Фактически всё золото, кобальт, железо, марганец, молибден, никель, осмий, палладий, платина, рений, родий и рутений, которые сейчас добываются из верхних слоёв земной коры, являются остатками астероидов, упавших на Землю во время ранней метеоритной бомбардировки, когда после остывания коры на планету обрушилось огромное количество астероидного материала. Из-за большой массы планеты более 4 млрд лет назад на Земле начала происходить дифференциация недр, в результате чего большинство тяжёлых элементов под действием гравитации опустилось к ядру планеты, поэтому кора оказалась обеднённой тяжёлыми элементами. А на большинстве астероидов из-за незначительной массы никогда не происходила дифференциация недр, и все химические элементы распределены в них более равномерно.

* <https://books.google.com/?id=k9hwi3ktye8C&dq=isbn=0201328194>.

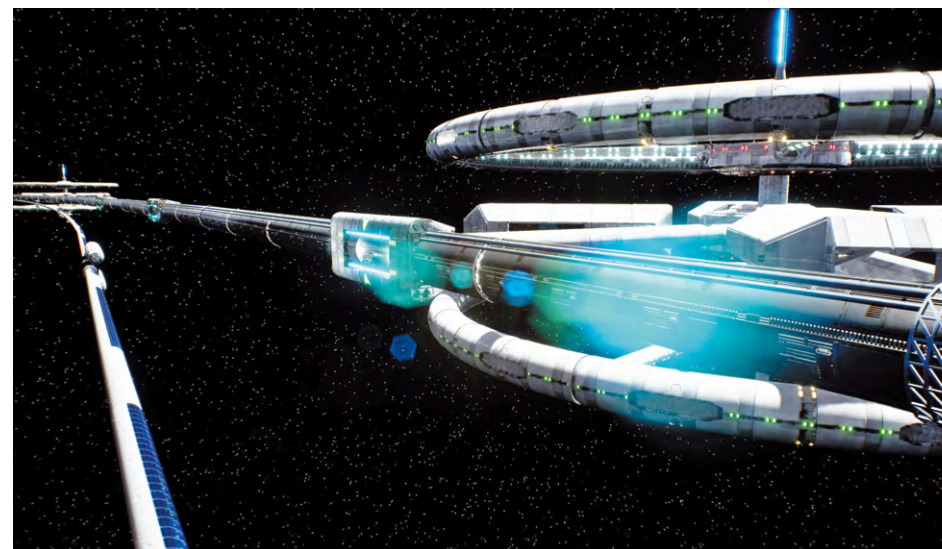


Рисунок 9 – Конструкция фрагмента космического индустриального ожерелья «Орбита» (вариант), к которому, расширяясь, подлетает слева фрагмент ОТС (визуализация)

В 2004 г. мировое производство железной руды превысило 1 млрд тонн. Для сравнения: один небольшой астероид класса М диаметром 1 км может содержать до 2 млрд тонн железо-никелевой руды, что в два раза превышает добычу руды на нашей планете в 2004 г. Самый крупный известный металлический астероид (16) Психея содержит $1,7 \times 10^{16}$ тонн железо-никелевой руды, что в 100 тыс. раз превышает запасы этой руды в земной коре. Этого количества хватило бы для обеспечения потребностей населения земного шара в течение нескольких миллионов лет (даже с учётом дальнейшего увеличения спроса). Небольшая часть извлечённого материала может также содержать драгоценные металлы.

На земную орбиту постепенно переместятся с Земли (вернее, вновь будут созданы) промышленные производства, научные лаборатории, заводы, фабрики, цеха. В первую очередь – в области энергетики, машиностроения, металлургии и химии.

2. Жилой сектор

Основу жилого сектора «Орбиты» составят многофункциональные кластеры – ЭкоКосмоДома, в которых могут работать и жить до 10 тыс. человек в каждом.

Для комфортного проживания в космосе людей необходимы условия, эквивалентные и даже превосходящие по качеству земные.

- **Комфортная гравитация**

Гравитацию на орбите можно смоделировать центробежными силами. При этом не исключено, что наиболее комфортной будет пониженная гравитация, подобная той, что на Луне или Марсе, с ускорением свободного падения порядка 2 м/с^2 , то есть в пять раз ниже, чем на Земле. Тогда взрослый человек весил бы примерно 15 кг, мог бы легко запрыгнуть на крышу дома и летать как птица, если снабдить его крыльями.

- **Комфортная атмосфера – по давлению, составу, влажности и температуре**

1. *Давление в атмосфере космического дома.* Возможно, что на орбите комфортным будет давление, как на Земле в горной местности, – в два раза ниже атмосферного, то есть $0,5 \text{ кгс/см}^2$, или 5 т/м^2 . Снижение давления в два раза уменьшит вдвое нагрузки на оболочку космического дома, обусловленную давлением атмосферы внутри него.

2. *Состав атмосферы.* Для того чтобы не наступило кислородное голодание, содержание кислорода можно увеличить двукратно, например, до 40 %*, если атмосферное давление будет снижено в сравнении с земным в два раза. Содержание других газов (азота, аргона, неона, углекислого газа и др.) может быть также оптимизировано.

3. *Влажность воздуха.* Поскольку наш организм, как, впрочем, животные и растения, получает влагу не только с продуктами питания, но и из воздуха, то влажность атмосферы в космическом доме должна быть в течение суток и круглый год** оптимальной, например, равной 55 %, хотя при необходимости её можно будет изменять как в течение суток, так и в течение года.

4. *Температура воздуха.* Воздух в космическом доме может иметь весь год оптимальную температуру, например, равную $+21 \text{ }^\circ\text{C}$, хотя при необходимости её можно будет регулировать как в течение суток, так и в течение года.

- **Комфортная среда обитания (проживания) человека**

В космическом доме следует полностью смоделировать биосферу планеты – колыбели человека с историей эволюции, насчитывающей

* Содержание кислорода должно быть ограничено верхней планкой, при которой может происходить самовозгорание различных горючих веществ, например, древесины, которая будет присутствовать в ЭкоКосмоДоме.

** Понятие года на орбите теряет смысл, как и понятие суток. Поэтому в ЭкоКосмоДоме и сутки, и год могут иметь оптимальную продолжительность, отличающуюся, соответственно, от 24 ч и 365 сут. Для большинства современных городских жителей 24-часовой биоритм является навязанным и насильственным, доказательством чему служит регулярное использование будильника.

миллиарды лет, в том числе предшествующей человеку. Надлежит представить во всём их разнообразии флору и фауну Земли, откуда мы приходим своими корнями*, в том числе микрофлору и микрофауну – почвенный биогеоценоз с тысячами видов микроорганизмов**. Без здоровой (живой) плодородной почвы в ЭкоКосмоДоме невозможно создать комфортные условия для проживания человека, который возомнил себя царём природы, а на самом деле является всего лишь маленькой составляющей*** биосферы Голубой планеты. Даже менее значимой для неё, чем плесень.

Биосфера космического дома должна постоянно вырабатывать кислород, необходимый для дыхания проживающих там людей и животных, производить здоровую пищу и утилизировать в гумус**** все отходы жизнедеятельности живых организмов, в том числе и человека.

- **Защита от метеоритов и радиации**

В космосе, как и на околоземной орбите, имеются метеоритная и радиационная опасности, защиту от которых существующие орбитальные станции в полной мере не обеспечивают. Например, капля воды при скорости 20 км/с в состоянии пробить танковую броню, а космическая радиация за несколько дней способна убить человека, так как её уровень значительно выше, чем на аварийной Чернобыльской АЭС. Наиболее эффективной защитой от этих двух опасностей являются не сверхпрочные тонкостенные экраны, а толстые многослойные преграды, в качестве которых

* Например, в нашей крови шумит древний океан – её минеральный состав полностью соответствует составу воды этого океана.

** В килограмме здоровой плодородной почвы проживают порядка триллиона почвенных микроорганизмов нескольких тысяч видов – все они необходимы для существования флоры и фауны в земной биосфере, в том числе человека. Плодородная почва на планете является иммунной системой биосферы и залогом её здоровья. Если на Земле убить живую плодородную почву и заместить мёртвой почвой, пропитанной гербицидами и пестицидами и обильно политой минеральными удобрениями, то этот день станет началом конца земной биосферы – той, которую мы все знаем и частью которой являемся. Именно в тот момент легко может возникнуть пандемия, способная в течение буквально нескольких суток убить всех людей – ни двухсотметровая яхта, ни «Боинг» с противоракетной обороной, ни свой островок в океане никому не помогут выжить.

*** Иммунной системой человека является микрофлора и микрофауна его кишечника, которая в основном считается почвенной. Там живут триллионы микроорганизмов тысяч видов. Они дено и ночью трудятся – кормят, поят нас и даже... лечат. Неспроста многие специалисты называют содержимое кишечника нашим вторым мозгом. А почему почвенные? Мы просто забыли о том, что мы все вышли из земли и туда же уйдём.

**** Основой плодородия почвы, в том числе самой плодородной почвы на планете – чернозёма, является гумус, нерастворимые соли гуминовых кислот. Образно говоря, это консервы для растений (если бы гумус был растворим, то его вымыл бы из почвы первый же дождь), которые вскрывает своеобразный консервный нож – микроорганизмы, живущие в почве. Они переводят гумус в растворимую форму и этим поят и кормят растения, вступив с ними в своего рода симбиоз. Без подобного симбиоза, только уже с грибами, не может существовать ни одно растение, так как грибы не только живут в самих растениях, но и образуют с их корнями грибокорень, который и поит, и кормит их хозяина.

могут выступать и пеноматериалы, и многометровый слой почвы, находящейся внутри космического экоддома, а также вода и воздух.

• Составные элементы ЭкоКосмоДома

Конструктивная часть космического жилого кластера представляет собой пустотелую сферу как наиболее оптимальный вариант, или цилиндр, или тор (рисунок 10) диаметром 200–500 м, раскрученную вокруг своей оси. Несущая оболочка сферы выполнена из высокопрочных материалов и является самой нематериалоёмкой частью такого дома. Например, если создать её из композитных материалов, выпускаемых промышленностью уже сегодня, толщина несущей стенки такого огромного сооружения будет равна всего... 3 мм. Самой материалоёмкой частью сферического дома станут противометеоритная и противорадиационная защита, а также слой почвы, – их суммарная толщина достигнет нескольких метров.

На внутренней поверхности сферы насыпан слой живой плодородной почвы и посажены леса, сады, луга со своими биогеоценозами. Имеются водоёмы с пресной и морской водой со своими экосистемами. Часть сферы, приближающейся к оси вращения сферы, выполнена с горными пейзажами, с ручьями и водопадами и соответствующими предгорными экосистемами. Воздух в космическом доме наполнен запахами цветов и полезными фитонцидами, благоприятное действие которых на организм человека не идёт в сравнение ни с какими лекарствами. Шума нет, слышится пение птиц и шорох листвы деревьев.

Ориентировочное количество материалов, необходимых для сооружения на орбите космического дома на 5 тыс. человек, составит 400 тыс. тонн, в том числе:

- несущая оболочка – 1 тыс. тонн;
- противорадиационная и противометеоритная защита – 90 тыс. тонн;
- плодородная живая почва (экочернозём) – 160 тыс. тонн;
- вода (пресная и морская) – 70 тыс. тонн;
- воздух – 5 тыс. тонн;
- строительные материалы и конструкции, в том числе для жилищ внутри космического дома, – 15 тыс. тонн;
- прочее – 59 тыс. тонн.

Доставка с помощью ОТС всех материалов на орбиту для одного ЭкоКосмоДома обойдётся примерно в 500 млн USD, материалы и вещества для него также будут стоить приблизительно 500 млн USD, на проведение монтажных работ будет затрачено около 1 млрд USD. Таким образом, космическое поселение на орбите, в котором смогут жить и работать до 5 тыс. человек, обойдётся примерно в 2 млрд USD, что почти на два порядка



Рисунок 10 – Конструкция космического индустриального ожерелья «Орбита» с находящимися на нём тороидальными ЭкоКосмоДомами (визуализация)

дешевле Международной космической станции*. То есть на те денежные средства, которые израсходовало сегодня человечество на возможность нахождения на орбите до десятка астронавтов (в очень некомфортных и опасных для жизни условиях), с помощью ОТС можно построить 75 космических поселений на 375 тыс. жителей, которые будут жить и работать в значительно более комфортных условиях, чем на Земле.

4.5. Себестоимость геокосмических перевозок ОТС

Себестоимость геокосмических перевозок Общепланетарным транспортным средством по маршрутам Земля – Орбита и Орбита – Земля складывается из трёх основных составляющих.

1. Затраты электрической энергии на работу всех бортовых систем ОТС, в первую очередь линейных электродвигателей и систем магнитного подвешивания линейных маховиков (роторов), на что уходит более 95 % энергии.

* Международная космическая станция (МКС) – бесспорный лидер по стоимости (но далеко не однозначный по значимости и результату) космический проект. Цена создания и поддержания станции в работоспособном состоянии, по примерным подсчётам экспертов, уже приближается или даже превысила 150 млрд USD. Подробнее: <http://www.rbc.ru/society/06/04/2011/5703e5c19a79473c0df1c7e6>.

2. Заработная плата обслуживающего персонала с налогами и отчислениями.

3. Амортизационные отчисления не только на ОТС, но и на обслуживающий его наземный транспортно-инфраструктурный комплекс SkyWay.

1. Затраты электрической энергии

Первоначальный запас энергии, необходимой для подъёма ОТС общей массой 40 млн тонн в космос и возвращение обратно на землю уже без полезной нагрузки, общей массой 10 млн тонн, оставленной на орбите, – $4,2 \times 10^{11}$ кВт·ч.

Для работы ОТС целесообразнее всего иметь собственные электростанции общей мощностью порядка 100 млн кВт, тогда электрическая энергия может распределяться внутри системы по себестоимости – порядка 5 центов/(кВт·ч). Кроме того, дополнительную энергию можно брать из сети стран, по территории которых проходит эстакада ОТС (наиболее выгодно это делать именно ночью, так как ночные тарифы ниже дневных в 2–2,5 раза, притом что средневзвешенная стоимость продажи электрической энергии в мире сегодня составляет 8,2 цента/(кВт·ч)*.

Удельная стоимость E_0 энергии на первый** запуск ОТС составит:

$$420\,000\,000\,000 \text{ кВт}\cdot\text{ч} \times 0,05 \text{ USD}/(\text{кВт}\cdot\text{ч}) = 21\,000\,000\,000 \text{ USD, или:}$$

$$E_0 = 2100 \text{ USD}/\text{т} \text{ (при общей массе полезной нагрузки, равной 10 млн тонн).}$$

При первых запусках ОТС, когда будет преобладать односторонний грузопоток «Земля – Космос» (так как космическая индустрия, находящаяся в стадии создания, поначалу успеет создать лишь немного готовой продукции, которую необходимо будет доставлять на Землю), затраты энергии будут необходимы только на разницу грузопотоков на орбиту и обратно на землю. Поэтому при односторонних запусках в течение первого года функционирования надлежит компенсировать в каждом рейсе только затраты энергии на доставляемый в космос груз, масса которого (коэффициент полезной загрузки***) составляет 25 % от массы-брутто ОТС: $k_{\text{гп}} = 10\,000\,000 \text{ т}/40\,000\,000 \text{ т} = 0,25$. Таким образом, в первый год функционирования ОТС доставка одной тонны груза на орбиту потребует затрат энергии стоимостью:

$$E_1 = 2100 \text{ USD}/\text{т} \times 0,25 = 525 \text{ USD}/\text{т}.$$

* Сравнение стоимости электроэнергии по странам: <http://www.vrx.ru/treasury/346.html>.

** Первый запуск ОТС потребует первоначальной раскрутки маховиков до космических скоростей в своих вакуумных каналах, то есть необходима будет первоначальная «заправка» кинетической энергией, которая в последующем никогда не должна снижаться, а только пополняться.

*** У ракет-носителей этот показатель менее 5 %.

При этом однажды разогнанные маховики могут вращаться внутри вакуумных каналов годами, так как магнитная подушка на постоянных магнитах, как и вакуум, не станет создавать сопротивление при их движении с космическими скоростями.

При равных грузопотоках «Земля – Орбита» и «Орбита – Земля», что установится примерно на 7–8 год функционирования ОТС, дополнительная энергия будет необходима только на компенсацию потерь в линейных электродвигателях маховиков*. Если суммарные потери энергии внутри системы ОТС достигнут 10 %, то стоимость энергии по доставке тонны груза на орбиту в данном случае (и, соответственно, на спуск тонны груза на поверхность планеты) составит:

$$E_2 = 2100 \text{ USD}/\text{т} \times 0,1 = 210 \text{ USD}/\text{т}.$$

После того как космическая индустрия заработает на полную мощность и начнётся освоение астероидов и Луны как источников сырья, потребность доставки сырья с Земли значительно снизится. При этом обратный грузопоток с орбиты на планету будет значительно превышать прямой грузопоток, так как основная часть промышленной продукции для землян станет доставляться из космоса. Если космической промышленной продукции (более высокого качества, чем нынешняя) будет производиться на душу населения даже на порядок меньше, чем сегодня на планете, то ежегодный объём перевозок по маршруту Орбита – Земля через 10 лет функционирования ОТС достигнет объёмов в 500 млн тонн, что потребует 50 выходов на орбиту (примерно один раз в неделю). При этом ОТС будет меньше выводить полезной нагрузки на орбиту (загруженность одного рейса составит только 20 %), в основном оно станет подниматься в космос за произведённой там продукцией, чтобы доставить её на планету потребителям – к тому времени примерно 10 млрд землян. Это позволит преобразовывать потенциальную и кинетическую энергию космического груза, доставляемого на Землю, в электричество и ежегодно отдавать в энергосистему планеты энергию, эквивалентную 1 млрд тонн нефти. На этом и последующих этапах затраты энергии будут иметь отрицательное значение, и ОТС, работая в режиме электростанции, принесёт прибыль в размере: $500\,000\,000 \text{ т}/\text{год} \times 8000 \text{ кВт}\cdot\text{ч}/\text{т} \times 0,05 \text{ USD}/(\text{кВт}\cdot\text{ч}) = 200\,000\,000\,000 \text{ USD}/\text{год}$, или, в чистом виде, 400 USD на каждую избыточную тонну груза, доставленного с орбиты на Землю.

* В случае отсутствия потерь (при КПД линейных электродвигателей и магнитной подушки маховиков, равных 100 %) и при условии равных грузопотоков в космос и на Землю, ОТС в состоянии работать в режиме «вечного двигателя»: оно сможет взлетать в космос и садиться обратно на землю без подвода энергии извне. А если грузопоток из космоса превысит грузопоток с Земли, то ОТС сможет работать в качестве гигантской электростанции, в которой доставка одной избыточной тонны груза на Землю эквивалентна по энергоэффективности 2 тоннам нефти.

При этом часть энергии будет тратиться на собственные нужды ОТС (примерно половина), поэтому каждая тонна избыточного груза, доставленная на планету из космоса, даст чистую энергетическую прибыль в размере $E_3 = 200 \text{ USD/т}$.

2. Заработная плата обслуживающего персонала

Хотя ОТС и экваториальная стартовая эстакада с системой SkyWay будут работать в автоматическом режиме, они потребуют обслуживающего персонала в количестве порядка 200 тыс. человек (или пять человек на 1 км длины). При средней заработной плате одного сотрудника, вместе с налогами равной 50 000 USD/год, годовые затраты по зарплате составят 10 000 000 000 USD.

3. Амортизационные отчисления

Амортизационные отчисления в проекте складываются из затрат на восстановление ОТС и экваториальной стартовой эстакады ОТС, совмещённой с трассами SkyWay:

$$C_{\text{аморт.}} = C_{\text{ОТС}} + C_{\text{SW}} = 7,5 \text{ USD/т} + 13,2 \text{ USD/т} = 20,7 \text{ USD/т.}$$

Обоснование этих затрат дано ниже.

• Амортизационные отчисления по ОТС

Капитальные затраты на создание (проектирование и строительство) ОТС можно оценить по аналогии с современными и перспективными электромобилями, в которых основная часть стоимости приходится на электрооборудование. ОТС по сложности оборудования и составу комплектующих примерно эквивалентно электромобилю (даже несколько проще) и будет стоить примерно столько же (в пересчёте на стоимость одной тонны конструкции) – не более 25 000 USD/т*. Поскольку масса снаряжённого ОТС (без полезной нагрузки) составит 30 млн тонн, то его стоимость будет равна: $30\,000\,000 \text{ т} \times 25\,000 \text{ USD/т} = 750\,000\,000\,000 \text{ USD}$.

ОТС рассчитано примерно на 10 тыс. запусков** в космос и обратных посадок на Землю. За это время оно перевезёт 100 млрд тонн грузов. В таком случае амортизационные отчисления на 1 тонну груза от капитальных вложений в ОТС составят:

$$C_{\text{ОТС}} = 750\,000\,000\,000 \text{ USD} / 100\,000\,000\,000 \text{ т} = 7,5 \text{ USD/т.}$$

* См. «Четыре лучших электромобиля китайского производства» по адресу: <http://www.chinamodern.ru/?p=18182>.

** Примерно столько же взлётов и посадок осуществляет за срок службы современный авиалайнер.

• Амортизационные отчисления по экваториальной стартовой эстакаде ОТС, совмещённой с трассами SkyWay

Протяжённость экваториального эстакадного комплекса ОТС составит 40 076 км, из них примерно 20 % придётся на сухопутные участки и 80 % – на морские.

Поскольку ОТС предназначено не просто для выхода в космос, но в первую очередь для выведения на орбиту полезной нагрузки – пассажиров и разнообразных грузов, то вдоль него на планете и в космосе должны быть выполнены транспортно-инфраструктурные комплексы со своей высокоскоростной транспортной логистикой*, а также промышленной, энергетической, информационной и жилой инфраструктурами.

Поэтому стартовая эстакада ОТС, размещённая по экватору, будет представлять из себя транспортно-инфраструктурный коммуникатор SkyWay**, включающий:

- 1) высокоскоростную трассу (на третьем уровне, скорость до 600 км/ч);
- 2) городскую трассу (на втором уровне, скорость до 200 км/ч);
- 3) гиперскоростную трассу в форвакуумном канале (под водой или под землёй, скорость до 1250 км/ч).

В эстакаду SkyWay также будут интегрированы линии электропередач (четвёртая составляющая коммуникатора) и линии связи (пятая составляющая); построены собственные электростанции, промышленные и жилые комплексы. Более того, вдоль эстакады будет возведён линейный пешеходный город кластерного типа, в котором станут жить и работать миллионы человек.

Стоимость транспортно-коммуникационной части экваториального SkyWay, созданного по принципу «5 в 1»***, можно оценить в размере 1320 млрд USD, исходя из того, что в среднем он будет стоить 25 млн USD/км на сухопутных территориях и 35 млн USD/км – на морских участках.

Как уже отмечалось ранее, ОТС рассчитано примерно на 10 тыс. запусков в космос и обратных посадок. За это время оно перевезёт 100 млрд тонн грузов. Тогда амортизационные отчисления на 1 тонну груза от капитальных вложений в транспортно-коммуникационную часть экваториального SkyWay составят:

$$C_{\text{SW}} = 1\,320\,000\,000\,000 \text{ USD} / 100\,000\,000\,000 \text{ т} = 13,2 \text{ USD/т.}$$

* В основном для перемещения пассажиров и грузов вдоль ОТС, в том числе на морских участках, которые занимают около 80 % длины эстакады.

** Более подробно о SkyWay – на сайте инженера Анатолия Юницкого по адресу: <http://www.yunitskiy.com/>.

*** Имеется в виду: 1) высокоскоростная трасса; 2) городская трасса; 3) гиперскоростная трасса; 4) линии электропередач; 5) линии связи.

Анализ данных, приведенных в таблице 2, позволяет сделать следующие выводы.

1. Самая высокая себестоимость геокосмических перевозок – 700 USD/т – в первый год эксплуатации обусловлена необходимостью первоначальной раскрутки маховиков и значительных затрат энергии на это, а также относительно малым объёмом годовых перевозок.

2. По мере роста объёма перевозок, как прямых, так и обратных, их себестоимость существенно снижается.

3. На девятом году эксплуатации, когда обратный грузопоток (с орбиты на планету) существенно превысит прямой грузопоток (с планеты на орбиту), себестоимость перевозок окажется отрицательной. Это означает, что геокосмический комплекс ОТС станет приносить прибыль не как транспорт, а как гигантская линейная кинетическая электростанция протяжённостью более 40 тыс. км, имеющая ленточные маховики общей массой 20 млн тонн, которые будут способны рекуперировать потенциальную и кинетическую энергию космического груза в электрическую энергию.

4.6. Экономический эффект от использования ОТС

Экономический эффект от использования ОТС для геокосмических перевозок на трассе Земля – Орбита – Земля определяется разностью стоимости перевозок существующими ракетами-носителями и ОТС. Эта разница, по оценке автора, составляет около 10 млн USD/т (как отмечено выше, по самым низким средневзвешенным ценам доставки грузов на орбиту ракетами).

Таким образом, в первый же год эксплуатации ОТС, когда на орбиту будет выведено порядка 100 млн тонн грузов, экономический эффект составит 1000 трлн USD (при экономии на доставке каждой тонны груза на орбиту 10 млн USD, как обосновано выше). С годами предполагается рост данного эффекта. Представленные расчёты учитывают только материальную составляющую производства и доставки продукции.

Если привести экономический эффект, полученный через 20 лет, к нынешней стоимости денег во времени с годовым дисконтом 25 %, то снижение эффекта составит 86,7 раза. То есть годовой экономический эффект в 1000 трлн USD будет «весить» сегодня только 11,5 трлн USD.

И все же невозможно лишь с финансовой точки зрения оценить эффект от улучшения качества жизни на Земле, стабилизации экологической обстановки в земной биосфере в целом, создания условий неограниченного развития человечества в будущем в связи с переходом на космический этап развития.

Таблица 2 – Себестоимость геокосмических перевозок по годам эксплуатации ОТС

Год (с начала эксплуатации ОТС)	Годовой объём перевозок, млн т		Составляющие затрат на геокосмическую транспортировку тонны груза, USD/т				Себестоимость перевозок, USD/т, (-) – прибыль
	На орбиту	На Землю	Энергия	Зарплата	Амортизация	Прочее	
1	100	10	525	90,9	20,7	63,4	700
2	200	50	450	40,0	20,7	39,3	550
3	300	100	300	25,0	20,7	24,3	370
4	400	150	200	18,2	20,7	21,1	260
5	500	200	150	14,3	20,7	15,0	200
6	500	250	100	13,3	20,7	11,0	145
7	400	300	50	14,3	20,7	10,0	95
8	300	350	0	15,4	20,7	8,9	45
9	200	400	-100	16,7	20,7	7,6	-55
10	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
11	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
12	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
13	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
14	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
15	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
16	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
17	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
18	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
19	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
20	100	500	-200	16,7	20,7	7,6	-155
Итого	4000	7310					

5. Информация об авторе объекта интеллектуальной собственности

ЮНИЦКИЙ АНАТОЛИЙ ЭДУАРДОВИЧ:

- автор, конструктор и создатель струнного транспорта Юницкого (СТЮ). Сегодня транспорт нового поколения, известный также как **СТЛ** (струнные транспортные линии), **НТЛ** (новые транспортные линии), **СТС** (струнные транспортные системы), развивается под брендом **SkyWay**;
- руководитель двух проектов Организации Объединённых Наций;
- член Федерации космонавтики СССР;
- автор более 150 изобретений;
- автор более 20 монографий и более 200 научных работ;
- образование: 1) инженер путей сообщения; 2) патентное право и изобретательство; 3) проектирование высотных зданий и инфраструктурных сооружений;
- председатель Совета директоров, генеральный конструктор ЗАО «Струнные технологии» (г. Минск, Республика Беларусь) и международной группы компаний SkyWay.

Награды:

- две золотые медали Всероссийского выставочного центра;
- три диплома «Золотая колесница» Национальной общественной премии России в номинации «Проект года транспортной отрасли»;
- три Золотых знака качества «Российская марка»;
- почётное звание «Рыцарь науки и искусств»;
- более 40 дипломов международных выставок.



МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 2

Общепланетарное транспортное средство

ВВЕДЕНИЕ	378
ГЛАВА 1 Динамика выхода ОТС в космическое пространство в экваториальной плоскости Земли	404
ГЛАВА 2 Динамика выхода ОТС на орбиту с диссипацией энергии за счет подъема оболочки	437
ГЛАВА 3 Маневрирование ротора с целью обхода объектов, движущихся в экваториальной плоскости	470
ГЛАВА 4 Проблемы создания ускорителя разгона ротора ОТС	497
ГЛАВА 5 Оценка параметров процесса аэродинамического разогрева ротора ОТС при отсутствии защитной оболочки	521
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 1995 ГОДА	542
Условные обозначения	550
Литература	554
Научно-технические отчеты	557

376



МОНОГРАФИЯ

ЧАСТЬ 2

Общепланетарное транспортное средство

Введение

1. Необходимость индустриализации космоса

Сегодня исчезает ежедневно несколько видов живых организмов, а по прогнозам уже через 20 лет эта цифра возрастет до 100. Они исчезают и исчезнут навсегда, невозполнимо. Но природа создала эти формы жизни не для того, чтобы мы убили их.

Интенсивно растет число аллергий, раковых, легочных и сердечно-сосудистых заболеваний, а также генетических нарушений и наследственных болезней, обусловленных заражением воды, воздуха, почвы.

Происходят необратимые изменения ландшафта, почвы, исчезают леса, загрязняются моря и океаны, интенсивно разрушается озоновый слой планеты, защищающий все живое от губительного жесткого излучения Солнца.

Причин негативных изменений в биосфере Земли множество, но что является первоисточником этих процессов? Только поняв это, можно избежать деградации биосферы и человечества, как одного из биологических видов, а также определить пути гармоничного развития цивилизации в будущем.

По современным представлениям, жизнь зародилась на Земле около 4 млрд лет назад. Развиваясь, приспосабливаясь к существовавшим тогда на планете условиям, живые организмы начали преобразовывать окружающую среду. Эти преобразования были не меньшими, чем те, которые происходили с живыми организмами по мере их развития и совершенствования. Так на мертвой вначале и пустынной планете появилась



содержащая кислород атмосфера, почва, коралловые острова, озоновый слой, современный ландшафт с его болотами, тундрой, тайгой и джунглями. Так появилась биосфера, в которой миллионы видов живых организмов и преобразованная ими планета идеально друг к другу «подогнаны». Здесь нет ничего лишнего.

Но вот появился человек, который, благодаря разуму, стал усиливать мощь своих мускулов, органов чувств, интеллекта, начал создавать технику, осваивать технологические процессы. Это произошло давно, сотни тысяч лет назад, когда первобытные люди стали изготавливать первые примитивные орудия труда, а затем начали готовить пищу на костре, выделывать шкуры зверей. Именно тогда человечество избрало технологический путь развития, и нам



Только поняв причины негативных изменений в биосфере Земли, можно избежать деградации биосферы и человечества, как одного из биологических видов, а также определить пути гармоничного развития цивилизации в будущем.

Кардинальный выход из сложившейся ситуации только один: необходимо предоставить техносфере экологическую нишу вне биосферы.

не дано сегодня это изменить. Современная индустриальная мощь земной цивилизации – лишь логическое развитие технократического направления.

Заводы, фабрики, электростанции, станки, автомобили и т. п. – это аналоги живых организмов в биосфере. И они, как и живые организмы, обмениваются с окружающей средой энергией и веществом, поэтому также, как и организмы, неизбежно должны преобразовывать

Природу. Только с точки зрения биологии происходит загрязнение окружающей среды. С технической точки зрения заводы, фабрики, электростанции ничего не загрязняют. На входе у них сырье и материалы, на выходе – готовая продукция и преобразованное исходное сырье (за вычетом готовой продукции), которое, естественно, попадает туда же, откуда и было взято, – в окружающую среду. Избежать этого невозможно принципиально. Создать замкнутые технологические циклы, чтобы таким образом решать экологические проблемы, также принципиально невозможно. Это примерно то же самое, если, скажем, искать способ запретить корове наряды с молоком вырабатывать мочу, навоз, метан и CO₂.

Даже биосфера в целом не является замкнутой системой. Ведь она преобразила ранее мертвую Землю. Замкнутой является лишь система «Земля – Биосфера».

Даже вся техносфера, а не отдельный завод или фабрика, в условиях отдельно взятой планеты не может быть замкнутой системой. Техносфера неизбежно будет преобразовывать Землю. Но в какую сторону?

Кислородсодержащая атмосфера не нужна техносфере*. Поэтому, например, уже сегодня промышленность США потребляет больше кислорода, чем вырабатывают его зеленые растения на территории Америки. Американцы живут в долг. Они потребляют кислород, вырабатываемый российской тайгой, джунглями Амазонки. А если все страны достигнут такого уровня индустриального развития?

Техносфере почва не нужна. Поэтому на планете все меньше и меньше плодородной земли, а все больше и больше шлака, золы, терриконов. Кислотные дожди, смог, повышенный уровень радиации, разрушение

* Для технических нужд кислород необратимо изымается в основном лишь из атмосферы, например, при сгорании топлива в автомобильном двигателе. И то только потому, что это наиболее дешевый (а не единственно возможный) способ. При отсутствии кислорода в атмосфере те же автомобили прекрасно работали бы, если кроме бака с горючим был бы еще и бак с окислителем.

Мы приходим к выводу о необходимости индустриализации космоса, если и в будущем земная цивилизация будет продолжать технологический путь развития.

озонового слоя и т. п. – все это неизбежно. Можно лишь замедлить процесс преобразования земной природы, биосферы, но остановить его нельзя. Техносфера занимает ту же экологическую нишу, что и биосфера в целом: машины, механизмы, технические устройства размещены в толще земли, воды, воздуха и активно обмениваются с ними веществом и энергией. Экологические проблемы встали остро в последней четверти XX века потому, что техносфера по своей энерговооруженности, т. е. по возможности преобразовывать окружающую среду, приблизилась к биосфере в целом. Например, сейчас биосфера воспроизводит в год 232,5 млрд тонн сухого органического вещества*, что в пересчете на топливо всего на порядок больше годового потребления энергии всей техникой, имеющейся в распоряжении земной цивилизации. А объем перемещаемого и перерабатываемого техникой грунта, руды и других видов сырья уже вплотную приблизился к объему производства органического вещества биосферой.

Кардинальный выход из сложившейся ситуации только один: необходимо предоставить техносфере экологическую нишу вне биосферы. Это обеспечит сохранение и развитие биосферы по тем законам и направлениям, которые были сформированы в течение миллиардов лет эволюции, а также гармоничное взаимодействие общности людей (как биологических объектов) с биосферой.

Такой экологической ниши для техносферы на Земле нет. Но она есть в космосе, где для большинства технологических процессов идеальные условия: невесомость, вакуум, сверхвысокие и криогенные температуры, неограниченные сырьевые, энергетические и пространственные ресурсы и т. д.

Таким образом, мы приходим к выводу о необходимости индустриализации космоса, если и в будущем земная цивилизация будет продолжать технологический путь развития**. Для широкомасштабного освоения космоса у человечества не так уж много времени, так как по целому ряду

* Алексеев, Г.Н. Энергоэнтропика / Г.Н. Алексеев. – М.: Знание, 1983. – С. 74.

** По-видимому, другого выхода у человечества и не будет – слишком далеко зашел технологический путь развития, который поднял жизненный уровень населения и обеспечил на сегодняшний день существование на Земле около 6 млрд людей. Отказ от индустриальной мощи цивилизации поставил бы под угрозу гибели (от голода, болезней, холода и т. д.) миллиарды человек (аналогом подобной ситуации может служить блокадный Ленинград в годы Великой Отечественной войны).

прогнозов из-за технократического гнета на биосферу ее необратимая деградация, а с ней и деградация человеческого рода, начнется через два-три поколения.

2. Выбор критериев индустриализации космоса

Человечество не имеет опыта индустриального освоения околоземного космического пространства. Да и какой должна быть космическая индустрия? Каковы ее функции, каковы объемы и виды вырабатываемой продукции? Где в основном будет потребляться эта продукция: в космосе или на Земле? Вопросов может быть задано множество. И на них нельзя дать однозначные ответы сегодня. Любой ответ может быть верным и неверным одновременно – все будет зависеть от тех конкретных путей развития, какие изберет земная цивилизация в будущем при широкомасштабном освоении космоса.

Индустриализация космоса означает создание на орбите условий для производства различных материалов, энергии, машин, получения новой информации, осуществления технологических процессов, научных экспериментов. Поэтому неизбежен значительный грузопоток между потребителем материальной продукции – человечеством, живущим на Земле, и производством этой продукции, размещенным в космосе.

Действительно, объективные причины, отмеченные ранее (экологические ограничения, исчерпаемость земных сырьевых, энергетических пространственных и других ресурсов, опасность перегрева атмосферы и глобальных негативных изменений климата и т. п.), должны в будущем переместить сферу материального производства почти целиком в космос. В то же время человечество как биологический вид, как и любой другой вид живых организмов на нашей планете, является продуктом 4 млрд лет эволюции в земных условиях. Мы идеально «подогнаны» к земной силе тяжести, земной атмосфере, магнитному и электрическому полю Земли, земным продуктам питания и еще многому другому земному, о чем даже не подозреваем, но без чего не сможем существовать не только сегодня, но и в обозримом будущем. Нигде в огромной Вселенной для нас, землян, не может быть более подходящих условий, чем на нашей прекрасной Голубой планете. Поэтому основной потребитель продукции космической индустрии, а это миллиарды человек, будет находиться на Земле*.

* Безусловно, освоив космическое пространство как новую среду обитания с условиями, принципиально отличающимися от земных, часть человечества, пожелавшая жить в космосе, со временем преобразит себя под эти условия (в отличие от рыбы, в доисторические времена вышедшей на сушу, что в итоге привело к появлению на планете и человека, космический человек будет эволюционировать сознательно). Но это слишком отдаленная перспектива, в настоящей работе она не рассматривается.

В то же время цивилизация будет стремиться к повышению жизненного уровня каждого индивидуума, число которых, в свою очередь, будет расти. Отсюда следует, что объем геокосмических перевозок неизбежно будет иметь примерно те же масштабы, что и современный наземный транспорт. Около 20 лет назад этот объем превысил 100 млрд тонн грузов в год*. При анализе вопросов индустриализации космоса в будущем необходимо исходить из объемов геокосмических грузопотоков в миллионы и миллиарды тонн в год.

Немаловажным будет место размещения внеземной индустрии. Она должна быть максимально близкой к потребителю, т. е. к поверхности планеты, где будут проживать миллиарды человек. Так как индустрия будет включать в себя огромное количество составных элементов (заводов, технологических платформ, электростанций, жилых модулей и т. п.), то орбиты их движения не должны пересекаться. В ином случае может произойти, учитывая очень высокую скорость движения, цепная реакция разрушения всей системы («принцип домино»), что вызовет гибель тысяч людей, обслуживающих космическую индустрию. Избежать такой катастрофы, вероятность которой не равна нулю даже при самой совершенной системе управления, можно только одним способом – размещением внеземной промышленности в экваториальной плоскости планеты (по типу колец Сатурна, Юпитера, Урана). При подобном расположении круговых орбит векторы скоростей движения космических тел, находящихся в произвольный момент времени на одной и той же вертикали, параллельны друг другу независимо от высоты размещения орбиты.

При этом разница в абсолютных скоростях движения на соседних орбитах тем меньше, чем ближе они находятся друг к другу. Поэтому здесь можно говорить не о возможности столкновения космических аппаратов, например, в случае какой-либо аварийной обстановки, а об их

* Для сравнения: к 1990 г. усилиями всего человечества на орбиту доставлено с помощью ракетосителей лишь немногим более 10 тыс. тонн полезной продукции, или в среднем около 300 тонн ежегодно.

**Индустриализация
космоса означает
создание на орбите
условий для производства
различных материалов,
энергии, машин,
получения новой
информации,
осуществления
технологических
процессов, научных
экспериментов.**

соприкосновении друг с другом. Это также позволит достаточно легко переходить с орбиты на орбиту и обмениваться между соседними орбитами сырьем, материалами, энергией и произведенной в космосе продукцией.

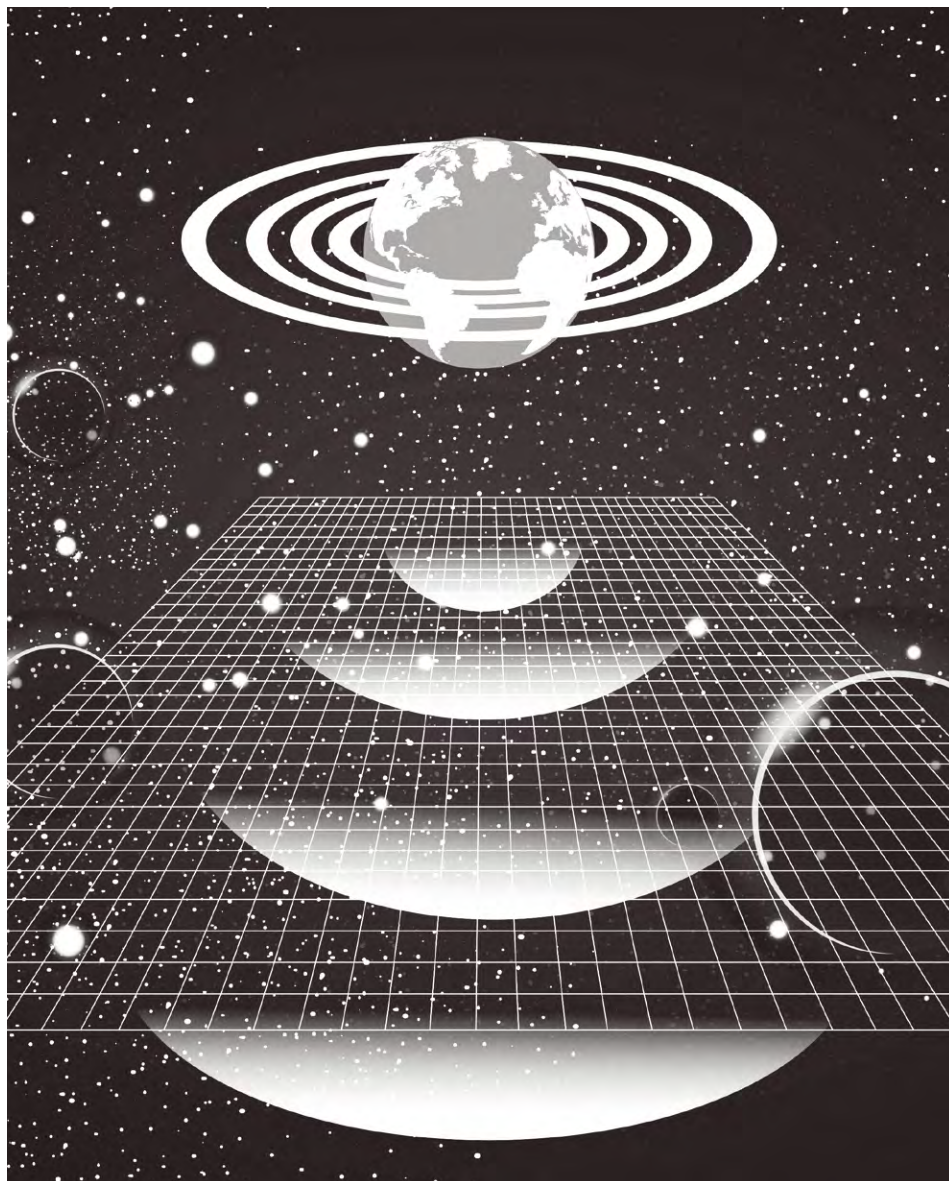


Рисунок 1 – Схема освоения околоземного пространства в будущем

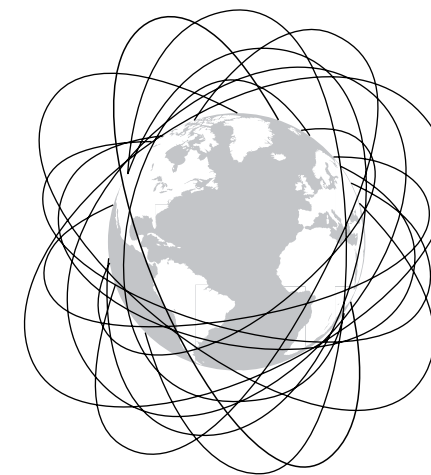


Рисунок 2 – Схема освоения околоземного пространства в настоящее время

Таким образом, принцип освоения околоземного пространства в будущем (рисунок 1), существенно отличается от современного освоения космоса (рисунок 2), где орбиты искусственных спутников Земли и орбитальных станций произвольны и пересекаются друг с другом*.

К настоящему времени человечество освоило практически всю планету, разместив заводы, фабрики, электростанции, жилища не только на суше, но и на дне океана, в Антарктиде, горах и других труднодоступных местах, протянув различные коммуникации на тысячи километров. Эти коммуникации, по которым может осуществляться передача сырья, энергии, готовой продукции, информации, по которым могут перемещаться люди, и обеспечили создание, развитие и поддержание могущества современной технологической цивилизации. Для этого на Земле создана мощная коммуникационная сеть, куда входит колесный транспорт (автомобильный и железнодорожный), авиация (самолеты, вертолеты, дирижабли), морской и речной транспорт (морские и речные суда, подводные лодки), трубопроводный транспорт (нефте- и газопроводы и т. п.), линии электропередач и др. Однако тысячелетний опыт создания транспортной сети на Земле не может быть использован для освоения космического пространства, так как ни один из перечисленных видов транспорта не в состоянии выйти в космос.

* От разрушительных столкновений космических аппаратов на околоземных орбитах на современном этапе развития космонавтики спасает лишь чрезвычайно низкая «заселенность» этих орбит. При переходе к индустриальному освоению космоса эти орбиты должны быть очищены от космических аппаратов и мусора, представляющих опасность для экваториальной индустриальной зоны, которая по мере своего развития будет превращаться в диск, охватывающий планету.

ЕЕ
**Неизбежен
 значительный грузопоток
 между потребителем
 материальной
 продукции –
 человечеством,
 живущим на Земле,
 и производством
 этой продукции,
 размещенным в космосе.**

главной проблемой. Кроме того, в качестве исходной энергии для него необходимо использовать наиболее экологически чистый вид энергии (таким видом энергии, известным сегодня, является электрическая энергия). Кроме решения экологических проблем повышение КПД геокосмического транспорта снизит себестоимость доставки грузов на орбиту, которая обратно пропорциональна, аналогично любому наземному виду транспорта, КПД транспортной системы.

Любой вид наземного транспорта опирается на что-либо земное: автомобиль – на дорогу, самолет – на воздух, морское судно – на воду и т. д. Принципиальное отличие геокосмического транспорта от наземного заключается в том, что он должен быть самонесущим, так как в космосе опереться не на что. Кроме того, наземный транспорт может работать с минимальными затратами энергии, потому что он перемещается практически по горизонтальной поверхности, в то время как для выхода в космос необходим подъем на высоту в сотни километров. При этом наземный транспорт может функционировать на сколь угодно малой скорости, а для освоения космического пространства необходимы космические скорости. Насколько велика эта разница, видно из следующего примера. Каждый килограмм груза, выведенный на низкую орбиту, имеет такую же энергию, что и пригородный электропоезд, имеющий скорость 50 км/ч*.

* Ракета-носитель тратит на это примерно в сто раз больше энергии, чем нужно, так как с учетом предполетных (получение компонент топлива, их охлаждение до криогенных температур и т. д.) и полетных потерь энергии (аэродинамическое сопротивление, невысокий КПД работы реактивных двигателей, потеря нижних ступеней, на изготовление которых расходуется большое количество энергии и т. д.) ее общий энергетический КПД составляет около 1 %.

Для создания геокосмического транспорта (ГКТ), способного обеспечить индустриальное освоение космоса и переход земной цивилизации в космическую, необходим принципиально иной подход.

Чрезвычайно большие энергетические затраты для индустриализации космоса налагают на ГКТ ряд серьезных ограничений. Его КПД должен быть близок к 100 %, так как даже относительно небольшой выброс энергии в окружающую среду при работе ГКТ приведет к отрицательным крупномасштабным экологическим последствиям, которые и без того становятся на Земле

Мы не знаем, каким образом будет развиваться техника в грядущем, и космическая в том числе, как не знаем и предстоящих открытий. Подобные предсказания – неблагоприятная, да и, в общем-то, бессмысленная затея. Для того чтобы убедиться в сказанном, достаточно вспомнить наивные научные прогнозы 50- или 100-летней давности. Единственное, что можно утверждать с полной уверенностью, – какой бы эта техника ни была, она будет подчиняться фундаментальным законам Природы. Такие законы, многократно проверенные практикой, останутся справедливыми во все времена. В области механики* к их числу относятся четыре закона сохранения, к которым могут быть сведены все остальные частные случаи законов сохранения, а именно: энергии, импульса, момента импульса и движения центра масс системы.

ЕЕ
**Нигде
 в огромной Вселенной
 для нас, землян,
 не может быть
 более подходящих условий,
 чем на нашей прекрасной
 Голубой планете.**

Итак, основные условия индустриализации космоса:

- 1) размещение космической индустрии на низких орбитах в плоскости экватора;
- 2) соблюдение законов сохранения при создании внеземной индустрии;
- 3) возможность создания ГКТ, удовлетворяющего требованиям:
 - теоретический КПД близок к 100 %;
 - обеспечение грузопотоков в миллионы, а в перспективе и в миллиарды тонн грузов в год;
 - использование для выхода в космос экологически чистого вида энергии (электрической);
 - ГКТ должен быть самонесущим.

* Размещенные на орбите заводы, фабрики, электростанции, жилые модули, коммуникации и другие составные элементы космической индустрии представляют собой механические системы, имеющие суммарную массу в миллионы тонн, поэтому принципы их создания и эксплуатации должны рассматриваться в первую очередь с позиций механики.

3. Законы сохранения применительно к геокосмическому транспорту

3.1. Закон сохранения энергии

Полная работа A_n , которую нужно совершить для доставки груза массой m_r с расстояния R от центра Земли до расстояния r (на круговую орбиту), равна*

$$A_n = \frac{\mu_3 m_r}{R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right), \quad (1)$$

где μ_3 – гравитационный параметр Земли.

Для этого груз должен иметь характеристическую скорость V_x (у поверхности Земли):

$$V_x^2 = \frac{2\mu_3}{R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right) = V_2^2 \left(1 - \frac{R}{2r}\right), \quad (2)$$

где V_2 – вторая космическая скорость.

Транспортная система имеет следующие энергетические параметры.

1. Полные затраты энергии E_n на выведение в космос грузов:

$$E_n = \frac{A_n}{\eta_3} = \frac{K_r}{\eta_3} = \frac{m_r V_x^2}{2\eta_3} = \frac{m_r \mu_3}{\eta R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right), \quad (3)$$

где η_3 – энергетический КПД ГКТ (с учетом всех предполетных и полетных потерь энергии); K_r – кинетическая энергия груза, имеющего скорость V_x .

2. Полная мощность N_n , развиваемая ГКТ при выведении грузов на орбиту:

$$N_n = \frac{E_n}{t} = \frac{m_r \mu_3}{\eta R t} \left(1 - \frac{R}{2r}\right) = \frac{m_r V_2^2}{\eta t} \left(1 - \frac{R}{2r}\right), \quad (4)$$

где t – время работы ГКТ (время подведения энергии к грузу).

3. Количество энергии E_{oc} , выбрасываемой в окружающую среду:

$$E_{oc} = E_n - A_n = \frac{m_r V_x^2 (1 - \eta)}{2\eta} = \frac{m_r \mu_3 (1 - \eta)}{\eta R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right). \quad (5)$$

* Фертрегт, М. Основы космонавтики / М. Фертрегт. – М.: Просвещение, 1969. – С. 114.

4. Мощность N_{oc} выброса энергии в окружающую среду:

$$N_{oc} = \frac{E_{oc}}{t} = \frac{m_r V_x^2 (1 - \eta)}{2\eta t} = \frac{m_r \mu_3 (1 - \eta)}{\eta R t} \left(1 - \frac{R}{2r}\right). \quad (6)$$

3.2. Законы сохранения импульса и момента импульса

Индустриальные кольца, размещенные на круговых экваториальных орбитах на высоте $H = r - R$ и вращающиеся с орбитальной скоростью V_{op} , имеют только момент количества движения K_r грузов, доставленных на эту орбиту, а их количество движения относительно планеты равно нулю, так как равна нулю радиальная (относительно планеты) скорость. Поскольку орбитальные кольца должны сооружаться с Земли (индустриализация космоса будет осуществляться производственными, сырьевыми, энергетическими и трудовыми ресурсами планеты – к тому времени космос этим еще не будет располагать*), то должно соблюдаться условие:

$$J_k \omega_k - J_r \omega_3 = \Delta K_3, \quad (7)$$

где J_k и ω_k – соответственно, момент инерции и угловая скорость вращения орбитального кольца; J_r и ω_3 – то же, при нахождении исходных грузов, из которых сооружено орбитальное кольцо на поверхности Земли; ΔK_3 – изменение момента количества движения Земли.

С учетом того, что $V_{op}^2 = \frac{\mu_3}{r}$, $J_k = m_r r^2$ и $J_r = m_r R^2$, выражение (7) может быть записано:

$$\Delta K_3 = m_r \left(\sqrt{\mu_3 r} - R^2 \omega_3\right). \quad (8)$$

Из формулы (8) следует, что величина ΔK_3 не зависит от способа выведения груза на орбиту, а лишь от массы груза и высоты орбиты. Поскольку момент количества движения Земли K_3 (относительно своей оси вращения) в любом случае должен измениться, то он обязательно должен быть передан планете от ГКТ. В общем виде КПД λ подведения импульса может быть и не равен единице, а в окружающую среду будет «выброшен» момент количества движения

$$K_{oc} = \frac{m_r (1 - \lambda)}{\lambda} \left(\sqrt{\mu_3 r} - R^2 \omega_3\right). \quad (9)$$

* Экспансия может идти только изнутри, а не извне. Последнее может произойти, если околоземной космос начнут осваивать взрывные цивилизации, но для них это развитие будет осуществляться также изнутри.

Тогда общий момент импульса, создаваемый транспортной системой, будет равен:

$$K = \frac{m_r}{\lambda} (\sqrt{\mu_3} r - R^2 \omega_3). \quad (10)$$

3.3. Закон сохранения движения центра масс

Центр масс индустриальных колец совпадает с центром масс Земли, поэтому даже самое широкомасштабное освоение космоса не отражается на движении планеты в космическом пространстве. Благодаря тому, что положение центра масс системы «Земля – индустриальные кольца» не изменяется в пространстве, индустриализация космоса может быть осуществлена за счет внутренних механических сил ГКТ без взаимодействия с окружающей средой, т. е. возможен самонесущий ГКТ. Таким образом, законы сохранения не налагают запрет на использование «принципа барона Мюнхгаузена»* при сооружении орбитальных колец.

3.4. Анализ законов сохранения применительно к ГКТ

Энергия к грузу может быть подведена и при его полной неподвижности, например, путем его нагрева или «выключения» силы тяжести в гипотетическом антигравитационном корабле. Однако поскольку к грузу должна подводиться не только энергия, но и импульс, то в процессе подведения энергии груз неизбежно начнет двигаться и пройдет тем больший путь, чем дольше будет подводиться энергия. Этот путь можно определить из условия, что подводимая мощность $N(t) = \text{const}$ в процессе разгона груза.

Тогда из закона сохранения энергии

$$Nt = \frac{m_r V_x^2}{2} \quad (11)$$

получим выражение для пройденного пути S :

$$S = \frac{4}{3\sqrt{3}} V_x t. \quad (12)$$

Анализ графиков, построенных по зависимостям (3), (4), (6), (8) и (12) для $V_x = 10^4$ м/с (рисунки 3–8), показывает, что основным требованием,

* Принцип, который использовал барон Мюнхгаузен, поднимая себя и коня из болота, потянув за косичку. Правда, барон пытался нарушить закон сохранения движения центра масс – за счет внутренних сил системы положение центра масс не может быть изменено в пространстве.

которому должен удовлетворять ГКТ при индустриализации космоса, является экологическая безопасность, характеризующаяся минимальной степенью химического, энергетического и других воздействий на окружающую среду, причем не столько абсолютной величиной, сколько мощностью этого воздействия.

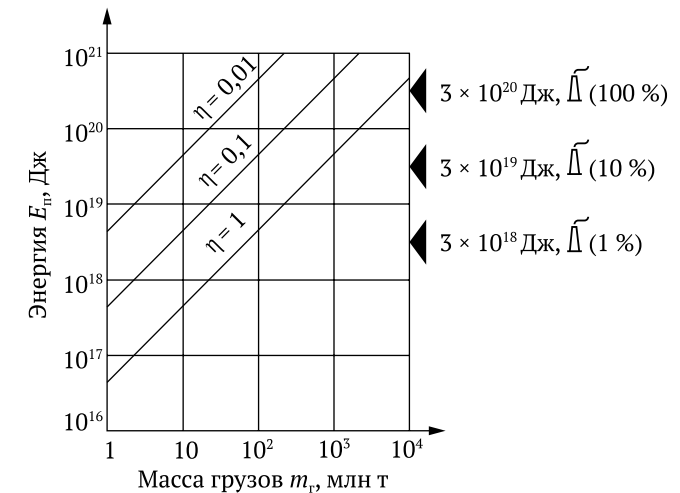


Рисунок 3 – Затраты энергии на выведение грузов на орбиту (для $V_x = 10^4$ м/с)

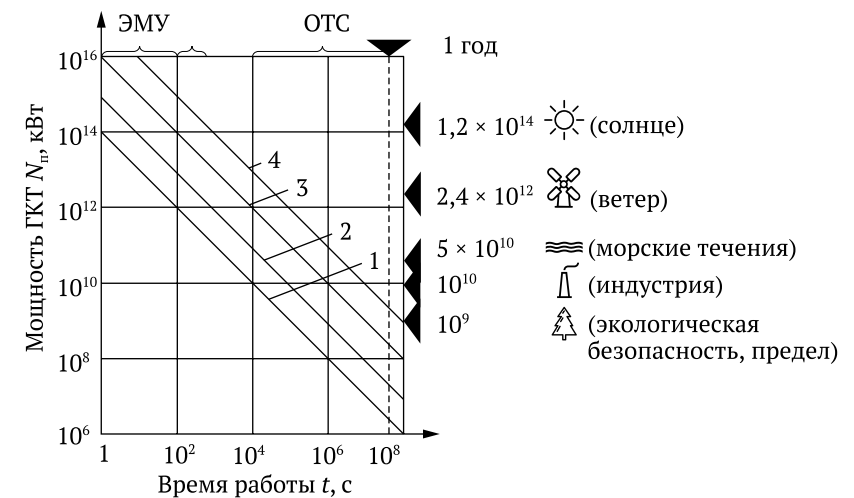


Рисунок 4 – Мощность, развиваемая ГКТ при выведении грузов на орбиту при $V_x = 10^4$ м/с, $\eta = 0,5$ и m_r , равном: 1 – 1 млн т; 2 – 10 млн т; 3 – 100 млн т; 4 – 1 млрд т

Например, затратив только 10 % от современного потребления энергии, равного примерно 3×10^{20} Дж (рисунок 3), человечество уже в настоящее время могло бы при $\eta_s = 0,5$ ежегодно выводить в космос 300 млн тонн грузов, а в окружающую среду транспортная система выбрасывала бы только 5 % энергии, потребляемой нашей цивилизацией сегодня. Поэтому с энергетической точки зрения человечество в состоянии даже теперь выводить в космос сотни миллионов тонн грузов в год.

Однако картина резко меняется, если от количества потребления энергии перейти к мощности ее потребления (рисунок 4) или выброса в окружающую среду (рисунки 5, 6). Для сравнения на оси ординат графиков приведены следующие контрольные цифры мощностей (кВт): $1,2 \times 10^{14}$ – солнечного излучения, поглощаемого Землей; $2,4 \times 10^{12}$ – всех атмосферных течений планеты; 5×10^{10} – всех морских течений планеты; 10^{10} – современного энергопотребления человечеством; 10^9 – экологически безопасного предела энергопотребления.

Например, для характерного времени электромагнитного ускорителя (ЭМУ, или катапульты) 1–100 с (длиной разгонного пути, соответственно, 5–500 км) его суммарные мощности должны быть соизмеримы с мощностью всего солнечного излучения, падающего на Землю даже при $m_r = 1$ млн тонн (рисунок 4). При этом мощности выброса энергии в атмосферу будут соизмеримы с суммарными мощностями всех атмосферных и морских течений планеты (рисунки 5, 6). Немногим лучше такие

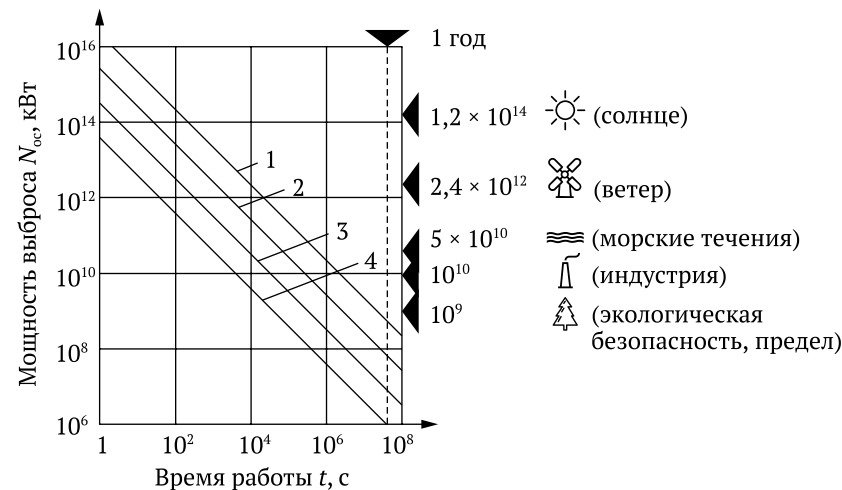


Рисунок 5 – Мощность выброса энергии в окружающую среду при $m_r = 100$ млн т, $V_x = 10^4$ м/с и η , равном: 1 – 0,1; 2 – 0,5; 3 – 0,9; 4 – 0,99

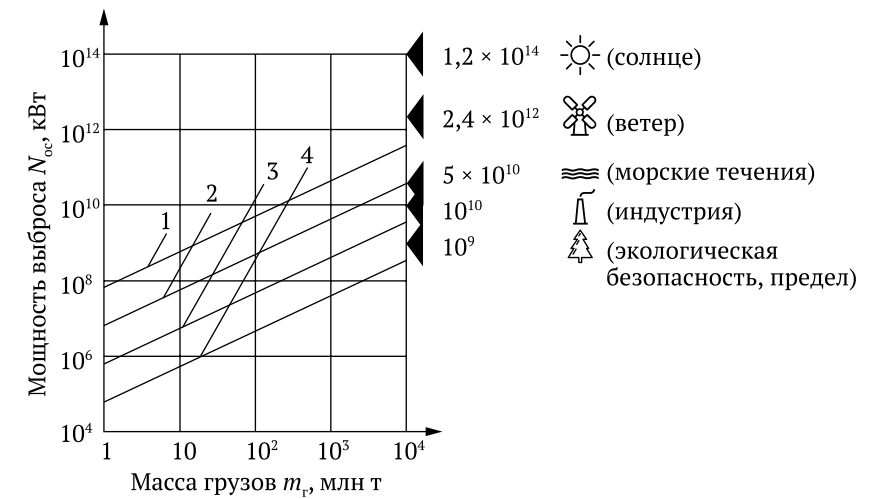


Рисунок 6 – Мощность выброса энергии в окружающую среду при $V_x = 10^4$ м/с, $t = 10^7$ с и η , равном: 1 – 0,1; 2 – 0,5; 3 – 0,9; 4 – 0,99

характеристики и у ракетносителя (РН). Малая длительность действия двигателей ракеты и катапульты (не только электромагнитной) – присущий им неустранимый недостаток. В первом случае из-за того, что тяга реактивных двигателей не может быть сколь угодно малой (чтобы увеличить время работы), она обязательно должна превышать вес ракеты, иначе ракета, даже израсходовав все топливо, не оторвется от стартового стола*. Это определяет необходимость достаточно быстрого сжигания топлива, а также малое время работы двигателей, что, впрочем, не мешает ракетносителю на активном участке полета проходить путь в сотни и даже тысячи километров (рисунок 8). Во втором случае из-за ограниченной длины катапульты либо скорость снаряда должна расти в процессе его разгона более интенсивно, чем у ракеты, либо длина электромагнитного ускорителя должна превышать путь активного полета ракетного корабля, т. е. должна иметь протяженность в тысячи километров, что нереально.

Мощность транспорта – не просто число. За этим числом скрыты научные, конструкторские, технологические трудности создания и эксплуатации системы, стоимость уникальных материалов и труда, затрачиваемых на реализацию программы, наконец, стоимость овеществленного труда. Это число характеризует и мощность воздействия на окружающую среду

* С приведенных позиций характеристики РН будут ухудшаться при увеличении силы тяжести, например, при старте с поверхности Сатурна или Юпитера – традиционная ракета не сможет выйти в космос с этих планет.

(рисунки 5, 6), которое может иметь катастрофические последствия для биосферы планеты. Не спасет положение и многократность использования ракеты или ЭМУ. При многократности, равной, соответственно, 10 или 10 тыс. раз в год (многократность увеличивает время t), и реальном КПД таких систем, который с учетом всех сопутствующих затрат и потерь энергии не превысит 0,1, их суммарная мощность, например, при $m_r = 100$ млн тонн, составит около $N_{\pi} = 10^{15}$ кВт. Это на три порядка превышает энергетическую мощность современной цивилизации, энергопотребление которой уже сейчас вступило в серьезные противоречия со средой обитания.

При увеличении времени работы двигателей транспортной системы потребляемая мощность снижается. Приемлемые мощности достигаются лишь при $t > 10^6$ с. Например, при $t = 3,2 \times 10^7$ с (1 год), $\eta = 0,5$ и $m_r = 100$ млн тонн мощность составит $3,2 \times 10^8$ кВт, что намного меньше суммарной мощности существующих электростанций мира. Однако из рисунка 8 следует, что при $t > 10^6$ с длина пути $S > 7,7 \times 10^6$ км, что на три порядка больше радиуса Земли и в десятки раз превышает расстояние до Луны. Чтобы обеспечить такой длинный путь разгона груза на планете, имеющей ограниченные размеры, есть только одно решение – сделать этот путь кольцевым, что и предложено реализовать в ГКТ, известном под названием «Общепланетное (общепланетарное) транспортное средство» (ОТС)*.

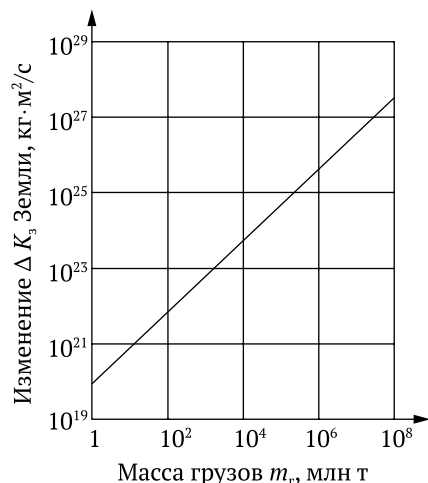


Рисунок 7 – Изменение момента количества движения Земли при выведении груза на орбиту (для $r = 10\,000$ км)

* Юницкий, А. В космос – без ракеты / А. Юницкий // Техника и наука. – 1987. – № 4. – С. 40–43.

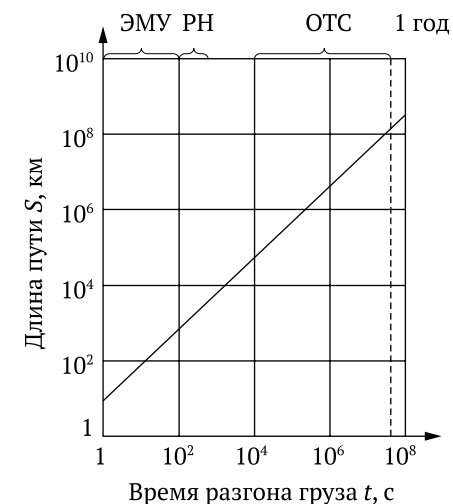


Рисунок 8 – Длина пути, который проходит груз в процессе его разгона ($V_x = 10^4$ м/с)

Так как движение должно быть подведено в виде момента импульса, причем в плоскости экватора, поэтому необходимо, чтобы указанный кольцевой путь охватывал планету вокруг оси ее вращения параллельно экватору*. Именно интенсивность подведения момента импульса к грузу, а не энергетические параметры будут самым узким местом грядущей индустриализации космоса. Эта характеристика определяет основные параметры ГКТ.

Чем сложнее путь передачи момента импульса от планеты к грузу, чем больше здесь промежуточных звеньев, тем более экологически опасна транспортная система. Наиболее опасен ракетоноситель, так как момент импульса передается планете (рисунок 7) в результате выброса продуктов горения реактивных двигателей в атмосферу, их торможения в атмосфере и последующей передачи момента импульса в результате трения атмосферы о земную кору. В этом случае происходит мощное тепловое, химическое, акустическое и другие виды загрязнения окружающей среды, особенно опасного в верхних слоях атмосферы из-за ее чрезмерной разреженности и необходимости вовлечения в передачу импульса планете атмосферного воздуха на огромных пространствах.

* С точки зрения теоретической механики предпочтение должно отдаваться экваториальному варианту ОТС, так как в этом случае его эксплуатация будет оптимальной. Однако из других соображений, таких как конкретная география регионов Земли, политическая обстановка в мире, наличие индустриальных стран в зоне расположения эстакады ОТС и т. д., предпочтительнее широтный вариант ОТС (вплоть до широты Северного или Южного полярного круга), хотя это и значительно усложнит выход ОТС на экваториальную орбиту и исключит возможность обратной посадки на эстакаду.

Указанный недостаток может усугубляться по мере роста скорости истечения продуктов горения реактивных двигателей (именно это направление считается наиболее перспективным в развитии ракетной техники: реактивные двигатели с лазерной подачей энергии, ядерные реактивные двигатели и т. п.), так как импульс будет расти пропорционально скорости истечения, а энергия и, соответственно, ее выброс в окружающую среду – пропорционально квадрату этой скорости. Поэтому при выведении одного и того же количества грузов на орбиту перспективные ракетносители в сравнении с обычными окажут более сильное воздействие на окружающую среду, добавив к нему не менее мощное влияние: электромагнитное, радиационное и др.

Электромагнитный ускоритель на этапе разгона полезной нагрузки экологически безопаснее ракетносителя, так как для разгона груза промежуточные звенья не нужны – импульс передается непосредственно земной коре. Однако на этапе выхода на орбиту снаряд попадает в атмосферу, где при космических скоростях движения интенсивно тормозится, теряя значительную часть импульса. При этом происходит мощное воздействие на окружающую среду: образование разрушительных ударных волн в атмосфере и интенсивное химическое и тепловое ее загрязнение из-за сгорания материала снарядов, хотя они и будут изготовлены из самых тугоплавких материалов. Кроме того, снаряды, даже выпущенные горизонтально, при достижении расчетной высоты имеют вектор скорости, не совпадающий с касательной к круговой орбите. Поэтому потребуются значительная коррекция направления полета снаряда и, по сути дела, такой ГКТ будет гибридом пушки с ракетой со всеми присущими последней недостатками.

Экологически опасным будет и гипотетический антигравитационный корабль.

Во-первых, он должен, пусть и локально, выключать гравитацию. Последствий этого для окружающей среды мы не знаем, хотя можно предположить, что вряд ли это будет полезно, так как нарушится сложившаяся экология планеты. Здесь возможны два варианта: 1) гравитационное поле экранируется полностью; 2) гравитационное поле ослабляется на заданную величину. В первом случае будет «выключена» гравитация не только со стороны Земли, но и той части Вселенной, которая находится по «ту сторону» экрана и имеет скорость убегания (вторую космическую скорость) в тысячи километров в секунду. Поэтому согласно закону сохранения энергии к экрану необходимо подвести энергию в тысячи, а то и в миллионы раз большую, чем показанную на анализируемых графиках для $V_x = 10^4$ м/с, что недопустимо для целей индустриализации ближнего космоса. Во втором случае энергетические параметры антигравитационного корабля будут

соответствовать другим видам ГКТ, в том числе и его энергетической мощности, которые будут зависеть не только от m_t , но и от времени t «выключения» гравитации (подведения энергии для того, чтобы корабль выбрался из гравитационной «потенциальной ямы»).

Во-вторых, выключением гравитации можно подвести энергию, но не импульс. При падении под действием силы тяжести обычная масса движется по силовым линиям гравитационного поля (к центру масс притягивающего тела). Антигравитационный корабль будет двигаться по тем же силовым линиям, но в противоположном направлении, со временем приобретая все больший импульс, который подведет к нему планета, отталкивающая его с помощью гравитационного (вернее, антигравитационного) поля. Поэтому без принятия специальных мер такой корабль со временем лишь улетит в бесконечность, если к его экрану будет подведена соответствующая энергия, но не сможет выйти на околоземную круговую орбиту. Он может также зависнуть на высоте H , но это не будет выходом в космос, так как при отделении полезной нагрузки последняя упадет обратно на Землю. По сути дела, гравитолет станет разновидностью дирижабля, когда выталкивающей силой является само гравитационное поле и, подобно дирижаблю, для горизонтального перемещения должен иметь дополнительный привод. Поэтому для передачи момента импульса (для перехода на круговую орбиту) потребуются все тот же реактивный двигатель. В результате получится гибрид с ракетносителем, в котором основная работа по выведению груза на орбиту будет выполняться с помощью реактивного двигателя со всеми свойственными ему недостатками. По мере роста окружной скорости гравитолета создаваемую им антигравитацию нужно постепенно уменьшать до нуля (при достижении орбитальной скорости искусственного спутника Земли), иначе для его удержания на орбите потребуются дополнительная и постоянно действующая сила, направленная к притягивающему центру.

Более приемлемые характеристики у космического лифта*, который имеет, по сути, только один эксплуатационный недостаток: без дополнительной корректировки, например, с помощью реактивных двигателей, он сможет выводить грузы только на одну круговую орбиту – геосинхронную (35 800 км). Однако конструктивные недостатки лифта будут определяющими, особенно то обстоятельство, что он является стационарным и самонесущим. Это потребует огромного количества уникальных по своим прочностным характеристикам материалов – масса лифта может достигать миллионов тонн и в отдельных случаях превышать массу грузов,

* Космический лифт – корабль, отправленный на геосинхронную орбиту в плоскости экватора, с которого опущен в сторону Земли до ее поверхности высокопрочный трос, а в противоположную сторону – трос, снабженный противовесом.

доставляемых в космос с его помощью за весь период эксплуатации. Это создаст трудности и при строительстве лифта, которое может быть осуществлено только из космоса, т. е. извне по отношению к земной цивилизации, поэтому для его сооружения необходимо в течение длительного времени использовать иные, менее приемлемые варианты ГКТ.

Кроме того, момент количества движения, который передается от выводимого на орбиту груза земной коре в виде сил Кориолиса, направленных нормально оси лифта, представляющего собой гибкую связь длиной свыше 40 тыс. км, вызовет в его конструкции крайне невыгодное напряженно-деформируемое состояние, аналогичное состоянию бельевой веревки, только длиной в десятки тысяч километров. Поэтому пропускная способность космического лифта не может быть высокой, так как силы Кориолиса пропорциональны грузопотоку на орбиту.

Всех перечисленных недостатков лишено ОТС*. Это единственное техническое решение, в котором транспортная система способна выводить грузы на различные экваториальные орбиты без использования реактивных двигателей, и единственное решение, где может быть применен «принцип барона Мюнхгаузена» для выхода в космос, так как в процессе функционирования ОТС положение центра масс не меняется в пространстве. Поэтому оно может выходить в космос, используя лишь внутренние силы системы, без какого-либо энергетического, механического, химического и других видов взаимодействия с окружающей средой, т. е. будет экологически чистым.

4. Общепланетарное транспортное средство

Простейший грузовой вариант ОТС может быть устроен следующим образом.

Представьте себе ажурную эстакаду, расположенную, например, вдоль параллели на 55° северной широты (примерная широта Москвы, центральной части Великобритании, юга Канады) и таким образом кольцом охватывающую планету в плоскости, параллельной плоскости экватора. Ее длина в этом случае 23 тыс. км**. Эстакада может проходить и на других широтах. На материках эстакада крепится с помощью обычных опор (рисунок 9), в океане – на понтонах, установленных ниже поверхности воды (рисунок 10).

* Юницкий, А. Пересадочная, космическая, кольцевая / А. Юницкий // Изобретатель и рационализатор. – 1982. – № 4. – С. 28–29.

** Сегодня человечество выполняет более грандиозные программы, чем строительство эстакады ОТС. Например, если все легковые автомобили, которые имеются сегодня в мире, а их почти 500 млн, использовать в качестве кирпичиков для строительства стены вокруг Земли по указанной широте, то высота этой сплошной стены превысит 100 м. А бетона, уложенного в плотину одной лишь Саяно-Шушенской ГЭС, а это почти 10 млн м³, хватит для строительства всех опор эстакады ОТС.

По эстакаде на высоте 10–50 м уложена путевая структура (рисунок 11). Она состоит из линейного электродвигателя, установленного вдоль уложенного по всей эстакаде вакуумного канала-трубы. Внутри трубы размещен линейный (вытянутый в линию) ротор, также охватывающий планету, – та самая полезная нагрузка, которую предстоит вывести в безвоздушное пространство. Это – необходимое для космического строительства сырье и материалы, а также полуфабрикаты, детали, инструмент и прочее.

Как же функционирует такое простейшее ОТС? Заранее изготовленные участки ротора соединяют друг с другом и последовательно направляют в уложенный на эстакаде канал-трубу через специальные заправочные окна. Затем откачивают воздух из канала, и гигантское кольцо готово к работе.

Включается система электромагнитов, которая подвешивает и стабилизирует ротор в центре трубы. Затем ротор приводится линейным электродвигателем в движение вдоль канала и, соответственно, вокруг Земли. Масса ротора значительна (он имеет в поперечнике размер около 10 см, а каждый его погонный метр весит 10–50 кг; общий вес ротора составляет сотни тысяч тонн; диаметр канала-трубы – 20–30 см), поэтому проходят многие дни или даже недели, прежде чем он достигнет первой космической скорости и за счет уравнивания силы земного притяжения центробежной силой обретет невесомость*. Но вот скорость достигает 10 км/с. Отключается система линейных электродвигателей, магнитный подвес. Ничто уже не удерживает на эстакаде вакуумированную оболочку со стремительно несущимся внутри кольцом-ротором. Специальная автономная система магнитного подвеса, размещенная в трубе-оболочке, продолжает удерживать ротор строго в центре трубы. Планетарных размеров кольцо под действием центробежных сил, превышающих силу земного тяготения, отрывается от поверхности Земли и, растягиваясь, подобно резиновой велосипедной камере**, за несколько десятков минут покидает газовую оболочку планеты и целиком выходит на круговую орбиту (рисунок 12) в плоскости экватора.

* Сказанное справедливо только для экваториальной плоскости. У ротора широтного ОТС невесомость не наступит, так как сила тяжести и центробежная сила не лежат в одной плоскости.

** Вначале, например, до 1–2 %, ротор и оболочка растягиваются за счет упругости конструктивных материалов (это обеспечит подъем до высоты около 100 км), затем – специальных телескопических соединений, обеспечивающих двойное удлинение. Оболочка может выводиться в космос либо, разделившись на части, на парашютах возвращаться на Землю для повторного использования.

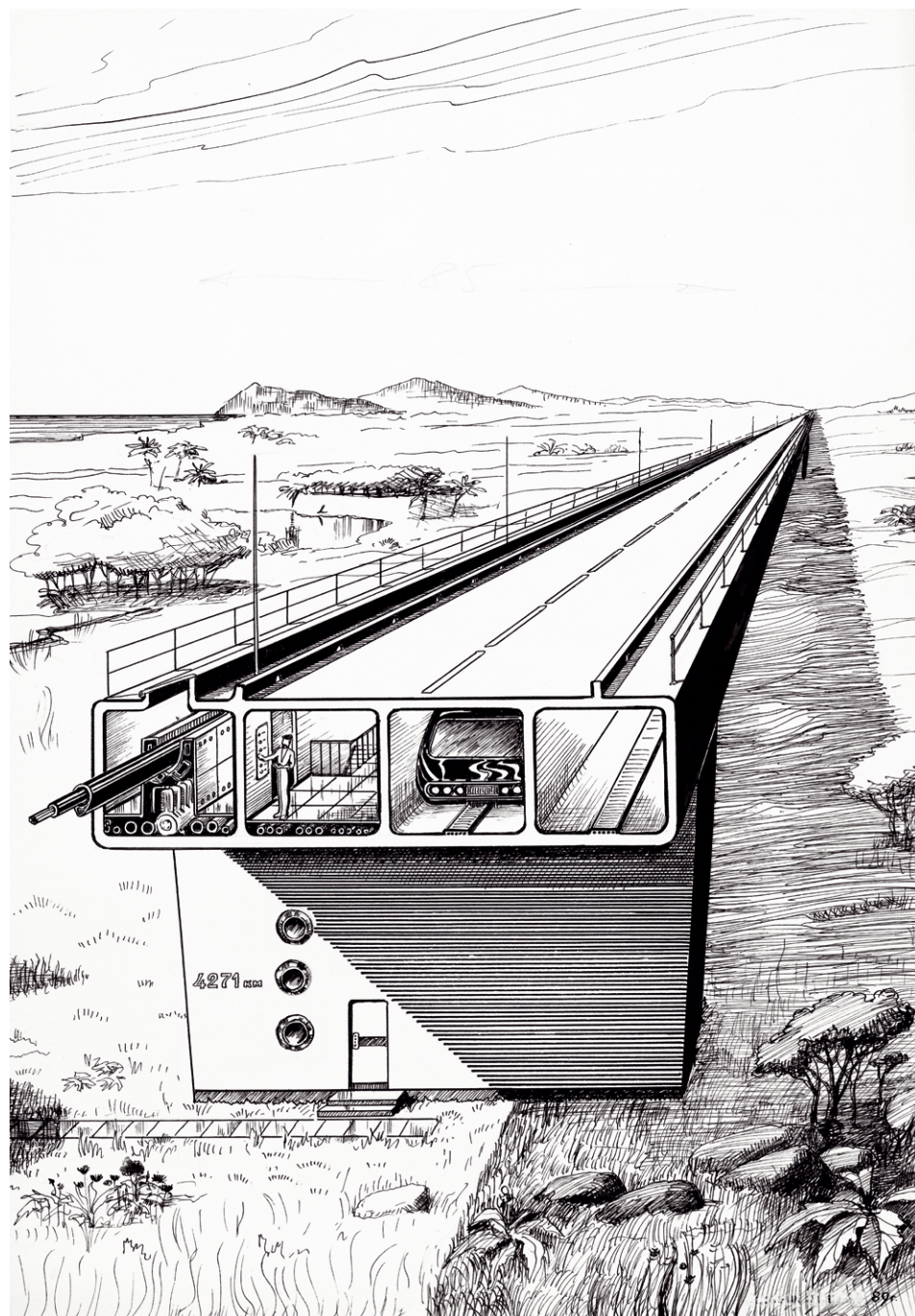


Рисунок 9 – Сухопутный участок грузового варианта ОТС

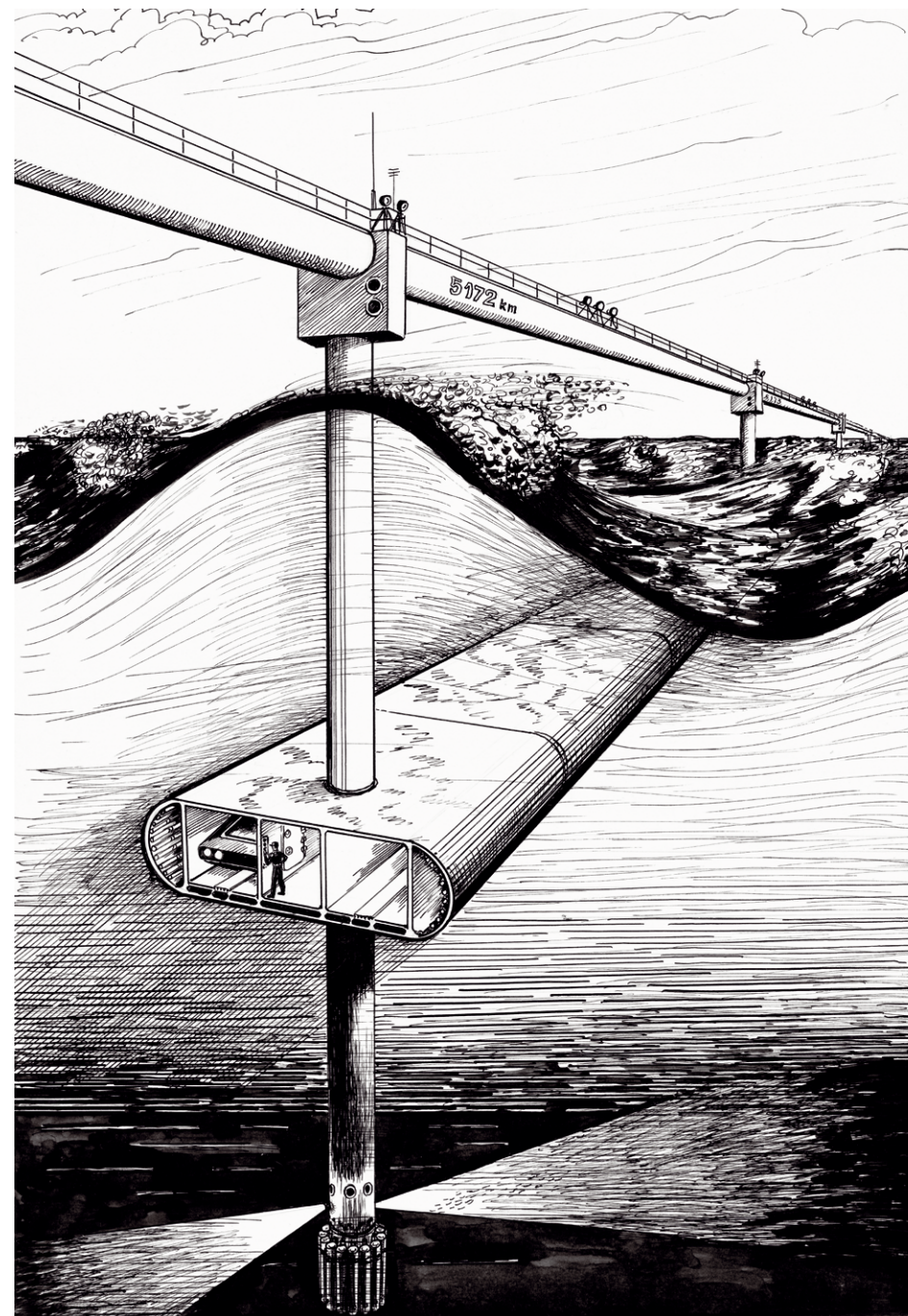


Рисунок 10 – Морской участок грузового варианта ОТС

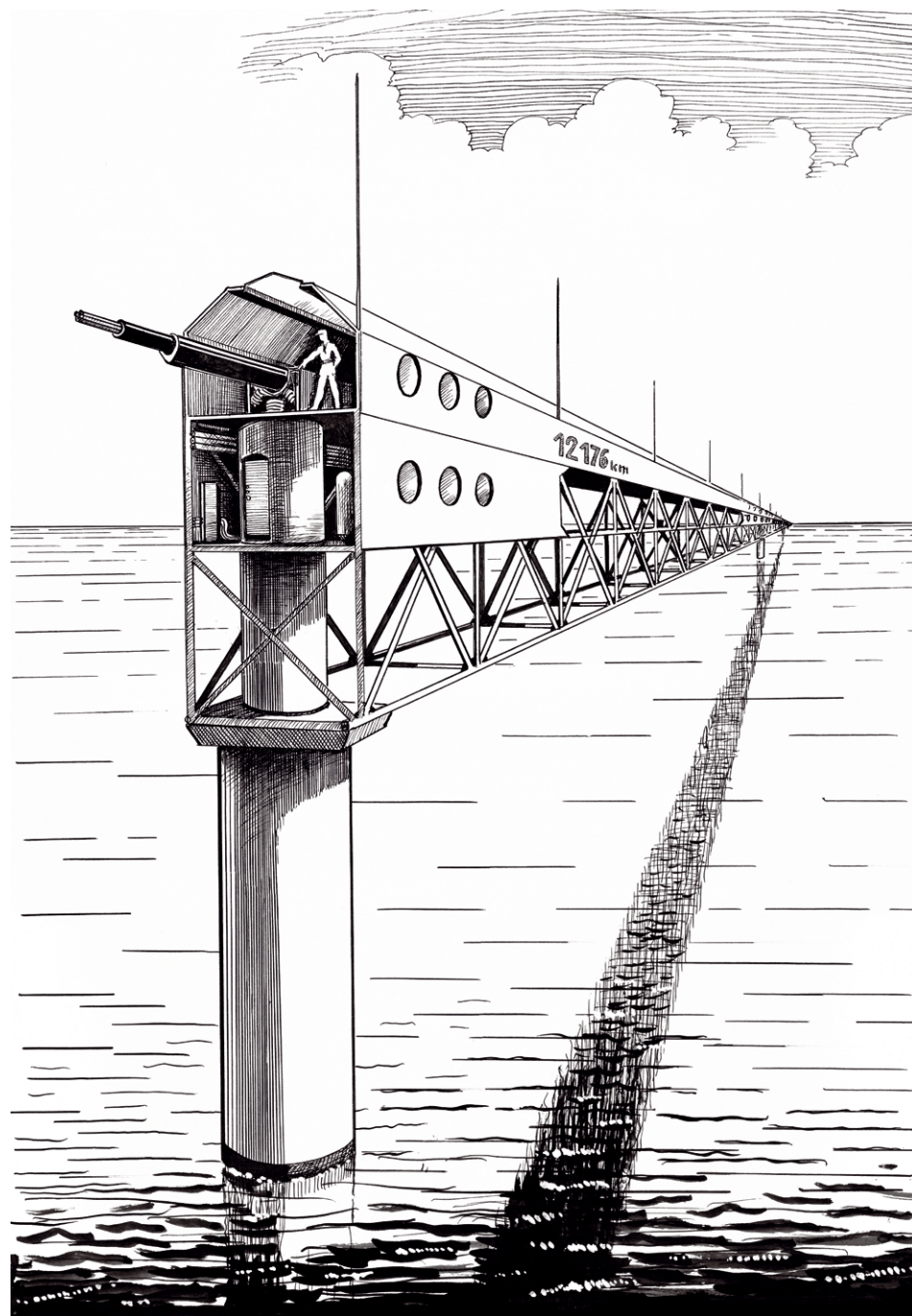


Рисунок 11 – Конструкция путевой структуры ОТС на морском участке

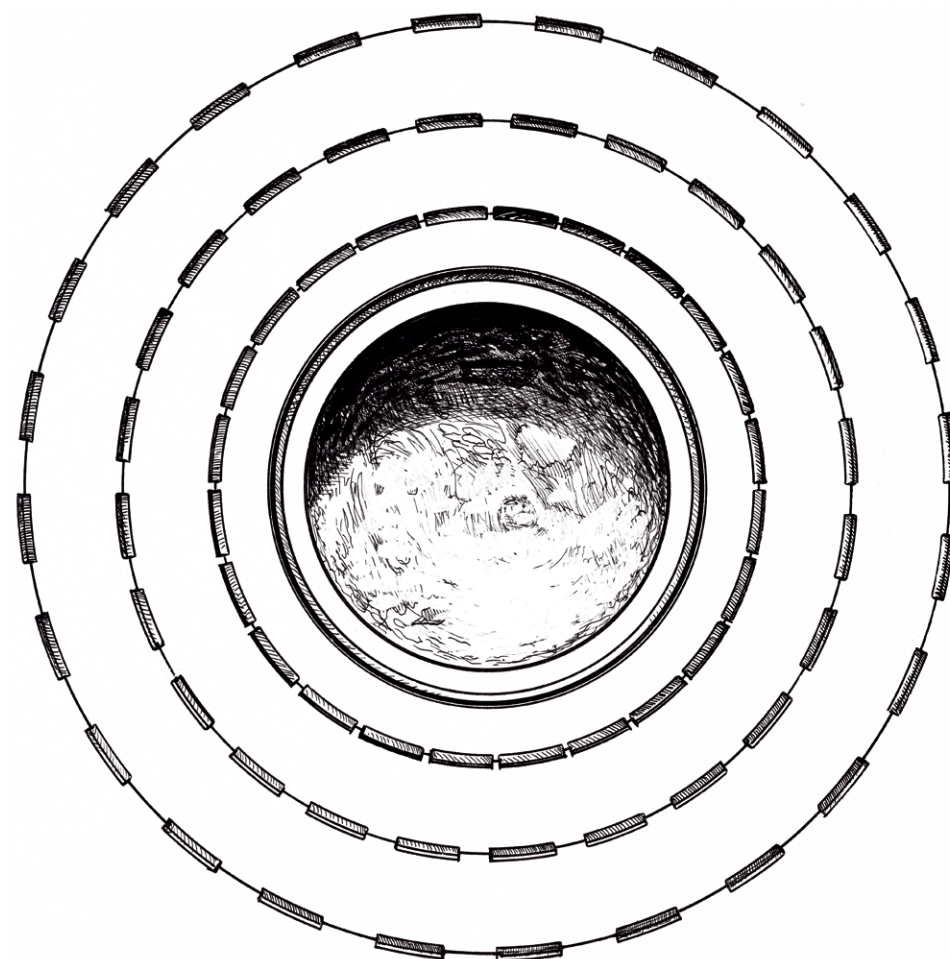


Рисунок 12 – Этапы выхода ротора в космическое пространство
(вид на планету – с полюса)

Глава 1

Динамика выхода ОТС в космическое пространство в экваториальной плоскости Земли

Рассмотрим задачу о движении ротора ОТС в атмосфере и открытом космосе в случае экваториального расположения стартовой эстакады. Определим основные закономерности процесса выхода на орбиту при самых общих предположениях относительно свойств ротора и условий его движения [1].

В качестве модели ротора принимаем тонкое упругое кольцо с однородными механическими характеристиками, с конечным числом разделений на фрагменты и последующих этапов упругого или фрикционного расширения. Движение ротора через атмосферу происходит внутри вакуумируемой оболочки, что необходимо для изоляции быстродвижущегося ротора от воздушной среды. Оболочка участвует только в радиальном движении; воздушная среда моделируется стандартной атмосферой.

Анализ решений дифференциальных уравнений движения позволяет исследовать поэтапное движение ротора – его положение, определяемое полярными координатами, соответствующие скорости и ускорения, время движения, действующие силы, степень влияния на динамические характеристики различных параметров ротора и оболочки и т. д. Как будет показано, при произвольно выбранных параметрах радиальное движение ротора является колебательным относительно положения орбиты. Для управления движением ротора с целью гашения колебаний и вывода на заданную орбиту можно использовать фрикционные силы между фрагментами ротора в их телескопических соединениях. Определено соотношение между исходными параметрами ротора и оболочки в начале радиального движения, установлена зависимость между стартовой скоростью ротора и положением орбиты.

Исследована динамика колебательного движения ротора в случае свободного расширения фрагментов; определены критические режимы движения, когда ротор расширяется неограниченно, удаляясь на бесконечность. Такой режим можно использовать для организации транспорта полезных грузов в пределах космической индустриальной зоны Земли или до объектов Солнечной системы и обратно.

1.1. Постановка задачи

Исследуем движение ротора ОТС при выводе на орбиту в плоскости экватора. На участке движения в плотных слоях атмосферы ротор движется внутри вакуумируемой оболочки. Начальное состояние системы «ротор – оболочка» определяется вращающимся по экватору со скоростью V ротором и неподвижной оболочкой. После освобождения от магнитных подвесов начинается радиальное движение ротора, сообщаемое оболочке. За счет электромагнитных взаимодействий с ротором оболочка получает вращательное движение, дополнительное к вращению вместе с Землей. К моменту отделения оболочки ее общая угловая скорость – ввиду слабости взаимодействий и малости времени движения – имеет малую величину порядка угловой скорости Земли, поэтому вращательным движением оболочки можно пренебречь. Вращение оболочки, как будет показано в дальнейшем, не меняет общей картины движения, внося лишь малые количественные изменения в динамические характеристики системы.

Движение системы «ротор – оболочка», а затем движение ротора после сброса оболочки определяется по отношению к движущейся системе отсчета с началом в центре Земли.

Ось Z направлена вдоль оси вращения Земли и ротора, оси X и Y – в плоскости экватора. Влияние Солнца, Луны и других тел Солнечной системы не учитывается по причине слабости этого влияния.

Динамическая модель ротора принимается в виде тонкого кольца с однородными механическими свойствами и начальным радиусом r_{p0} , равным экваториальному радиусу Земли. На начальном этапе радиального движения учитывается упругое растяжение кольца; после достижения определенного значения относительной деформации ротор разделяется на фрагменты с телескопическими соединениями. Последующее относительное перемещение фрагментов – этап фрикционного расширения – исследуется с учетом сухого трения.

После выхода соединительных элементов на упоры относительное перемещение фрагментов прекращается, и начинается новый этап упругого растяжения, затем снова происходит разделение на фрагменты, этап фрикционного расширения и т. д. Может быть несколько чередующихся этапов упругого и фрикционного расширения ротора. На каждом этапе рассматриваются усредненные по длине ротора значения массы единицы длины ротора, коэффициента упругости, силы трения и других характеристик.

При колебательном движении ротора возможно относительное перемещение фрагментов, если силы трения в телескопических соединениях отсутствуют. Полагаем, что такие перемещения фрагментов происходят также при движении ротора по орбите.

Как замкнутый тонкостенный тор рассматривается оболочка, выдерживающая статическое и динамическое давление атмосферы и способная упруго растягиваться до выхода из плотной атмосферы и отделения от ротора. Форма оболочки в сечении может варьироваться от круговой до хорошо обтекаемой каплеобразной.

В рамках принятой модели ротора и оболочки и других оговоренных выше ограничений и свойств определим следующее.

1. Общие условия, необходимые для вывода ротора на заданную круговую орбиту радиуса R_k : величину стартовой скорости V_{p0} ротора, соотношения между исходными параметрами в начале радиального движения, моменты разделения на фрагменты, длины участков упругого и фрикционного расширения и т. д.

2. Параметры управляющего воздействия – в данном случае силы трения – для гашения энергии ротора в радиальном движении с целью неколебательного вывода на орбиту.

3. Параметры радиального и вращательного движения ротора – положение, скорость, ускорение на различных этапах, время движения в режимах аperiодического движения и свободных колебаний и т. д.

4. Условия на конечном этапе, обеспечивающие в положении, определяющем заданную орбиту, одновременное обращение в нуль радиальной скорости, радиального ускорения и деформации фрагментов ротора, что является необходимыми условиями для дальнейшего движения ротора на этой орбите.

1.2. Дифференциальные уравнения движения элемента системы «ротор – оболочка» в атмосфере

Исследуем влияние упругих сил, представляющих собой внутренние силы системы, на ее движение. Рассмотрим элемент, состоящий из дуги ротора и окружающей его оболочки с начальной длиной l и массами m_p и m_o (рисунок 13). В качестве обобщенных координат системы принимаем угол поворота φ и текущий радиус r_p орбиты ротора. Кинетическая энергия элемента системы

$$K = \frac{1}{2} (m_p r_p^2 \dot{\varphi}^2 + m_o \dot{r}_p^2),$$

где $m = m_o + m_p$; $\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$ – угловая скорость ротора; $\dot{r}_p = \frac{dr_p}{dt}$ – радиальная скорость ротора и оболочки.

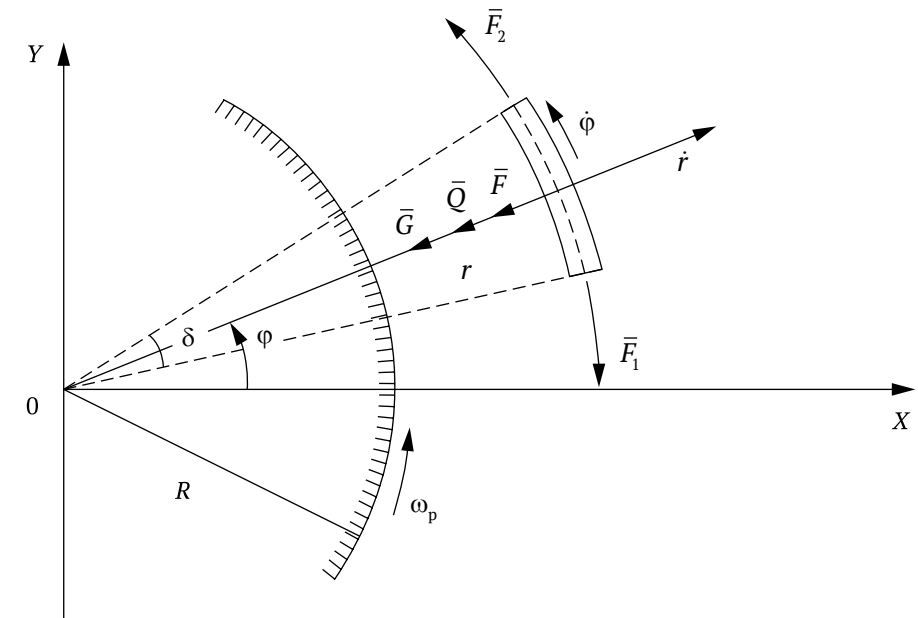


Рисунок 13 – Схема движения элемента системы «ротор – оболочка»

Силы, действующие на выделенный элемент системы:

1. Сила притяжения к центру Земли

$$G = mg \frac{R^2}{r_p^2}, \quad (1.1)$$

где g – гравитационное ускорение на экваторе [4]; R – радиус экватора.

2. Силы упругости F_1, F_2 , действующие на концах элемента со стороны остальной части системы «ротор – оболочка», при этом $F_1 = F_2 = F$, $F = C\Delta L$, где $C = C_o + C_p$ – суммарная жесткость ротора – оболочки; $\Delta L = 2\pi(r_p - R)$ – удлинение системы «ротор – оболочка». Равнодействующая F сил \vec{F}_1 и \vec{F}_2 приложена в центре элемента и направлена по радиусу к центру Земли; ее модуль $F = 2F_1 \sin \frac{\delta}{2}$, где $\delta = l/R$ – центральный угол дуги l . Ввиду малости δ запишем $F = \delta F_1$, тогда

$$F = 2\pi Cl \left(\frac{r_p}{R} - 1 \right).$$

3. Сила \bar{Q} сопротивления атмосферы, с которой контактирует оболочка, участвующая в радиальном движении. С учетом убывания плотности атмосферы

$$Q = k_{\phi} \rho_0 r_p^2 \exp\left[-\alpha_n \left(\frac{r}{R} - 1\right)\right],$$

где k_{ϕ} – коэффициент, зависящий от формы оболочки; ρ_{a0} – начальная плотность атмосферы; α_n – величина, при которой влиянием Q на высоте $H_a \geq 100$ км можно пренебречь.

Используя формализм Лагранжа и опуская индекс «р» при обозначении текущего радиуса ротора, запишем:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial K}{\partial \dot{\phi}} - \frac{\partial K}{\partial \phi} = 0;$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial K}{\partial \dot{r}} - \frac{\partial K}{\partial r} = -G - F - Q.$$

Выполнив дифференцирование, получим после некоторых преобразований и упрощений дифференциальные уравнения движения элемента ротора и оболочки на начальном этапе – от старта с экваториальной эстакады до выхода из плотных слоев атмосферы:

$$\ddot{\phi} r + 2\dot{\phi} \dot{r} = 0; \quad (1.2)$$

$$\ddot{r} = \frac{m_p}{m} r \dot{\phi}^2 - g \frac{R^2}{r^2} - \frac{2\pi Cl}{m} \left(\frac{r}{R} - 1\right) - \frac{k_{\phi} \rho_{a0}}{m} r^2 \exp\left[-\alpha_n \left(\frac{r}{R} - 1\right)\right]. \quad (1.3)$$

В уравнении (1.3) первый член представляет собой ускорение от центробежной силы инерции элемента ротора, остальные – от действия указанных выше сил.

Начальные условия задачи

$$\phi_0 = 0; \quad \dot{\phi}_0 = \frac{V_0}{R} = \omega_{p0}; \quad (1.4)$$

$$r_{p0} = R; \quad \dot{r}_{p0} = 0, \quad (1.5)$$

где ω_{p0} – начальная угловая скорость ротора; V_0 – стартовая скорость ротора.

1.3. Анализ уравнений движения системы в атмосфере

Координата ϕ является циклической. Интегрирование (1.2) приводит к соотношению, отражающему закон сохранения кинетического момента системы относительно оси Z вращения ротора. С учетом начальных условий (1.4) получим:

$$\dot{\phi} = \omega_0 \frac{R^2}{r^2} = \frac{V_0 R}{r^2}. \quad (1.6)$$

Таким образом, угловая скорость ротора уменьшается при его подъеме обратно пропорционально квадрату расстояния элементов до центра Земли аналогично уменьшению силы притяжения элемента к центру Земли, которая определяется формулой (1.1).

Угловое ускорение меняется обратно пропорционально кубу расстояния до центра Земли. Действительно, из (1.2) с учетом (1.6) получим:

$$\ddot{\phi} = -2V_{p0} R \frac{\dot{r}}{r^3}.$$

Из уравнения радиального движения (1.3) можно определить с помощью условий (1.4), (1.5) радиальное ускорение в начале подъема ротора:

$$\ddot{r}_0 = \frac{m_p}{m} \frac{V_0^2}{R} - g.$$

Вводя безразмерные величины

$$\beta = \frac{V_0^2}{gR} = \left(\frac{V_0}{V_1}\right)^2; \quad \mu_1 = \frac{m_0}{m_p},$$

где $V_1 = (gR)^{1/2}$ – первая космическая скорость, получим $\ddot{r}_0 = \left(\frac{\beta}{1 + \mu_1} - 1\right)g$, откуда следует условие начала радиального движения системы «ротор – оболочка»

$$\beta > 1 + \mu_1,$$

или

$$V_0 > \left(1 + \frac{m_0}{m_p}\right)^{1/2} V_1.$$

Пусть, например, $\mu_1 = 0,3$; при значениях $R = 6,37 \times 10^6$ м, $g = 9,814$ м/с² имеем: $V_0 = \sqrt{1,3} V_1 = 9 \times 10^5$ м/с = 9 км/с. Для начала подъема системы «ротор – оболочка» в случае $m_0 = 0,3m_p$ необходимо разогнать ротор по отношению к эстакаде до относительной скорости

$$V_r = V_0 - V_e > 8,54 \text{ км/с},$$

где V_0 – абсолютная скорость; $V_e = \Omega R = 0,46$ км/с – переносная скорость; Ω – угловая скорость Земли.

Радиальное ускорение при этом невелико; пусть $V_r = 9,54$ км/с, $V_{p0} = 10$ км/с, $\beta = 1,6$, $\mu_1 = 0,3$, тогда $\ddot{r}_0 = 0,233g = 2,28$ м/с². В дальнейшем при расширении ротора и оболочки это ускорение уменьшается, поэтому радиальная скорость при движении в атмосфере будет небольшой, а сопротивление атмосферы невелико.

1.4. Динамика системы «ротор – оболочка» при движении в атмосфере

Заменяя в уравнении (1.3) $\dot{\phi}$ с помощью интеграла (1.6) и переходя к безразмерному радиусу $x = r/R \geq 1$, запишем дифференциальное уравнение радиального движения системы в атмосфере:

$$\ddot{x} = F(x) - K_0(x-1) - p\dot{x}^2 \exp[\alpha_n(x-1)], \quad (1.7)$$

где

$$F(x, \mu_1) = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta}{1 + \mu_1} \frac{1}{x} - 1 \right); \quad (1.8)$$

$$q = \frac{g}{R}; \quad K_0 = \frac{2\pi Cl}{mR}; \quad p = \frac{k_\phi \rho_0 R}{m}.$$

Радиальное ускорение \ddot{x} убывает от начального значения

$$\ddot{x}_0 = F(1, \mu_1) = q \left(\frac{\beta}{1 + \mu_1} - 1 \right)$$

до значения $\ddot{x}_1 = F(x_1, \mu_1) - K_0(x_1 - 1)$ в положении $x_1 = 1 + H/R$, где влияние атмосферы исчезает, и происходит сброс оболочки. При этом возможны случаи $\ddot{x}_1 \geq 0$ и $\ddot{x}_1 < 0$. В первом случае очевидно ограничение

$$K_0 \leq \frac{F(x_1, \mu_1)}{x_1 - 1}.$$

Используя соотношение (1.8), это ограничение можно выразить через начальные параметры системы.

Во втором случае необходимо обеспечить условие неотрицательности радиальной скорости \dot{x} , что будет рассмотрено ниже.

Умножим обе части уравнения (1.7) на dx ; левая часть при этом преобразуется к виду $\ddot{x}dx = d\left(\frac{\dot{x}^2}{2}\right)$. Проинтегрируем полученное соотношение с пределами $x_0 = 1$ и x , $\dot{x}_0 = 0$ и \dot{x} . В результате найдем выражение радиальной скорости на этапе движения системы в атмосфере:

$$\dot{x}^2 = (x - x_0) \left[\frac{q}{x} \left(\frac{\beta}{1 + \mu_1} \frac{x + x_0}{x} - 2 \right) \right] - 2a(x, x_0), \quad (1.9)$$

где $a(x, x_0) = p \int \dot{x}^2 \exp[-\alpha_n(x-1)] dx$ – часть работы сил сопротивления атмосферы, приходящаяся на единицу массы ротора – оболочки.

Определяя из (1.9) x и умножая на R , найдем размерную радиальную скорость $V_{\text{рад}} = R\dot{x}(x)$.

Радиальная скорость \dot{x} возрастает на этапе движения в атмосфере $[x_0, x_1]$ от значения $\dot{x}_0 = 0$ до некоторого максимального. Если $\ddot{x}_1 \geq 0$, то максимальное значение достигается в положении x_1 . Если $\ddot{x}_1 < 0$, то в положении x' , $x_0 < x' < x_1$; ускорение \ddot{x}' обращается в нуль, а затем становится отрицательным.

Уравнение (1.7) допускает точное решение. После несложных преобразований и введения обозначений

$$u(x) = \dot{x}^2; \quad f_1(x) = p \exp[-\alpha_n(x-1)];$$

$$f_2(x) = F(x, \mu_1) - K_0(x-1)$$

получим уравнение первого порядка с переменными коэффициентами:

$$u' + 2f_1(x)u - 2f_2(x) = 0, \quad (1.10)$$

общее решение которого

$$u(x) = 2 \exp[-F_1(x)] \int_{x_0}^x f_2(x) \exp[-F_1(x)] dx,$$

где

$$F_1(x) = 2 \int_{x_0}^x f_1 dx = -\frac{2p}{\alpha_n} \left\{ \exp[-\alpha_n(x-1) - 1] \right\}.$$

Интегралы уравнений (1,6) и (1.10) позволяют получить в квадратурах решение задачи о законе движения системы на этапе движения в атмосфере.

Имеем $\dot{x} = [u(x)]^{1/2}$:

$$dt = \frac{dx}{[u(x)]^{1/2}}, \quad (1.11)$$

откуда определяем момент времени, когда ротор достигает положения x :

$$t = \int_{x_0}^x \frac{dx}{[u(x)]^{1/2}} = P(x). \quad (1.12)$$

Решая (1.12) относительно x , получим зависимость:

$$x = x(t). \quad (1.13)$$

Согласно (1.16) $d\varphi = \omega_0 \frac{dt}{x^2}$. Воспользовавшись (1.11), получим

$$d\varphi = \frac{\omega_0 dx}{x^2 [u(x)]^{1/2}}, \text{ откуда}$$

$$\varphi = \omega_0 \int_{x_0}^x \frac{dx}{x^2 [u(x)]^{1/2}} = \omega_0 \Phi(x). \quad (1.14)$$

Здесь φ – угол поворота ротора по отношению к инерциальной системе отсчета $OXYZ$. Угловое положение φ' по отношению к системе отсчета $OX'Y'Z'$, связанной с Землей и вначале совпадавшей с $OXYZ$, определяется соотношением

$$\varphi' = \varphi - \omega_3 t = \omega_0 \Phi(x) - \omega_3 P(x). \quad (1.15)$$

Используя зависимость (1.13), выразим φ и φ' в функциях t :

$$\varphi = \varphi(t); \quad \varphi' = \varphi'(t). \quad (1.16)$$

Таким образом, получены соотношения, полностью определяющие динамику системы «ротор – оболочка» на этапе движения в атмосфере.

1.5. Динамика ротора на участке упругого растяжения в открытом космосе

После выхода из плотных слоев атмосферы, т. е. в положении $x_1 = 1 + \frac{H_a}{R}$, происходит сброс оболочки, которая не участвовала во вращательном движении, поэтому уравнение (1.2) и его интеграл (1.6) описывают также дальнейшее движение ротора.

Уравнение радиального движения упрощается, так как сопротивление атмосферы не учитывается, а величина $\mu_1 = 0$:

$$\ddot{x} - F(x, 0) + K_1(x - x_0) = 0, \quad x \geq x_1. \quad (1.17)$$

Здесь коэффициент K_0 заменен на K_1 :

$$K_1 = \frac{2\pi C_p l}{m_1 R},$$

где C_p и m_p – жесткость ротора и масса его элемента.

Таким образом, радиальное ускорение увеличивается в точке x_1 скачком потому, что $\beta > \frac{\beta}{1 + \mu_1}$ и $K_1 < K_0$; при дальнейшем расширении ротора радиальное ускорение монотонно уменьшается. Как и раньше, возможны два случая.

1. Если ускорение в конце предыдущего этапа удовлетворяет условию $\ddot{x}_1 \geq 0$, то после сброса оболочки оно принимает значение $\ddot{x}_{10} > \ddot{x}_1$, и радиальное движение ускоряется.

2. Если $\ddot{x}_1 < 0$, то дальнейшее движение ротора без замедления требует выполнения условия

$$\ddot{x}_{10} = F(x_1, 0) - K_1(x_1 - x_0) > 0.$$

В этом случае в положении $x = x_1$ и скорость \dot{x} принимает минимальное значение, что соответствует угловой точке на графике $\dot{x}(t)$, показанном на рисунке 21.

В дальнейшем полагаем, что значения \ddot{x}_{10} и $\dot{x}_{10} = \dot{x}_1$, начальные для участка упругого растяжения $x > x_1$, удовлетворяют условиям $\ddot{x}_{10} > 0$, $\dot{x}_{10} > 0$.

Интегрируя аналогично предыдущему уравнение (1.17) в пределах x_1 и x , \dot{x}_{10} и \dot{x} , получим выражение, определяющее скорость \dot{x} на первом этапе упругого растяжения ротора в космосе:

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_1^2 + (x - x_1) \left[\frac{q}{xx_1} \left(\beta \frac{x + x_1}{xx_1} - 2 \right) - K_1(x + x_1 - 2) \right], \quad x \geq x_1. \quad (1.18)$$

Уравнения (1.17) и (1.18) определяют ускорение и скорость ротора \ddot{x} и \dot{x} в зависимости от его положения x , что позволяет решить задачу об управлении движением ротора при выводе его на орбиту. Действительно, изменяя параметры β и K_1 и связанные с ними параметры V_0 , m_p , C_p , можно влиять на радиальное движение ротора. Анализ условий выхода ротора на заданную орбиту и влияние на этот процесс параметра β будут приведены ниже.

Управление с помощью упругих сил, что соответствует выбору коэффициента K_1 или жесткости ротора C_p , не является эффективным. Действительно, в точке орбиты $x = x_k$ радиальное ускорение и скорость должны одновременно обращаться в нуль:

$$\ddot{x}_k = \dot{x}_k = 0. \quad (1.19)$$

Эти условия в рассматриваемом случае невозможно выполнить одновременно, что следует из уравнений (1.17) и (1.18). Действительно, ускорение $\ddot{x}(x)$ изменяется монотонно, поэтому оно может обратиться в нуль на отрезке $[x_1, x_k]$ только один раз; пусть это произойдет в точке x' , $x_1 < x' < x_k$. Отрицательное ускорение на второй части отрезка $[x', x_k]$ может обратить в нуль скорость \dot{x}_k , но при этом само будет отличным от нуля, и в дальнейшем ротор будет двигаться в обратном направлении. Когда будет пройдено положение x' , ускорение станет положительным, а скорость будет убывать до нуля, после чего цикл движения повторится. Возникает колебательное движение ротора относительно положения x_k .

Если же точка x' , где $\ddot{x} = 0$, совпадает с точкой x_k , то скорость \dot{x}_k достигнет здесь максимального значения, и ротор по инерции пройдет это положение. Дальнейшее его движение будет замедленным до остановки в некотором положении x_{2k} , при этом ускорение $\ddot{x}_{2k} < 0$, следовательно, ротор двинется в обратном направлении.

Итак, совместное действие центробежной силы, силы тяготения и упругой силы обуславливает колебательное движение ротора. Управление движением ротора с помощью упругих сил препятствует и то обстоятельство, что деформации ротора допустимы только в сравнительно небольших пределах, что связано с реальными значениями упругих, прочностных и других характеристик ротора, а амплитуды колебаний достигают больших, сравнимых с радиусом Земли, значений.

Колебательный характер радиального движения ротора приводит к необходимости использования диссипативных сил, в частности, сил сухого трения. Автором проекта ОТС для реализации варианта управления движением ротора с целью устранения колебаний предложено следующее.

1. Разделение ротора на фрагменты с телескопическим соединением, что предотвращает появление больших деформаций.

Число разделений зависит от радиуса заданной орбиты, размеров фрагментов и их общих частей, а также других технических особенностей конструкции ротора.

2. Подтормаживание силами сухого трения относительного перемещения фрагментов после каждого разделения. Этапы движения ротора, где действуют силы трения, назовем этапами фрикционного расширения. Значения сил трения выбираются в основном из условия гашения скорости радиального движения ротора и, соответственно, энергии такого движения.

3. Чередование этапов фрикционного расширения с этапами упругого растяжения ротора в допустимых пределах его деформаций.

Как показано ниже, последний способ диссипации энергии позволяет более эффективно управлять радиальным движением ротора, придавая ему неколебательный характер. При этом выполняются условия (1.19) выхода на постоянную орбиту, а также другие условия, необходимые для движения на орбите.

1.6. Динамика колебательного движения ротора

Характерные особенности динамики ротора определяются при исследовании его колебательного движения в случае свободного расширения, когда фрагменты раздвигаются или сдвигаются в телескопических соединениях

без участия сил трения. При исследовании пренебрегаем влиянием атмосферы как на радиальное, так и на вращательное движение ротора. Такая ситуация возможна, например, при старте ротора с поверхности Луны, Марса или спутников больших планет. Тогда оболочка, предназначенная для защиты ротора от воздействия атмосферы, не нужна, а ротор разделяется на фрагменты в момент начала его радиального движения.

Уравнение радиального движения ротора в этом случае имеет вид:

$$\ddot{x} - F(x, 0) = 0, \quad x \geq x_0 \quad (1.20)$$

с начальными условиями

$$x_0 = 1; \quad \dot{x}_0 = 0. \quad (1.21)$$

Интегрируя уравнение (1.20) при условиях (1.21), получим:

$$\dot{x}^2 = \frac{q}{x}(x-1) \left(\beta \frac{x+1}{x} - 2 \right), \quad x \geq 1, \quad \beta > 1,$$

или

$$\dot{x}(x) = \frac{1}{x} \left\{ q(x-1) [(\beta-2)x + \beta] \right\}^{1/2}, \quad x \geq 1. \quad (1.22)$$

После разделения переменных и интегрирования определим время движения:

$$t = \frac{1}{\sqrt{q}} \int_1^x \frac{x dx}{[(\beta-2)x^2 + 2x - \beta]^{1/2}}. \quad (1.23)$$

Интеграл в (1.23) согласно [3] вычисляется в зависимости от значения β . Если $\beta < 2$, то

$$t = \frac{1}{\sqrt{q}(2-\beta)} \left\{ \frac{1}{(2-\beta)^{1/2}} \left[\frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{1-(2-\beta)x}{\beta-1} \right] - \left[2x - \beta - (2-\beta)x^2 \right]^{1/2} \right\}. \quad (1.24)$$

Если $\beta > 2$, то

$$t = \frac{1}{\sqrt{q}(\beta-2)} \left\{ [(\beta-2)x^2 + 2x - \beta]^{1/2} - \frac{1}{\beta-2} \times \right. \\ \left. \times \ln \frac{(\beta-2)[(\beta-2)x^2 + 2x - \beta]^{1/2} + (\beta-2)x + 1}{\beta-1} \right\}. \quad (1.25)$$

Наконец, если $\beta = 2$:

$$t = \frac{1}{3} \left(\frac{2}{q} \right)^{1/2} (x+2)(x-1)^{1/2}. \quad (1.26)$$

Анализ найденных зависимостей приводит к следующим результатам.

1. Ускорение радиального движения \ddot{x} согласно (1.20) обращается в нуль в единственной точке $x = \beta$. Если $x < \beta$, то $\ddot{x} > 0$, и ротор расширяется; если $x > \beta$, то $\ddot{x} < 0$, и ротор замедляет свое движение; а при $\dot{x} > 0$ – сужается. Следовательно, устойчивая орбита, где отсутствует радиальное движение ротора, может быть только в положении $x_k = \beta$.

Используя выражение β , найдем:

$$V_0 = (x_k g R)^{1/2} = (x_k)^{1/2} V_1, \quad (1.28)$$

стартовую скорость ротора, необходимую для достижения относительной орбиты $x_k = r_k/R$. Здесь g , R , V_1 – соответственно, ускорение свободного падения, радиус и первая космическая скорость небесного объекта, с которого стартует ротор (Луна, Марс и другие, включая Землю, если пренебречь действием атмосферы).

2. Скорость радиального движения \dot{x} , определяемая соотношением (1.22), имеет более сложную зависимость от координаты x . На постоянной орбите эта скорость отсутствует, поэтому рассмотрим условие $\dot{x} = 0$. Это условие выполняется в точке $x = 1 = x_0$, т. е. в начале радиального движения, что согласуется с начальными условиями (1.21).

Обращение подкоренного выражения (1.22) в нуль в точке $x_k = \beta$ приводит к результату $\beta = 1$, или $x_k = x_0$, следовательно, орбита совпадает в этом случае с исходным положением ротора. Значение $V_0 = V_1$, как известно, достаточно только для уравновешивания центробежной силой тяжести на поверхности планеты.

Если $\beta > 1$, то радиальная скорость свободного расширения ротора в положении $x_k = \beta$ отлична от нуля:

$$\dot{x}(x_k) = \left(\frac{q}{\beta}\right)^{1/2} (\beta - 1) = \frac{x_k - 1}{(x_k)^{1/2}} \frac{V_1}{R}.$$

Размерная величина радиальной скорости имеет вид:

$$V_{\text{рад}} = \dot{x}(x_k)R = \frac{x_k - 1}{(x_k)^{1/2}} V_1. \quad (1.29)$$

Эту скорость и соответствующую ей кинетическую энергию ротора в радиальном движении $\Delta K = MV_{\text{рад}}^2/2$ необходимо погасить для придания движению неколебательного характера. Используя выражения (1.28) и (1.29), найдем КПД системы на этапе вывода ротора на орбиту:

$$K_2 = \frac{K_0 - \Delta K}{K_0} = 1 - \left(\frac{V_{\text{рад}}}{V_0}\right)^2 = \frac{2x_k - 1}{x_k^2}.$$

Для рассмотренного случая $x_k = 1,5$ получим в условиях Земли: $V_{\text{рад}} = 0,408V_1 = 3,23$ км/с, $K_2 = 0,889$.

Итак, при свободном расширении ротор проходит положение постоянной орбиты $x_k = \beta > 1$ с отличной от нуля радиальной скоростью. Характер движения зависит от соотношения величины β к значению $\beta_{\text{кр}} = 2$, называемому в дальнейшем критическим параметром β .

Если $1 < \beta < \beta_{\text{кр}}$, то радиальная скорость равна нулю в положении x_{2k} , определяемом обращением в нуль второго множителя подкоренного выражения (1.22):

$$x_{2k} = \frac{\beta}{2 - \beta} = \frac{x_k}{2 - x_k}. \quad (1.30)$$

В точке x_{2k} ротор имеет нулевую радиальную скорость и отрицательное радиальное ускорение и в дальнейшем движется в обратном направлении, проходя положение x_k с отличной от нуля радиальной скоростью. Затем знак радиального ускорения изменится, движение станет замедленным, и ротор остановится в положении x_0 (диссипация энергии отсутствует), после чего повторится движение в прямом направлении и т. д. Таким образом, радиальное движение ротора при его свободном расширении является колебательным в интервале $[x_0, x_{2k}]$ относительно положения $x = x_k$.

Относительная орбита x_{2k} отстоит от x_k на величину $\Delta = x_{2k} - x_k = \frac{\beta - 1}{2 - \beta} x_k$.

Если $x_k = \beta = 1,5$, то $x_{2k} = 3$, $\Delta = 1,5$ или в размерных величинах: высота орбиты над экватором $H_k = (x_k - 1)R = 0,5R$; высота верхнего положения, где ротор остановится, $H_{2k} = 2R$. Таким образом, размахи колебаний составляют: вниз от положения орбиты на $0,5R$, вверх от этого положения на $1,5R$, т. е. в три раза больше.

Время движения в зависимости от положения ротора определяется формулой (1.24). Полупериод колебаний, т. е. время движения до орбиты $x = x_{2k}$:

$$\frac{\tau}{2} = \frac{\pi}{\left[q(2 - \beta)^3\right]^{1/2}}.$$

В случае $x_k = \beta = 1,5$ период составляет приблизительно 239 мин.

Если $\beta = \beta_{\text{кр}}$, то согласно (1.22) не существует конечного значения $x > 1$, где радиальная скорость обращается в нуль. Следовательно, ротор в этом случае удаляется на бесконечно большое расстояние, если не касаться технических вопросов реализуемости такого движения. Этот результат следует также из формулы (1.30). Время движения в зависимости от положения x определяется формулой (1.26).

Стартовая скорость, необходимая для этого варианта движения и имеющая смысл второй космической скорости для ротора, определяется согласно (1.28) для орбиты $x_k = \beta = 2$:

$$V_0 = (2gR)^{1/2} = \sqrt{2}V_1 = V_2.$$

Для Земли V_2 , что совпадает с известным значением второй космической скорости, при которой любой дискретный объект удаляется от Земли на бесконечность.

Таким образом, при свободном расширении в случае $\beta = \beta_{\text{кр}}$ ротор, пройдя положение $x_k = \beta_{\text{кр}}$ (где $\ddot{x} = 0$, после чего ускорение меняет знак), нигде более не останавливается и удаляется на бесконечность. При этом скорость радиального движения согласно (1.22) уменьшается, принимая в пределе нулевое значение.

Полученные результаты имеют принципиальное значение, так как накладывают существенные ограничения на выбор орбит роторов ОТС.

Если $\beta > \beta_{\text{кр}}$, то $V_0 > V_2$; здесь также, как и при $\beta = \beta_{\text{кр}}$, ротор при свободном расширении удаляется на бесконечность, но в этом случае радиальная скорость на бесконечности имеет значение, отличное от нуля: $\dot{x}_{\infty} = \left[q(\beta - 2)\right]^{1/2}$. Зависимость времени движения от положения определяется формулой (1.25).

В заключение отметим следующее.

1. Действие центробежной и гравитационной сил, а также силы упругости при упругом растяжении приводят к колебательному радиальному движению ротора относительно положения орбиты. В зависимости от значения параметра β (или стартовой скорости ротора V_0) возможны случаи, когда ротор расширяется неограниченно, удаляясь на бесконечность.

2. Силы трения между фрагментами или любые другие диссипативные силы, как показано ниже, меняют картину движения ротора: колебательное движение может стать затухающим или вообще неколебательным. Критическое значение параметра $\beta_{кр}$ при этом может увеличиваться, принимая любые значения, что приводит к увеличению радиусов постоянных орбит ротора и снятию указанных выше ограничений.

3. Использование диссипации энергии радиального движения возможно лишь частично, до некоторого положения ротора $x' < x_k$. Если в этом положении радиальная скорость обращается в нуль, а затем ротор свободно расширяется без влияния диссипативных сил, то он будет совершать колебания на некотором интервале $[x', x'']$ относительно орбиты x_k . Такой ротор может быть транспортным средством для связи с концентрическими индустриальными комплексами, движущимися по орбитам x' и x'' .

4. Описанные выше варианты, когда при радиальном движении ротор удаляется на бесконечность, можно использовать для транспортирования полезных грузов (сырья, энергии, готовой продукции и т. д.) с Луны, Марса и других небесных объектов со слабой атмосферой или вовсе без нее. После старта с поверхности таких объектов фрагменты ротора полностью отделяются друг от друга и с некоторыми вращательной и радиальной скоростями движутся по развертывающимся спиралям. Сообщая фрагментам дополнительные импульсы, например, с помощью реактивных двигателей или солнечных парусов, можно обеспечить движение фрагментов в направлении к космической индустриальной зоне Земли.

1.7. Уравнения движения ротора на участке фрикционного расширения

Как показано выше, для гашения колебательного радиального движения ротора при выводе на заданную орбиту необходимо использовать диссипативные силы. Ими могут быть силы сухого трения между фрагментами в телескопических соединениях; силы электромагнитного взаимодействия при преобразовании механической энергии в электрическую в режиме ее генерации в тех же соединениях; реактивные силы струй жидкости, взятой

в качестве балласта, направленного против движения ротора; различные сочетания этих сил. Для гашения колебаний можно также использовать поэтапное сбрасывание частей оболочки. Наиболее рациональный способ диссипации энергии радиального движения должен удовлетворять всем требованиям технического и конструктивного характера.

Будем исследовать лишь два способа диссипации – путем использования фрикционных сил и подъема частей оболочки, а также некоторое их сочетание.

Как отмечено в п. 1.1, этап упругого расширения завершается разделением ротора на фрагменты; для предотвращения резкого сжатия растянутых фрагментов вводится фрикционное торможение в их телескопических соединениях. Кроме диссипации энергии упругого растяжения ротора фрикционные силы используются и для диссипации энергии радиального движения, придавая ему характер апериодического движения.

Пусть в положении $x_2 > x_1$ ротор разделяется на фрагменты. Таких разделений может быть несколько, допустим n , тогда каждое деление является частичным: разделяется только n -я часть числа соединительных узлов ротора, предназначенных к разделению его на фрагменты. Возможны и другие способы деления, например, сразу во всех соединительных узлах; мы ограничимся рассмотрением указанного способа.

Число узлов и фрагментов, размеры фрагментов и их общих частей в телескопических соединениях должны быть определены из условия возможности выхода на орбиту радиуса $r_k = x_k R$. При этом должны выполняться следующие условия.

1. Ротор не теряет целостности, т. е. фрагменты полностью не отделяются.

2. При движении по орбите фрагменты могут совершать свободные перемещения относительно друг друга, что исключает появление в них деформаций и напряжений.

После разделений ротор представляет собой систему неразделенных и раздвигающихся фрагментов, относительное перемещение которых тормозится силами трения. Силы трения могут изменяться по некоторой программе в зависимости от положения x ротора, что достигается изменением нормального давления между фрикционными элементами или коэффициента трения на разных участках.

Погашенная энергия радиального движения ротора переходит в тепловую и рассеивается затем в массе ротора и в космосе. Фрикционные элементы при этом изнашиваются, испытывая тепловые и силовые нагрузки. Поэтому представляется рациональным способ частичного и поочередного деления ротора на фрагменты: их фрикционные элементы, отслужив на некотором участке радиального движения и, возможно, потеряв

необходимые эксплуатационные свойства, в дальнейшем не используются, замещаясь другими на очередных фрагментах.

На участке фрикционного расширения имеем систему неразделившихся и нераздвигающихся фрагментов с разными упругими, прочностными и другими свойствами, различными удельными массами и т. д. Кроме центробежных и гравитационных сил, пропорциональных массам элементов, на эти фрагменты действуют силы трения и упругие силы, возникающие при натяжении элементов. Для разных пар соединенных друг с другом фрагментов относительные перемещения могут быть различны. При расчете движения конкретного ротора – с заданными механическими свойствами, конкретным устройством системы разделения на фрагменты, с известными свойствами фрикционных элементов и т. д. – необходимо построение полной схемы движения, вывод соответствующих дифференциальных уравнений, их анализ и решение.

При исследовании динамики движения ротора при выводе на орбиту рассмотрим модель ротора с усредненными свойствами: средним значением удельной массы, средними величинами сил трения и т. д. Натяжение элементов ротора силами трения приводит к их деформации, но значительно меньшей по сравнению с деформацией на этапе упругого расширения, когда возможно относительное перемещение фрагментов.

Жесткости элементов неразделенного ротора и его разделенных фрагментов отличаются на несколько порядков. Для целого ротора:

$$C_p = \frac{ES_p}{L},$$

где E – модуль упругости материала ротора; S_p – площадь его поперечного сечения, L – длина ротора.

Для элементов разделенного ротора:

$$C_{ij} = \frac{E_i S_i}{L_{ij}},$$

где E_i , S_i – модуль упругости и площадь поперечного сечения отдельных фрагментов; L_{ij} – расстояние между фрикционными элементами с номерами j и $j + 1$ на j -м фрагменте.

Если величины E_i , S_i сравнимы с E и S_p , то расстояние L_{ij} намного меньше общей длины ротора L . Поэтому жесткость C_{ij} на несколько порядков превышает C_p , и на отдельных участках между фрикционными элементами фрагментов ротор можно полагать нерастяжимым.

Рассмотрим, как и раньше, элемент ротора с длиной элемента l и массой $m = m_p/x_2$ после разделения в точке x_2 . Кроме центробежной и гравитационной сил на концах элемента приложены силы натяжения \vec{F}' и \vec{F}'' , направленные по касательным и численно равные суммарным силам трения, действующим на фрикционные устройства фрагмента, содержащего данный элемент: $F' = F'' = F_{2тр}$. Действие сил \vec{F}' и \vec{F}'' такое же, как и на рисунке 13 для сил упругости \vec{F}_1 и \vec{F}_2 ; их равнодействующая

$$F = F_{2тр} l/r_2 = \frac{F_{2тр} l}{x_2 R}$$

приложена в центре элемента и направлена по радиусу, противоположному движению.

Первый этап фрикционного расширения осуществляется из положения x_2 до положения x_3 , где разделившиеся фрагменты выходят на упоры в телескопических соединениях, и далее начинается второй этап упругого расширения.

Силы трения являются внутренними силами ротора, поэтому уравнение вращательного движения (1.2) и интеграл (1.6) не изменяются и на этапе $[x_2, x_3]$. Уравнение радиального движения меняется: в правой части вместо упругих сил и их равнодействующей появляются силы трения и их равнодействующая \vec{F}_2 . Дифференциальное уравнение радиального движения на этапе фрикционного расширения принимает вид:

$$\ddot{x} - F(x, 0) + f_2 = 0, \quad x_2 \leq x < x_3; \quad (1.31)$$

$$f_2 = \frac{F_{2тр} l}{m_p R^2}.$$

Выше предполагалось, что сила трения $F_{2тр}$ изменяется в зависимости от радиального положения ротора x . Это свойство потребуется на заключительном участке перед выходом на орбиту. На первом участке фрикционного расширения будем полагать $F_{2тр}$ и f_2 постоянными. Чтобы ускорение \ddot{x} стало отрицательным, и, следовательно, радиальное движение замедленным, необходимо выполнить условие

$$f_2 \geq F(x_2, 0).$$

Если потребовать обращения в нуль ускорения \ddot{x} в некоторой точке $x' > x_2$ участка фрикционного разрешения, то

$$f_2 \geq F(x', 0) = f_2', \quad x_2 < x' \leq x_3.$$

Для $x > x'$ ускорение отрицательно и в дальнейшем убывает.

Из условия неразрушения фрикционных элементов следует $F_{\text{тр}} \leq F_{\text{max}}$, поэтому величина f_2 должна быть ограничена сверху:

$$f_2' \leq f_2 \leq f_{\text{max}} = \frac{F_{\text{max}} l}{m_p R^2}. \quad (1.32)$$

Случай $f_2' > f_{\text{max}}$ означает, что радиальное ускорение не обращается в нуль на участке $[x_2, x_3]$.

Интегрируя (1.31), находим зависимость радиальной скорости от положения ротора:

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_2^2 + (x - x_2) \left[\frac{q}{xx_2} \left(\beta \frac{x + x_2}{xx_2} - 2 \right) - 2f_2 \right], \quad x_2 \leq x \leq x_3, \quad (1.33)$$

где \dot{x}_2^2 определяется на конце участка упругого расширения согласно (1.18). Энергия упругого расширения элемента ротора, накопленная на участке $[x_0, x_2]$, может быть погашена работой сил трения на некотором участке $[x_2, x'']$, где происходит фрикционное подтормаживание. Это можно выразить равенством работ упругих сил и силы трения:

$$K_1 (x_2 - x_0)^2 / 2 = f_2 (x'' - x_2), \quad x_2 < x'' < x_3,$$

где f_2 подчиняется ограничениям (1.32). Работа силы трения на участке $[x'', x_3]$ идет на диссипацию энергии радиального движения ротора.

Фрикционное расширение происходит на участке, начальная и конечная точки которого выбираются по определенному правилу; ниже предлагается один из возможных вариантов методики выбора таких точек.

1.8. Выбор участков упругого и фрикционного расширения. Динамика управляемого радиального движения ротора

Выберем чередующиеся участки упругого и фрикционного расширения ротора применительно к задаче вывода ротора на орбиту в положение $x_k = 1,5$, т. е. с высотой $H_k = 0,5R = 3185$ км. Приняв в качестве характерного размера 1 км подъема, что соответствует шагу $\Delta x = 1,57 \times 10^{-4}$, получим для безразмерной высоты значение $h_k = 3185 \Delta x$.

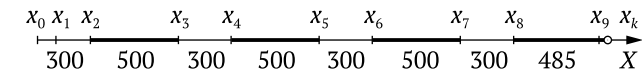


Рисунок 14 – Схема участков упругого и фрикционного расширения ротора

На рисунке 14 вдоль оси X , на которой откладывается безразмерный радиус ротора, приведена возможная схема участков упругого и фрикционного расширения ротора, последние выделены большей толщиной. Целые числа снизу участков (300, 500 и т. д.) означают в размерных величинах километры высоты; в безразмерных – число шагов Δx .

Номера точек, разделяющих участки, подчиняются определенному правилу. Нечетные точки x_1, x_3, x_5, x_7 являются точками выхода ротора на участки упругого расширения, которые в дальнейшем обозначаются теми же номерами. Точка x_1 соответствует началу выхода ротора без оболочки на участок упругого расширения в космосе. В точке x_1 безразмерная деформация ротора $\Delta x_1' = x_1 - x_0$ отлична от нуля; в точках x_3, x_5, x_7 , которые являются концами предшествующих участков фрикционного расширения, деформации равны нулю. Точка x_9 – особая точка последнего участка фрикционного расширения (см. п. 1.9).

Четные точки x_2, x_4, x_6, x_8 являются точками разделения ротора на фрагменты и началом участков фрикционного расширения; последние также будут иметь четные номера. Точку $x_0 = 1$ можно включить в число четных точек, учитывая, что она является начальной на участке $[x_0, x_1]$, где вместо внутренних диссипативных сил (фрикционных) действуют внешние – силы аэродинамического сопротивления атмосферы и притяжения оболочки к Земле.

Отметим три критерия выбора точек $x_2, x_3, x_4, \dots, x_8$ и тем самым величин участков упругого и фрикционного расширения.

Первый критерий следует из условия ограниченности относительных деформаций ротора на участках его упругого расширения. Пусть допустимая величина относительной деформации $\Delta x_{\text{max}} = 0,05$, тогда величина участков упругого расширения определяется условием

$$\Delta x_i = \frac{L_{i+1} - L_i}{L_i} = \frac{x_{i+1} - x_i}{x_i} \leq \Delta x_{\text{max}}, \quad i = 3, 5, 7, \quad (1.34)$$

где $L_i = 2\pi x_i R$ – длина ротора в положениях x_i .

На первом участке упругого расширения

$$\Delta x_1 = \frac{x_2 - x_0}{x_0} = 300 \Delta x = 0,0471 < 0,05,$$

т. е. Δx_1 также удовлетворяет ограничению (1.34). Нетрудно убедиться, что на остальных участках упругого расширения при указанных на рисунке 14 величинах это условие также выполняется.

Второй критерий связан с ограничением величины силы трения. Для погашения кинетической энергии радиального движения необходимо, чтобы сумма работ сил трения на всех участках фрикционного расширения была приблизительно равна энергии

$$\Delta K_2 = \frac{(x_k - 1)^2}{x_k} \frac{mV_1^2}{2},$$

где вместо x поставлено x_k . Чем больше длина фрикционных участков, тем меньше может быть величина сил трения и тем легче выполнить верхние ограничения (1.26) и тем самым обеспечить большую надежность работы фрикционных элементов. Следовательно, участки фрикционного расширения должны быть возможно длинней.

Зависимость радиальной скорости от положения ротора x упрощает определение сил трения. Пусть в точке x_2 радиальная скорость имеет значение \dot{x}^2 ; потребуем, чтобы в конце x_3 участка фрикционного расширения скорость уменьшилась, например, на $\frac{1}{4}$: $\dot{x}_3 = \frac{3}{4}\dot{x}_2$. Подставив это значение в (1.33) при $x = x_3$, находим соответствующее значение f_2 . На 4-м и 6-м участках фрикционного расширения величины f_4 и f_6 подсчитываются из условий

$$\dot{x}_5 = \frac{1}{2}\dot{x}_4; \quad \dot{x}_7 = \frac{1}{4}\dot{x}_6.$$

Общее правило можно было бы записать в виде:

$$\dot{x}_{i+1} = \lambda_i \dot{x}_i, \quad i = 2, 4, 6, \quad (1.35)$$

где $0 \leq \lambda_i \leq 1$. Если скорость в конце этапа фрикционного расширения уменьшается в λ_i раз, то кинетическая энергия радиального движения в конце этого этапа уменьшается в λ_i^2 раз. Определяемые из (1.33) значения проверяются на выполнение ограничений (1.32). Если ограничения сверху нарушаются, то пересматриваются длины участков фрикционного расширения, число разделений на фрагменты и т. д. После выхода ротора в космос можно не вводить участки упругого расширения и использовать

только фрикционное расширение на участке $[x_1, x_k]$ с заданной программой изменения коэффициента $\lambda(x)$ убывания радиальной скорости и энергии радиального движения ротора. Зависимость $\lambda(x)$, через которую выражается величина $f(x)$, должна при этом удовлетворять ограничениям (1.32).

Третий критерий связан с заданной высотой орбиты, от которой зависит удлинение ротора, число и длина фрагментов, их общих частей, число разделений на фрагменты и другие технические требования. Например, для выбранной на рисунке 14 схемы движения принималось, что при первом разделении ротора суммарная длина общих частей фрагментов обеспечивает увеличение его длины на величину

$$\Delta L = L_5 - L_0 = 1600\pi = 5024 \text{ км.}$$

При этом выполняется условие, по которому в конце первого этапа $[x_0, x_3]$, включающего участки упругого и фрикционного расширения, деформация ротора равна нулю. Такие же изменения длины ротора на втором и третьем этапах, несколько меньше – на четвертом.

Динамика радиального движения ротора на участках $[x_i, x_{i+1}]$, $i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7$ описывается уравнениями, аналогичными (1.17), (1.18) на участках упругого расширения (нечетные значения i) и (1.31), (1.33) – на участках фрикционного расширения (четные значения i).

На участках упругого расширения ($i = 1, 3, 5, 7$):

$$\ddot{x} = F(x, 0) - K_i(x - x_i), \quad x_i \leq x \leq x_{i+1}; \quad (1.36)$$

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_i^2 + (x - x_i) \left[\frac{q}{\chi x_i} \left(\beta \frac{x + x_i}{\chi x_i} \right) - K_i(x - x_i) \right],$$

где $K_i = \frac{2\pi C_i l}{m_p R}$, C_i – жесткость ротора на i -м участке. Для $i = 1$ уравнения несколько отличаются, имея вид (1.17) и (1.27).

На участках фрикционного расширения ($i = 2, 4, 6$):

$$\ddot{x} = F(x, 0) - f_i, \quad x_i \leq x \leq x_{i+1};$$

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_i^2 + (x - x_i) \left[\frac{q}{\chi x_i} \left(\beta \frac{x + x_i}{\chi x_i} - 2 \right) - 2f_i \right],$$

где $f_i = \frac{F_{\text{тр}} l}{m_p R^2}$, $F_{\text{тр}}$ – суммарная сила трения, действующая на фрагменты

на i -м участке фрикционного расширения. Величины f_i определяются из условий (1.35):

$$f_i = \frac{\dot{x}_i^2}{2} \frac{1 - \lambda_i^2}{x_{i+1} - x_i} + \frac{q}{2x_{i+1}x_i} \left(\beta \frac{x_{i+1} + x_i}{x_{i+1}x_i} - 2 \right). \quad (1.37)$$

Другие динамические характеристики ротора – время движения $f(x)$, угол поворота $\varphi(x)$ и т. д. – определяются аналогично соотношениями (1.11)–(1.16), где $u(x) = \dot{x}^2$ определяется согласно (1.36), (1.37) на каждом участке $i = 1, 3, \dots, 7$.

1.9. Движение ротора на заключительном этапе

Заключительный этап радиального движения ротора перед выходом на орбиту не может происходить в режиме упругого или тем более свободного расширения: в обоих случаях ротор будет совершать колебательное движение (см. п. 1.5 и 1.6).

Действительно, при положительной радиальной скорости и положительном ускорении в точке x_8 ротор в общем случае проходит положение x_k с отличной от нуля радиальной скоростью, что приводит к колебаниям. Следовательно, для завершения процесса диссипации энергии и полного гашения радиальной скорости необходимо, чтобы на этом этапе радиальное ускорение было отрицательным, а это возможно в рамках принятой модели движения только в режиме фрикционного расширения. Для более эффективного управления движением ротора и возможности удовлетворения некоторым дополнительным условиям будем считать суммарную силу трения $F_{\text{тр}}$ переменной, зависящей от положения ротора x . Дифференциальное уравнение радиального движения ротора имеет вид:

$$\ddot{x} = F(x, 0) - f_8(x), \quad x \geq x_8. \quad (1.38)$$

Интегрируя это уравнение, получим:

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_8^2 + \frac{q}{xx_8} (x - x_i) \left(\beta \frac{x + x_8}{xx_8} - 2 \right) - 2 \int_0^x f_8(x) dx. \quad (1.39)$$

Для вывода ротора на орбиту x_k требуется выполнить условие (1.19)

$$\ddot{x}_k = \ddot{x}(x_k) = 0; \quad \dot{x}_k = \dot{x}(x_k) = 0. \quad (1.40)$$

При выходе на орбиту и при дальнейшем движении по ней должны выполняться еще два условия.

1. Свободное, без сопротивлений, относительное перемещение фрагментов (раздвижение и сдвигание) в их телескопических соединениях. На больших интервалах времени на ротор оказывают влияние возмущающие воздействия Луны и Солнца, вызывая периодические изменения формы и длины отдельных участков ротора. Чтобы противодействовать этим негативным последствиям, следует дать возможность совершаться указанным изменениям без значительных сопротивлений и, следовательно, без диссипации энергии, потери орбитальной скорости и раннего схода с орбиты. Примерно таков механизм, обеспечивающий длительное существование колец Сатурна, Урана и других больших планет.

2. Устранение в момент выхода на орбиту деформаций и напряжений фрагментов ротора.

Оба условия обеспечиваются, если потребовать обращения в нуль в положении x_k и при дальнейшем движении ротора на орбите сил трения:

$$f_8(x_k) = 0. \quad (1.41)$$

Нарушение этого условия приведет к заклиниванию фрагментов и, как следствие, появлению в них напряжений. При демонтаже ротора, например, для строительных работ, возможно резкое (ударное) их разгрузку.

Условие $\ddot{x}_k = 0$ с учетом (1.38) и (1.41) приводит к результату

$$\beta = x_k, \quad (1.42)$$

который указывает, что постоянная орбита ротора возможна только в том положении x_k , где обращается в нуль равнодействующая центробежной и гравитационной сил. Если эта равнодействующая не равна нулю, то имеется соответствующее радиальное ускорение, возникает и радиальная скорость, и, следовательно, ротор будет совершать радиальное движение.

Равенство (1.42) является необходимым условием выхода ротора на орбиту в положении x_k . Учитывая, что $\beta = V_0^2/gR$, стартовая окружная скорость

$$V_0 = (x_k g R)^{1/2} = (x_k)^{1/2} V_1. \quad (1.43)$$

Для $x_k = 1,5$ получим $V_0 = 9,68$ км/с, величина $\mu = m_0/m_p$ при этом должна быть меньше 0,5.

Определим еще орбитальную скорость ротора, используя интеграл (1.6):

$$V_{\text{орб}} = r_k \dot{\phi}_k = \frac{V_0}{x_k} = \frac{V_1}{(x_k)^{1/2}}. \quad (1.44)$$

Найденное значение $V_{\text{орб}}$ может быть проверено с помощью известного для свободного дискретного объекта массы m условия – равенство на круговой орбите радиуса r_k силы притяжения и центробежной силы:

$$mg \frac{R^2}{r_k^2} = m \frac{V_{\text{орб}}^2}{r_k},$$

откуда

$$V_{\text{орб}} = \left(\frac{gR^2}{r_k} \right)^{1/2} = \left(\frac{gR}{x_k} \right)^{1/2},$$

что совпадает с (1.44). Если $x_k = 1,5$, то $V_{\text{орб}} = 6,45$ км/с.

Рассмотрим второе условие (1.40) и определим зависимость $f_8(x)$ при условии (1.41). Разобьем участок $[x_8, x_k]$ точкой x_9 на две части; пусть на первой части $f_8 = \text{const}$, на второй части $f_8(x)$ убывает от f_8 до нуля по линейному закону:

$$f_8(x) = \begin{cases} f_8 = \text{const}, & x_8 \leq x \leq x_9; \\ f_8 = \frac{x_k - x}{x_k - x_9}, & x_9 \leq x \leq x_k. \end{cases} \quad (1.45)$$

В этом случае интеграл в (1.39) принимает значения:

$$I(x) = \int_{x_8}^x f_8(x) dx = \begin{cases} f_8(x - x_8), & x_8 \leq x \leq x_9; \\ f_8(x_9 - x_8) + f_8 \frac{x - x_9}{x_k - x_9} \left[x_k - \frac{1}{2}(x + x_9) \right], & x_9 \leq x \leq x_k. \end{cases}$$

В точке $x = x_k$ получим: $J(x_k) = \frac{1}{2} f_8 (x_9 + x_k - 2x_8)$. Пусть $x_9 = x_8 + 400\Delta x$; для x_k найдем $x_k = x_8 + 485\Delta x$; тогда

$$J(x_k) = \frac{1}{2} f_8 885\Delta x.$$

Величину f_8 определим из условия, чтобы в точке x_k радиальная скорость уменьшалась до нуля. Согласно (1.39)

$$\dot{x}_8^2 + \frac{q}{x_k x_8} (x_k - x_8) \left(\beta \frac{x_k + x_8}{x_k x_8} - 2 \right) - 885 f_8 \Delta x = 0. \quad (1.46)$$

Отсюда определяется значение f_8 и зависимость (1.45), удовлетворяющая условиям (1.40) и (1.41) выхода ротора на орбиту x_k .

Таким образом, условия вывода ротора ОТС на орбиту в заданном положении x_k имеют вид (1.42), (1.43). Динамика ротора на завершающем этапе определяется уравнениями (1.38), (1.39) и соотношениями (1.45), (1.46); движение ротора на орбите подчиняется условиям (1.40), (1.41), (1.44).

Критическое значение параметра β может быть увеличено путем подбора значений f_8 , удовлетворяющих условию (1.45) при $\beta \geq 2$ и конечных значениях x_k .

1.10. Задача о выводе ротора ОТС на орбиту.

Пример

Зададим значения трех групп параметров задачи.

1. Постоянные параметры: радиус R Земли, гравитационное ускорение g на экваторе, начальная плотность ρ_0 атмосферы и др. Для модели стандартной атмосферы приняты $H_a = 6665$ м – пьезометрическая высота усредненной атмосферы с постоянной температурой, $\alpha_n = \frac{R}{H_a} = 995,736$ – показатель степени экспоненты в формуле Галлея, определяющей убывание плотности с высотой [5, 18].

2. Параметры, определяющие положение орбиты, величину соответствующей стартовой скорости ротора, его механические свойства, аэродинамические характеристики оболочки и др.:

$$x_k = 1,5; \quad V_0 = \sqrt{x_k} V_1 = 9,68 \times 10^3 \text{ м/с}; \quad m_p = 25 \text{ кг/м};$$

$$m_0 = 0,2m_p = 5 \text{ кг}; \quad C_1 = ES/L = 42,39 \text{ Н/м},$$

где $E = 2,16 \times 10^{11} \text{ Н/м}^2$ – модуль упругости стали; $S = \pi d^2/4$ – площадь сечения ротора; $d = 0,1 \text{ м}$; $L = 2\pi R = 4 \times 10^7 \text{ м}$; $\lambda = C_x S_0/2 = 0,1365 \text{ м}^2$, где $C_x = 0,9$ – коэффициент лобового сопротивления оболочки; $S_0 = d_0 l$ – площадь сечения элемента оболочки; $d_0 = 0,3 \text{ м}$ – диаметр оболочки; l – длина элемента.

3. Параметры, определяющие положение участков упругого и фрикционного расширения ротора, точки разделения на фрагменты (рисунок 14) и др. Задаем также шаг итераций на каждом из участков, коэффициенты убывания радиальной скорости в конце фрикционных участков согласно правилу (1.35). Полагаем коэффициенты $\lambda_2 = 1$; $\lambda_4 = 0,5$; $\lambda_6 = 0,25$ и т. д.

Задачу решаем без учета ограничений на силы трения типа (1.32).

На графиках представлено изменение характеристик радиального движения ротора в зависимости от его положения и заданных режимов движения на отдельных участках оси X , вдоль которой отложены значения безразмерного радиуса.

На рисунке 15 показано изменение радиального ускорения $w = \ddot{x}R$ (м/с²).

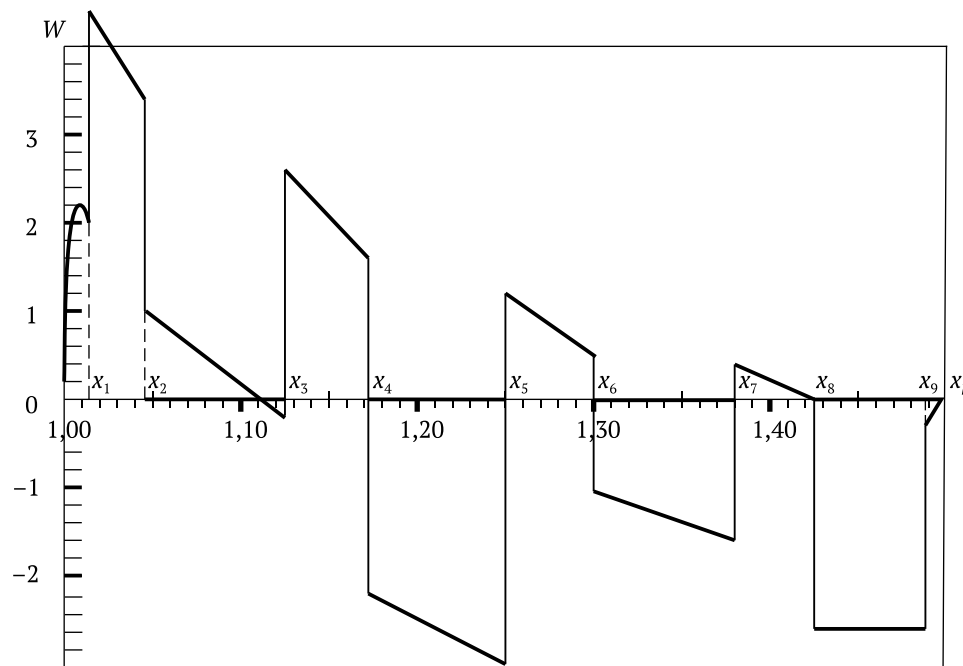


Рисунок 15 – Радиальное ускорение ротора

На участке $[x_0, x_1]$ движения в атмосфере ускорение является результатом сложного взаимодействия нелинейных сил; наибольшее возмущение вносит аэродинамическая сила сопротивления радиальному движению оболочки. В точке x_1 выхода из атмосферы происходит сброс оболочки и скачкообразное увеличение ускорения. На первом участке упругого расширения $[x_1, x_2]$ ускорение монотонно уменьшается до точки x_2 , где происходит разделение на фрагменты и начинается участок фрикционного расширения с включением постоянной по величине тормозящей силы трения, что снова приводит к скачкообразному изменению ускорения. На участке $[x_2, x_3]$ ускорение, впервые меняя знак, становится отрицательным.

Изменение w на остальных участках происходит аналогично. На заключительном участке $[x_8, x_k]$ процесс происходит так, как описано в п. 1.9. На участке $[x_8, x_9]$ в пределах точности чертежа ускорение постоянно вследствие малости влияния на ускорение центробежной и гравитационной сил. На участке $[x_9, x_k]$ ускорение меняется линейно, обращаясь в нуль в конечной точке x_k .

Из графика ускорений можно определить силу трения на фрикционных участках. Наибольшее значение достигается в точке x_4 ; согласно соотношениям $\Delta w_4 = f_4 R = 3,8 \text{ м/с}^2$ и $f_4 = F_{\text{тр}}/m_1 R^2$ получим: $F_{\text{тр}} = m_1 R \Delta w_4 / l = 6,08 \times 10^5 \text{ кН}$.

На других участках фрикционного расширения сила трения уменьшается. Усредненное значение силы трения можно определить из условия равенства ее работы на перемещении, равном сумме приращений длины ротора на фрикционных участках:

$$F_{\text{тр}} \Delta L = M_1 V_{\text{рад}}^2 / 2,$$

где $\Delta L = 2\pi \times 1985 \times 10^3 \text{ м}$; $V_{\text{рад}}^2 = (x_k - 1)^2 V_1^2 / x_k$; M_p – масса ротора, откуда $F_{\text{тр}} = 4,19 \times 10^5 \text{ кН}$.

Если участки упругого расширения заменить фрикционными, т. е. иметь один участок фрикционного расширения $[x_1, x_k]$, то среднее значение силы трения уменьшится: $F_{\text{тр}} = 2,6 \times 10^5 \text{ кН}$.

На рисунке 16 представлен график изменения радиальной скорости $V = \dot{x}R$ (м/с). На участках упругого расширения, где ускорение положительно, происходит увеличение скорости; в конце этапа движения в атмосфере скорость почти равна 600 м/с, наибольшее значение достигается в конце второго этапа упругого расширения – 1880 м/с.

На участках фрикционного расширения скорость может уменьшаться по заданной программе. В точках смены режима движения, где ускорение меняется скачком, график скорости имеет угловые точки, в промежутках скорость меняется монотонно.

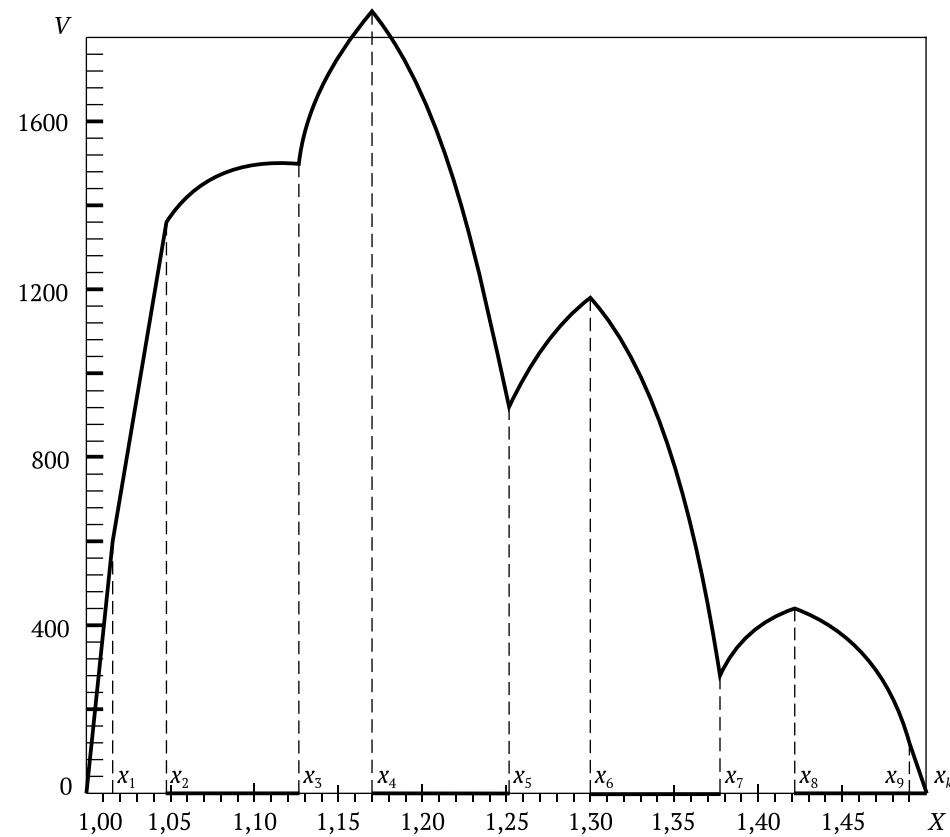


Рисунок 16 – Радиальная скорость ротора

На заключительном участке движения радиальная скорость уменьшается, достигая в точке орбиты x_k нулевого значения, что вместе с условием $w(x_k) = 0$ указывает на гашение радиального движения и выхода ротора на заданную орбиту.

На рисунке 17 показано время $t(x)$ (в минутах) перемещения ротора из начального в текущее положение. Этот график позволяет также определить время перемещения из одного промежуточного положения в другое.

В начале движения, когда радиальная скорость невелика, время быстро нарастает. Затем на участках с наибольшими значениями скорости рост времени замедляется. Наиболее интенсивно время возрастает на заключительном участке, когда радиальная скорость убывает, стремясь к нулевому значению. Это указывает на очень плавный подход ротора к своей орбите. Общее время движения ротора к орбите $x_k = 1,5$ – около 100 мин.

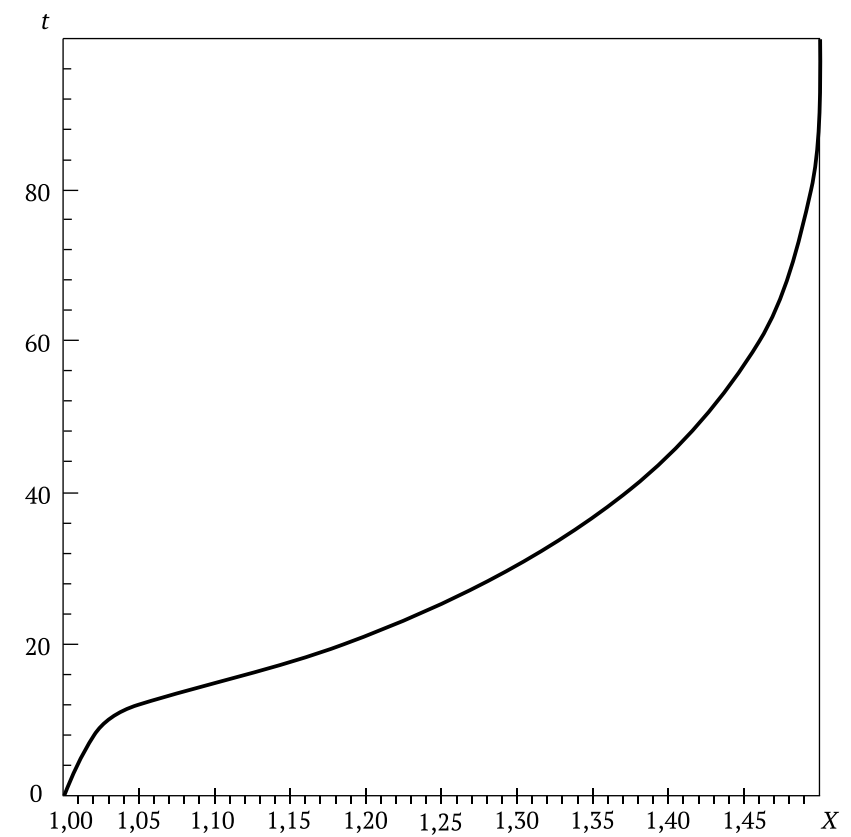


Рисунок 17 – Время движения ротора в зависимости от его положения

Обращение графика позволяет найти закон радиального движения ротора, т. е. зависимость $x = x(t)$.

Выполненный анализ задачи о выводе ротора ОТС на орбиту приводит к следующим выводам.

1. Необходимая для вывода на заданную орбиту начальная кинетическая энергия ротора избыточна, что вызывает колебания ротора относительно положения орбиты. Избыточность возникает вследствие различного характера зависимости кинетического момента энергии ротора от начальной скорости – линейной в первом случае и квадратичной во втором. При этом должно выполняться условие сохранения кинетического момента в любом положении ротора, в том числе начальном и конечном. Фактор избыточной кинетической энергии является следствием общих законов природы и не может быть устранен, по крайней мере, в начале движения.

2. Возможно управление радиальным движением ротора с помощью сил, сохраняющих его кинетический момент и приводящих к диссипации избыточной энергии в процессе движения. Интересна принципиальная возможность управления движением ротора с помощью сил, изменяющих его кинетический момент, например, сил взаимодействия с магнитным полем Земли, давления солнечного света и т. п.

3. Управление радиальным движением ротора только с помощью фрикционных сил нерационально вследствие очень больших величин сил, которые могут привести к необратимым деформациям фрагментов ротора или даже их разрыву.

Необходимы дальнейшие исследования по выбору наиболее рационального способа диссипации энергии и изменения кинетического момента. Перспективным представляется процесс диссипации путем подъема и поэтапного сброса частей оболочки.

4. Для решения задачи о запуске на орбиту реального ротора необходима разработка более полной его модели, учитывающей весь спектр его физических, механических и других свойств, в том числе электромагнитные взаимодействия ротора и оболочки, разнородности механических свойств различных частей ротора и т. д. Процесс конкретизации и уточнения модели ротора возможен, очевидно, по мере детализации конструкции ротора и его элементов.

Развитие физической модели ротора требует дальнейшей разработки математических моделей его движения, методов их анализа, синтеза систем управления движением и т. д. Результаты, полученные в данной главе, могут быть основой для построения более полных математических моделей движения ротора и начальным приближением при решении более сложных задач динамики ротора.

Глава 2

Динамика выхода ОТС на орбиту с диссипацией энергии за счет подъема оболочки

Радиальное движение ротора ОТС в космосе в общем случае является колебательным относительно положения его орбиты. Использование диссипации энергии для придания радиальному движению характера аperiодического или, по крайней мере, быстро затухающего – актуальная проблема на этом этапе движения.

В предыдущей главе для диссипации использовались силы трения между фрагментами в их телескопических соединениях. Конкретные расчеты показали, что суммарные силы трения, действующие на один фрагмент, достигают 4×10^5 кН. Эту величину можно уменьшить примерно вдвое, если вместо чередующихся этапов фрикционного и свободного расширения ротора использовать только один – фрикционный этап. Но и в этом случае использование сил трения затруднительно по ряду причин: необходимо обеспечить эксплуатационные свойства фрикционных элементов и прочность фрагментов ротора, отводить огромные количества тепла в условиях вакуума и т. д.

В дальнейшем рассмотрим другой метод диссипации путем подъема и поэтапного сброса инертного груза, когда часть кинетической энергии радиального движения ротора переходит в потенциальную энергию поднимаемого в гравитационном поле Земли груза и затем теряется при его сбросе. В качестве такого груза можно использовать вакуумную оболочку, в которой ротор разгоняется и движется в плотных слоях атмосферы: не имея вращательного движения, она тормозит радиальное. Вместо того чтобы сбросить ее целиком при выходе из атмосферы, можно сбрасывать по частям, как сбрасывают груз при подъеме воздушного шара, при этом не возникает сложная проблема отвода тепла, так как оно в этом случае отсутствует. Отпадает необходимость и во фрикционных устройствах.

Для определения масс сбрасываемых частей оболочки используем условия остановки ротора в его радиальном движении в моменты сброса этих частей. Условия обращения в нуль в заданных положениях радиальной

скорости позволяют определить необходимые массы оболочки на предшествующих остановкам этапах движения, а также массы тех ее частей, которые необходимо сбросить, чтобы возобновилось радиальное движение на очередном этапе.

Возможен вывод на орбиту в качестве дополнительного полезного груза частей оболочки в виде дискретных ее фрагментов. На фрагментах можно поднимать негабаритные полезные грузы – пассажирские модули, научное и промышленное оборудование, строительные конструкции и т. д.

После вывода ротора с дополнительным грузом в виде частей оболочки в положение промежуточной орбиты, где радиальная скорость и ускорение одновременно обращаются в нуль, следует выравнивать их окружные скорости. Рассматриваемая система представляет собой вращающийся ротор и почти неподвижные фрагменты оболочки, удерживаемые на роторе остатками тягово-левитационной системы (ТЛС) и способные работать автономно. Угловая скорость ротора превышает расчетную для достигнутой орбиты, что необходимо для поддержания инертных грузов.

Включив ТЛС в режим торможения ротора и ускорения движения фрагментов оболочки, можно добиться выравнивания их окружных скоростей. При этом вследствие изменения скорости вся система переходит на новую, постоянную работу. Выравниванием скорости можно управлять движением системы к постоянной орбите, что важно в случае, если на этой орбите находится другой ротор, а подводимый служит для доставки грузов.

Таким образом, диссипация энергии радиального движения ротора при подъеме оболочки позволяет избежать проблем фрикционного торможения, поднимать на орбиту дополнительные полезные грузы, в том числе негабаритные, и, наконец, управлять процессом подхода системы к заданной орбите.

2.1. Управление движением элемента ротора – оболочки в атмосфере с учетом вращения оболочки

Движение ротора и вакуумной оболочки рассматривается по отношению к инерциальной системе отсчета $OXYZ$ с началом в центре Земли; ось OZ – ось вращения Земли, ротора и оболочки, оси OX и OY расположены в плоскости экватора.

На этапе движения в атмосфере в качестве модели ротора принимаем тонкое сплошное однородное кольцо, имеющее возможность расширяться вследствие упругого растяжения. В начальный момент ротор имеет радиус $r_{p0} = R$, где R – экваториальный радиус Земли, и абсолютную

скорость $\omega_0 = V_0$, где V_0 – стартовая окружная скорость, определяемая из условия выхода на заданную орбиту. Полагаем, что тонкая сплошная однородная оболочка (тор), охватывающая бесконтактно ротор и расширяющаяся вместе с ним вследствие упругого растяжения, не теряет при этом герметичности. Начальный радиус оболочки $r_{p0} = R$; начальная угловая скорость равна угловой скорости ω суточного вращения Земли; начальная радиальная скорость ротора и оболочки $V_{r0} = 0$; движение системы происходит в плоскости экватора. На всех этапах подъема учитываются силы, удерживающие ротор по осевой линии подъема, и не учитываются, ввиду малости, касательные составляющие.

При движении в открытом космосе ротор и оболочка поэтапно разделяются на фрагменты; при этом фрагменты ротора, имея телескопические соединения и расширяясь свободно или под действием сил трения, не теряют формы кольца. Фрагменты оболочки полностью отделяются друг от друга, кроме, возможно, начального этапа, и затем поэтапно сбрасываются на Землю.

Решим задачу синтеза аperiodического движения системы «ротор – оболочка» в плотных слоях атмосферы и в открытом космосе с выходом на заданную промежуточную орбиту при условиях: вакуумная оболочка сбрасывается после выхода из атмосферы по частям; некоторые части доставляются на орбиту; в моменты сброса частей оболочки радиальная скорость системы равна нулю.

Рассмотрим движение элемента ротора с начальной длиной l и массой m_p и элемента оболочки той же длины и массой m_0 . Выделенный элемент системы имеет три степени свободы, его положение определяют три обобщенные координаты: r – расстояние до центра Земли, равное радиусу ротора и оболочки; φ – угол поворота ротора вокруг оси OZ ; ψ – угол поворота оболочки вокруг оси OZ во вращательном движении, возникающем из-за суточного движения вместе с Землей в исходном положении.

Кинетическая энергия элемента системы в этом случае

$$K = \frac{m_p + m_0}{2} \dot{r}^2 + \frac{m_p}{2} r^2 \dot{\varphi}^2 + \frac{m_0}{2} r^2 \dot{\psi}^2,$$

где $\dot{r} = \frac{dr}{dt} = V_r$ – радиальная скорость элемента; $\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$, $\dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt}$ – угловые скорости ротора и оболочки.

Силы, действующие на элемент системы на этапе движения в атмосфере, определяются аналогично рассмотренным в главе 1. Касательной силой вязкого сопротивления, возникающей из-за различия вращательных движений оболочки и атмосферы, пренебрегаем ввиду ее малости.

Используя формализм Лагранжа, получим систему дифференциальных уравнений движения элемента системы в плотных слоях атмосферы на участке $[r_0, r']$:

$$(m_p - m_0)\ddot{r} = m_p r \dot{\phi}^2 + m_0 r \dot{\psi}^2 - (m_p + m_0) \frac{gR^2}{r^2} - 2\pi l(C + C_0) \left(\frac{r}{R} - 1 \right) - \lambda \rho_0 r^2 \exp \left[-\alpha_n \left(\frac{r}{R} - 1 \right) \right]; \quad (2.1)$$

$$m_p(r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi}) = 0; \quad (2.2)$$

$$m_0(r\ddot{\psi} + 2\dot{r}\dot{\psi}) = 0. \quad (2.3)$$

Начальные условия движения

$$r_{p0} = R_3; \quad \dot{r}_0 = 0; \quad \phi_0 = 0; \quad \dot{\phi}_0 = \omega_0; \quad \dot{\psi}_0 = \omega_3.$$

Уравнения (2.2) и (2.3) имеют первые интегралы, представляющие собой законы сохранения кинетического момента ротора и оболочки:

$$r^2 \dot{\phi} = r_0^2 \omega_{p0} = V_0 R;$$

$$r^2 \dot{\psi} = r_0^2 \omega_3 = V_e R,$$

где $V_e = \omega_3 R$ – линейная скорость вращательного движения точек экватора. Отсюда

$$\dot{\phi} = \omega_0 \frac{R^2}{r^2} = \frac{\omega_0}{x^2}; \quad \dot{\psi} = \Omega \frac{R_3^2}{r^2} = \frac{\omega_3}{x^2}. \quad (2.4)$$

Подставляя (2.4) в (2.1), получим уравнение радиального движения системы:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_0}{x} - 1 \right) - K_0(x-1) - p_0 x^2 \exp[-\alpha_n(x-1)], \quad (2.5)$$

где $\dot{x} = \frac{r}{R}$; $\ddot{x} = \frac{\ddot{r}}{R}$; $x' = x_0 + \Delta x$; $\Delta x = \frac{H}{R}$; $x_0 \leq x \leq x'$; H_a – высота плотных слоев атмосферы;

$$q = \frac{g}{R}; \quad K_0 = \frac{2\pi l(C + C_0)}{mR(1 + \mu_0)} = \frac{K}{1 + \mu_0}; \quad \mu_0 = \frac{m_0}{m}; \quad (2.6)$$

$$p_0 = \frac{\lambda_1 \rho_0 R_3}{m(1 + \mu_0)} = \frac{p}{1 + \mu_0}; \quad \beta_0 = \frac{V_0^2 + \mu_0 V_e^2}{V_1^2(1 + \mu_0)} = \frac{\beta + \mu_0 \beta_e}{1 + \mu_0};$$

$$\beta = V_0^2/V_1^2; \quad \beta_e = V_e^2/V_1^2; \quad V_1^2 = gR.$$

Здесь V_1 – первая космическая скорость. Начальные условия радиального движения системы

$$x_0 = 1; \quad \dot{x}_0 = 0. \quad (2.7)$$

Очевидное условие радиального движения системы $\ddot{x}(x_0) > 0$ приводит с учетом (2.5), (2.6) и (2.7) к соотношению $\beta_0 > x_0$ или

$$V_0 > V_1 \left[(1 + \mu_0)x_0 - \mu_0 \beta_e \right]^{1/2}. \quad (2.8)$$

Решим неравенство (2.8) относительно параметра μ_0 :

$$\mu_0 < \frac{\beta - x_0}{x_0 - \beta_e} = \frac{V_0^2 - V_1^2}{V_1^2 - V_e^2}.$$

Отсюда следует ограничение на выбор начальной массы элемента оболочки

$$m_0 < m \frac{V_0^2 - V_1^2}{V_1^2 - V_e^2}. \quad (2.9)$$

Если в (2.9) знак неравенства заменить знаком равенства, то получим значение критической массы элемента оболочки $m_0 = m_{кр}$, когда при любой стартовой скорости V_0 система не может начать радиальное движение. Например, для $V_0 = 10$ км/с, $V_1 = 7,8$ км/с, $V_e = 0,46$ км/с получим $m_{кр} = 0,59m$.

2.2. Динамика радиального движения системы в атмосфере

Уравнение радиального движения элемента ротора – оболочки (2.5) не содержит переменных φ и ψ . Это позволяет, несмотря на нелинейность уравнения, проинтегрировать его в квадратурах и исследовать динамику системы в плотной атмосфере, а затем в открытом космосе. Определив зависимость радиальной скорости \dot{x} , радиального ускорения \ddot{x} , времени движения t , а также согласно (2.4) угловых скоростей $\dot{\varphi}$, $\dot{\psi}$ и углов φ и ψ от положения ротора x , можно управлять движением системы «ротор – оболочка», задавать параметры системы и характеристики движения и выявить условия его осуществления.

Представив левую часть уравнения (2.5) в виде

$$\ddot{x} = \frac{d\dot{x}}{dx} \frac{dx}{dt} = \frac{d}{dx} \left(\frac{\dot{x}^2}{2} \right) = \frac{1}{2} \frac{du}{dx} = \frac{1}{2} u',$$

получим дифференциальное уравнение первого порядка с переменными коэффициентами относительно $u(x) = \dot{x}^2$:

$$u' + f_1(x)u = f_2(x), \quad f_1(x) = 2p_0 \exp[-\alpha_n(x-1)]; \quad (2.10)$$

$$f_2 = 2 \left[\frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_0}{x} - 1 \right) - K_0(x-1) \right].$$

Учитывая, что $u_0 = \dot{x}^2 = 0$, решение уравнения (2.10) имеет вид [9]:

$$u(x) = \exp \left[\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] \int_{x_0}^x f_2(x) \exp \left[\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] dx.$$

Подставляя сюда выражение $f_2(x)$ и интегрируя почленно, найдем:

$$u(x) = \dot{x}^2 = 2 \exp \left[\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] \left[q\beta_0 J_1(x) - qJ_2(x) - K_0 J_3(x) \right];$$

$$J_1(x) = \int_{x_0}^x \exp \left[-\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] \frac{dx}{x^3};$$

$$J_2(x) = \int_{x_0}^x \exp \left[-\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] \frac{dx}{x^2};$$

$$J_3(x) = \int_{x_0}^x (x-1) \exp \left[-\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n(x-1)\} \right] dx,$$

$$x_0 \leq x \leq x'.$$

Кинематические характеристики движения системы «ротор – оболочка» в атмосфере описываются соотношениями

$$\dot{x} = \sqrt{u(x)}; \quad dt = \frac{dx}{\dot{x}}; \quad t(x) = \int_{x_0}^x \frac{dx}{\dot{x}}. \quad (2.11)$$

Согласно уравнениям (2.4)

$$\varphi(x) = \omega_0 \int_{x_0}^x \frac{dx}{\dot{x}x^2}; \quad \psi(x) = \omega_3 \int_{x_0}^x \frac{dx}{\dot{x}x^2}.$$

В конечной точке этапа движения в атмосфере $x' = x_0 + \Delta x = 1 + \Delta x$, когда пренебрегается плотностью атмосферы

$$\exp[-\alpha_n(x'-1)] = \exp(-\alpha_n \Delta x) \rightarrow 0;$$

$$\exp \left[\frac{2p_0}{\alpha_n} \exp\{-\alpha_n \Delta x\} \right] = 1,$$

откуда

$$\dot{x}(x') = \left\{ 2 \left[q\beta_0 J_1(x') - qJ_2(x') - K_0 J_3(x') \right] \right\}^{1/2}. \quad (2.12)$$

Определим упругие силы, действующие в точке x' на концах элемента:

$$F_{\text{упр}}(x') = 2\pi R(C + C_0)(x' - 1) = 2\pi R(C + C_0)\Delta x \quad (2.13)$$

и равнодействующую этих сил

$$F(x') = \frac{l}{R} F_{\text{упр}}(x') = 2\pi l(C + C_0)\Delta x,$$

или

$$f(x') = \frac{F(x')}{(m + m_0)R} = \frac{2\pi l(C + C_0)}{mR(1 + \mu_0)} = \frac{K}{1 + \mu_0} \Delta x = K_0 \Delta x. \quad (2.14)$$

2.3. Радиальное движение системы с остановкой в положении $x = x'$

В положении $x = x' = x_0 + \Delta x$, где $\Delta x = H_a/R$, H_a – высота плотных слоев атмосферы, ротор и оболочка разделяются на фрагменты с телескопическими соединениями, при этом возможна разгерметизация оболочки. Система совершает радиальное движение со скоростью, определяемой формулой (2.12); фрагменты системы в момент разделения упруго растянуты силами (2.13) и имеют относительную деформацию Δx .

Для предотвращения резкого сжатия растянутых фрагментов необходима компенсация упругих сил, например, силами трения между фрагментами ротора и оболочки. Определим параметр μ_0 , связанную с ним стартовую массу m_0 элемента оболочки и параметры сил трения так, чтобы при радиальном движении ротор и оболочка остановились в заданном положении $x_1 > x'$, имея нулевую деформацию.

Закон изменения сил трения $F_{\text{тр}}$ определим, потребовав равенства их упругим силам в момент разделения на фрагменты и обращения в нуль в точке x_1 вместе с упругими силами и деформациями. Исходя из этого, зададим закон изменения $F_{\text{тр}}$ на участке $[x', x_1]$ линейной функцией:

$$F_{\text{тр}}(x) = F_{\text{упр}}(x') \frac{x_1 - x}{x_1 - x'}, \quad x' \leq x \leq x_1.$$

С уменьшением силы $F_{\text{тр}}$ будет уменьшаться равная ей результирующая сила упругого напряжения фрагментов ротора и оболочки, а также их упругая деформация, обращаясь в нуль в точке x_1 . В этой точке равны нулю радиальная скорость и радиальное ускорение. Дальнейшее движение системы происходит в обратном направлении от положения x_1 в направлении x_0 , а затем обратно. При таком колебательном движении часть энергии расходуется на преодоление сил сопротивления атмосферы и работу сил трения, при этом амплитуда колебаний уменьшается.

Чтобы не допустить обратного движения в момент остановки системы в точке x_1 и чтобы радиальное ускорение изменило знак, и система возобновила радиальное движение в сторону от Земли, предполагается сброс отдельных фрагментов оболочки.

При этом ввиду отсутствия деформаций и напряжений ни ротор, ни оставшиеся на нем и поддерживаемые электромагнитными силами фрагменты оболочки не изменяют своих размеров и формы.

Существует возможность вакуумную оболочку выполнить многослойной и сброс осуществлять либо целыми слоями, либо отдельными частями этих слоев, при этом отпадают многие сложные вопросы функционирования системы «ротор – оболочка», например, вопрос о локальных прогибах или изменении радиуса кривизны ротора в местах прохождения через оставшиеся фрагменты оболочки, о взаимодействиях ротора и фрагментов оболочки в точках входа и выхода из фрагмента и т. д.

Для простоты принимаем величину участка $[x', x]$ равной $\Delta x = x_1 - x'$. Равнодействующая сил напряжения элемента, направленная по радиусу к центру Земли, определяется аналогично (2.14):

$$f(x) = \frac{F_{\text{тр}}(x)}{R(m + m_0)} = \frac{K}{1 + \mu_0} (x_1 - x) = K_0 (x_1 - x).$$

Дифференциальное уравнение радиального движения элемента системы на участке $[x', x]$ имеет вид (2.5), но силы сопротивления атмосферы не учитываются:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_0}{x} - 1 \right) - K_0 (x_1 - x), \quad x' \leq x \leq x_1.$$

Здесь использованы обозначения (2.6). Интеграл имеет вид:

$$\dot{x}^2(x) = \dot{x}^2(x_1) + (x - x') \left\{ \frac{q}{xx'} \left(\beta_0 \frac{x + x'}{xx'} - 2 \right) - K_0 [2x_1 - (x + x')] \right\}, \quad (2.15)$$

где $\dot{x}(x')$ определяется формулой (2.12).

Если $\dot{x}(x_1) = 0$, то в точке x_1 обращается в нуль правая часть выражения (2.15). Подставляя сюда $\dot{x}(x')$, определяемое формулой (2.12), получим после преобразований

$$\mu_0 = \frac{\beta A_1 - A_2 - \frac{K}{q} A_3}{A_2 - \beta_e A_1}; \quad (2.16)$$

$$A_1 = J_1(x') + \frac{(x_1 + x')\Delta x}{2x_1^2(x')^2}; \quad A_2 = J_2(x') + \frac{\Delta x}{x_1 x'};$$

$$A_3 = J_3(x') + \frac{\Delta x^2}{2}.$$

Соотношение (2.16) представляет собой нелинейное уравнение для определения μ_0 , так как μ_0 входит в правую часть через величину $p_0 = \frac{p}{1 + \mu_0}$ в показателях подынтегральных экспонент в выражениях для $J_1(x')$, $J_2(x')$, $J_3(x')$.

Возможна следующая итерационная процедура решения уравнения (2.16). Величина μ_0 близка к критическому значению $\mu_{кр} = m_{кр}/m$, когда система в исходном положении не может начать радиальное движение. Подставляя в правую часть (2.16) $\mu_0 \approx \mu_{кр}$, получим уточненное значение μ_{0i} , которое снова подставляем в правую часть и т. д. Процесс продолжается, пока модуль разности μ_{0i} и μ_{0i-1} не станет меньше некоторой заданной малой положительной величины ε :

$$|\mu_{0i} - \mu_{0i-1}| \leq \varepsilon.$$

Величина ε определяется из допустимой погрешности определения m_0 и, соответственно, M_0 – массы всей оболочки – по отношению к массе элемента ротора m и массе всего ротора M_p : $\mu_0 = m_0/m = M_0/M_p$. Например: определяя M_0 с точностью до 1 тонны при $M = 10^6$ тонн, получим $\varepsilon = 10^{-6}$. Вычисление μ_0 на ЭВМ показало очень быструю сходимость процесса итераций. В таблице 2.1 в качестве примера приведены вычисления для $V_0 = 10,612$ км/с, $m = 25$ кг, $\mu_{кр} = 0,8052$. Начальное значение $\mu_0 = 0,8037$, на 4-й итерации получено решение с требуемой точностью: $\mu_0 = 0,7656$, $m_0 = 19,1398$ кг.

Таблица 2.1 – Итерационная процедура определения параметра μ_0

i	μ_{0i}
1	0,80370496
2	0,76561654
3	0,76559303
4	0,76559301

По физическим условиям начальный этап $[x_0, x_1]$ радиального движения системы разделяется на два участка.

На участке $[x_0, x']$, где имеется плотная атмосфера, оболочка должна быть герметичной; кроме гравитационных сил учитываются упругое напряжение ротора – оболочки и сопротивление атмосферы; начальная кинетическая энергия системы расходуется на преодоление этих сил.

На втором участке $[x', x_1]$ действием атмосферы пренебрегается; в точке x' происходит разделение ротора и оболочки на фрагменты; для предотвращения резкого сжатия упруго растянутых ротора и оболочки вводятся силы трения между раздвигающимися фрагментами; кинетическая энергия системы расходуется в основном на преодоление сил тяготения.

Таким образом, часть начальной кинетической энергии теряется на этапе $[x_0, x_1]$ на преодоление сопротивления атмосферы, а также упругих и фрикционных сил и на подъем самой системы. Можно определить такую начальную массу m_0 элемента оболочки, чтобы радиальное движение тормозилось до остановки в точке x_1 . Для возобновления дальнейшего движения часть Δm_1 массы элемента оболочки должна быть сброшена; величина Δm_1 определяется условиями движения на следующем этапе.

2.4. Движение ротора и оболочки на последующих этапах

Следующий этап радиального движения системы в открытом космосе происходит на отрезке $[x_1, x_2]$, где $x_2 > x_1$ – некоторое заданное значение. Если начальный этап назвать нулевым, то данный этап будет первым.

Определим такую массу Δm_0 сбрасываемой в точке x_1 части элемента оболочки, чтобы, возобновив радиальное движение и подняв оставшуюся массу оболочки $m_0^{(1)} = m_0 - \Delta m_0$, ротор с оболочкой остановились бы в положении x_2 .

Замечание 1. Наиболее рационален равномерный по всей длине сброс частей оболочки. Этот способ достигается, если оболочка многослойная и сбрасывается либо весь слой массы Δm_0 , либо часть слоя, допустим нижняя, такой же массы. В случае сброса отдельных фрагментов оболочки рассматривается усредненное по длине оболочки значение массы Δm_0 сбрасываемых частей, приходящихся на выделенный элемент.

Замечание 2. На данном и последующих этапах движения системы в открытом космосе можно ввести силы трения между фрагментами ротора, а также и между фрагментами оболочки, если она многослойная и не нарушается целостность формы ротора. Однако это усложняет

конструкцию системы и уменьшает долю полезного груза. Возникает также проблема отвода больших количеств тепла. Поэтому ограничимся рассмотрением случая диссипации только за счет подъема оболочки.

Система дифференциальных уравнений движения системы на первом этапе имеет вид:

$$(m + m_o^{(1)})\ddot{r} = mr\dot{\phi}^2 + m_o^{(1)}r\dot{\psi}^2 - (m + m_o^{(1)})\frac{qR^2}{r^2}; \quad (2.17)$$

$$\frac{d}{dt}(mr^2\dot{\phi}) = 0; \quad \frac{d}{dt}(m_o^{(1)}r^2\dot{\psi}) = 0.$$

Начальные условия на первом этапе соответствуют конечным на нулевом: запишем первые производные координат движения в точке x_1 :

$$\dot{r}_1 = 0; \quad \dot{\phi}_1 = \frac{\omega_0}{x_1^2}; \quad \dot{\psi}_1 = \frac{\omega_3}{x_1^2}, \quad (2.18)$$

где $\dot{\phi}_1$ и $\dot{\psi}_1$ аналогичны (2.4).

Законы сохранения кинетических моментов ротора и оболочки с учетом (2.18) имеют вид:

$$\dot{\phi} = \dot{\phi}_1 \frac{r^2}{r_1^2} = \frac{\omega_0}{x^2}; \quad \dot{\psi} = \dot{\psi}_1 \frac{r^2}{r_1^2} = \frac{\omega_3}{x^2},$$

т. е. имеют форму (2.4), что и на нулевом этапе. Исключая $\dot{\phi}$ и $\dot{\psi}$ и переходя к безразмерным (кроме времени) величинам, получаем первое уравнение (2.17) в виде:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_1}{x} - 1 \right), \quad x_1 \leq x \leq x_2, \quad (2.19)$$

в котором параметр β заменен на β_1 :

$$\beta_1 = \frac{\beta + \mu_1 \beta_e}{1 + \mu_1}; \quad \mu_1 = \frac{m_o^{(1)}}{m}, \quad (2.20)$$

а q , β , β_e определяются формулами (2.6).

Интегрируя (2.19), получим выражение скорости \dot{x} радиального движения системы на первом этапе:

$$\dot{x}^2 = \frac{q}{xx_1} (x - x_1) \left(\beta_1 \frac{x_1 + x}{x_1 x} - 2 \right), \quad x_1 \leq x \leq x_2.$$

Отсюда следует, что радиальная скорость \dot{x} равна нулю в начале и конце первого этапа вследствие обращения в нуль множителей в круглых скобках. Приравнявая нулю выражение во второй скобке и учитывая (2.20), получим:

$$\mu_1 = \frac{\beta(x_1 + x_2) - 2x_1 x_2}{2x_1 x_2 - \beta_e(x_1 + x_2)}. \quad (2.21)$$

Отсюда находим массу $m_o^{(1)}$ оставшейся части оболочки и массу Δm_o сбрасываемых частей в начале первого этапа:

$$m_1 = \mu_1 m; \quad \Delta m_o = m_o - m_o^{(1)} = (\mu_0 - \mu_1) m.$$

Подставляя (2.21) в формулу (2.20), найдем:

$$\beta_1 = \frac{2x_1 x_2}{x_1 + x_2}.$$

Изменения радиального ускорения системы на первом этапе имеют следующие закономерности.

1. После сброса массы Δm_o оболочки в положении x_1 ускорение приобретает скачком положительное значение:

$$\ddot{x}(x_1) = q \frac{x_2 - x_1}{x_1^2 (x_1 + x_2)}. \quad (2.22)$$

2. Ускорение затем уменьшается и обращается в нуль в точке $x = x'_1 = \beta_1$, что следует непосредственно из (2.19).

3. В конце первого этапа в точке $x = x_2$ ускорение отрицательно:

$$\ddot{x}(x_2) = -q \frac{x_2 - x_1}{x_2^2 (x_1 + x_2)}. \quad (2.23)$$

Из (2.22) и (2.23) следует, что в начале и конце первого этапа ускорения обратно пропорциональны квадратам координат этих точек:

$$\frac{\ddot{x}(x_1)}{\ddot{x}(x_2)} = -\frac{x_2^2}{x_1^2}.$$

Радиальная скорость системы, равная нулю в крайних точках этапа, достигает максимального значения в точке x'_1 :

$$x(x'_1) = (x_2 - x_1) \left[\frac{q}{2x_1x_2(x_1 + x_2)} \right]^{1/2}. \quad (2.24)$$

Время движения системы $t(x)$ и углы поворота $\varphi(x)$, $\psi(x)$ определяются аналогично (2.11).

Разобьем интервал радиального движения системы «ротор – оболочка» до промежуточной орбиты, где одновременно обращаются в нуль радиальная скорость и ускорение, на n этапов $[x_i, x_{i+1}]$, $i = 0, 1, 2, \dots, n - 1$. На первых двух этапах движение рассмотрено; на последующих этапах, кроме последнего, оно аналогично движению на первом этапе: в начальных точках x_i происходит сброс некоторой массы $\Delta m_0^{(i)}$ оболочки, чтобы, возобновив движение, система останавливалась в конечных точках x_{i+1} с оставшейся частью оболочки массой $m_0^{(i)} = m_0^{(i-1)} - \Delta m_0^{(i)}$.

Кинематические и другие параметры системы на i -м этапе ($i = 1, 2, 3, \dots, n - 1$) определяются аналогично параметрам первого этапа; основные из них имеют вид:

$$\dot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_i}{x} - 1 \right); \quad \dot{x}^2 = \frac{q(x - x_i)}{xx_i} \left(\beta_i \frac{x + x_i}{xx_i} - 2 \right);$$

$$\beta_i = \frac{\beta + \mu_i \beta_e}{1 + \mu_i} = \frac{2x_i x_{i+1}}{x_i + x_{i+1}}; \quad (2.25)$$

$$\mu_i = \frac{m_0^{(i)}}{m} = \frac{\beta(x_i + x_{i+1}) - 2x_i x_{i+1}}{2x_i x_{i+1} - \beta_e(x_i + x_{i+1})}, \quad x_i \leq x \leq x_{i+1}.$$

В крайних точках этапов радиальное ускорение отлично от нуля, а скорость обращается в нуль. Отсюда следует, что, регулируя массы сбрасываемых и оставшихся на роторе частей оболочки, невозможно одновременное

обращение в нуль радиального ускорения и радиальной скорости, необходимых для выхода системы на промежуточную орбиту. Однако можно достигнуть как угодно малых значений радиальной скорости системы. Действительно, максимальная величина скорости в промежуточных точках $x'_i = \beta_i$, где ускорение меняет знак, определяется по формуле (2.24), в которой индексы 1 и 2 заменяются на индексы x_i и x_{i+1} . Отсюда следует, что скорость убывает с приближением к конечной точке вследствие увеличения x_i и x_{i+1} , но в еще большей степени она может быть уменьшена путем уменьшения длины этапов $x_{i+1} - x_i$. Если в некоторой точке x_i прервать процесс сброса частей оболочки, то при нулевой радиальной скорости и отрицательном ускорении в этом положении система начнет движение в обратном направлении и затем станет совершать медленные колебания относительно положения, в котором $\ddot{x} = 0$, с отклонениями до крайних точек x_i и x_{i+1} соответствующего этапа. Чем меньше длина этапа, тем с большей вероятностью можно вывести систему на промежуточную орбиту в положение x'_i . Постоянная орбита достигается затем путем выравнивания окружных скоростей ротора и оставшихся частей оболочки, как будет показано в п. 2.7.

Апериодический процесс вывода системы на промежуточную орбиту обеспечивается действием другого вида диссипации, рассмотренного в следующем параграфе.

В заключение отметим, что можно поставить задачу о непрерывном изменении массы оболочки и определении соответствующей картины радиального движения системы, т. е. рассмотреть задачу о движении системы с переменной массой. Изменение массы ОТС по заданному закону обеспечит специальный балласт, сбрасываемый на активном участке движения. В качестве балласта будут использоваться вода, сжатый или сжиженный воздух, кислород или азот и другие экологически безопасные для окружающей среды, в первую очередь для атмосферы планеты, вещества и материалы.

2.5. Движение системы на последнем этапе

На заключительном этапе $[x_{n-1}, x_n]$ движения необходимо обеспечить одновременное обращение в нуль в конце этапа радиального ускорения и радиальной скорости системы.

При этом в начале ускорение должно быть положительным, чтобы система начала движение с нулевой начальной скоростью; затем, изменив знак, стать отрицательным, чтобы гасить набранную скорость и стать нулевым вместе со скоростью в точке x_n .

Положительного ускорения в точке x_{n-1} можно добиться последним сбросом части оболочки. При этом сбрасываемая и оставшаяся массы должны обеспечить обращение в нуль составляющей ускорения от действия центробежной и гравитационной сил. Обозначим массу оставшейся части элемента оболочки $m_0^{(n-1)}$ и введем параметр $\mu_{(n-1)} = m_0^{(n-1)}/m$, тогда условие принимает вид:

$$\frac{\beta_{n-1}}{x^n} - 1 = 0, \quad (2.26)$$

где $\beta_{n-1} = \frac{\beta + \mu_{n-1}\beta_e}{1 + \mu_{n-1}}$. Заметим, что $m_0^{(n-1)}$ – усредненное по длине ротора значение остаточной массы оболочки, приходящейся на элемент ротора исходной массы m_p , т. е. $m_{n-1} = M_0^{(n-1)} l_{n-1}/L_{n-1}$, где $M_0^{(n-1)}$ – остаточная масса оболочки, $l_{n-1} = x_{n-1}l$, $L_{n-1} = x_{n-1}L$ – длина соответственного элемента и всего ротора в положении x_{n-1} .

Решая (2.26) относительно $\beta = V_0^2/V_1^2$, получим:

$$\beta = (1 + \mu_{n-1})x_n - \mu_{n-1}\beta_e. \quad (2.27)$$

Отсюда находим исходную окружную скорость ротора V_0 , необходимую для обеспечения выхода системы в положение x_n с подъемом остаточной массы элементов оболочки m_{n-1} :

$$V_0 = V_1 \left[(1 + \mu_{n-1})x_n - \mu_{n-1}\beta_e \right]^{1/2}. \quad (2.28)$$

Формулы (2.27) и (2.28) являются обобщением формул (1.42) и (1.43) главы 1 на случай подъема инертной массы оболочки $m_{n-1} = \mu_{n-1}m$, совпадая с ними при $\mu_{n-1} = 0$.

Радиальная скорость на последнем этапе гасится составляющей ускорения от сил трения между фрагментами ротора в их телескопических соединениях. Пусть натяжения элемента ротора от сил трения, приложенные на концах элемента, равны силе $F_{тр}(x)$, зависящей от положения элемента. Равнодействующая этих сил, приложенная в центре элемента и направленная по радиусу к центру Земли, определяется, как в главе 1:

$$F(x) = F_{тр}(x) \frac{l_{n-1}}{r_{n-1}} = F_{тр}(x) \frac{l}{R},$$

или

$$f(x) = F_{тр}(x) \frac{l}{mR^2(1 + \mu_{n-1})}. \quad (2.29)$$

Дифференциальное уравнение радиального движения элемента системы на последнем этапе имеет вид:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_{n-1}}{x} - 1 \right) - f(x), \quad x_{n-1} \leq x \leq x_n.$$

Для обращения в нуль радиальной скорости используем линейную зависимость $F_{тр}(x)$ и $f(x)$ от координаты x . Пусть некоторая внутренняя точка x_* этапа $[x_{n-1}, x_n]$, которую можно задать произвольно, делит этот этап на части $\Delta x_1 = x_* - x_{n-1}$ и $\Delta x_2 = x_n - x_*$. Тогда $f(x)$ представим в виде:

$$f(x) = \begin{cases} f_* \frac{x - x_{n-1}}{\Delta x_1}, & x_{n-1} \leq x \leq x_*; \\ f_* \frac{x_n - x}{\Delta x_2}, & x_* \leq x \leq x_n, \end{cases}$$

где постоянная f_* – наибольшее значение $f(x)$ в точке x_* . При этом $f(x)$ на концах этапа обращается в нуль, и в положении x_n равно нулю полное радиальное ускорение \ddot{x} .

Радиальная скорость системы определяется из соотношения

$$\dot{x}^2 = \frac{q}{xx_{n-1}} (x - x_{n-1}) \left(\beta_{n-1} \frac{x + x_{n-1}}{xx_{n-1}} - 2 \right) - a(x); \quad (2.30)$$

$$a(x) = \begin{cases} \frac{f_*}{2\Delta x_1} (x - x_{n-1})^2, & x_{n-1} \leq x \leq x_*; \\ \frac{f_*}{2} \left[\Delta x_1 + \frac{(x - x_*)(2x_n - x - x_*)}{\Delta x_2} \right], & x_* \leq x \leq x_n. \end{cases} \quad (2.31)$$

В конечном положении x_n радиальная скорость \dot{x} равна нулю. Отсюда, учитывая (2.26), (2.30) и (2.31), найдем:

$$f_* = 2q \frac{x_n - x_{n-1}}{x_{n-1}^2 x_n},$$

после чего динамика радиального движения системы на последнем этапе полностью определяется.

С учетом (2.29) максимальное значение натяжения элемента от сил трения между фрагментами ротора

$$F_* = \frac{2mg(1 + \mu_{n-1})R}{lx_{n-1}^2 x_n} (x_n - x_{n-1}).$$

Эту величину можно регулировать: чем меньше разность $x_n - x_{n-1}$, тем меньше F_* , достигая значений, близких к весу элемента системы $mg(1 + m_{n-1})$ при условии $R(x_n - x_{n-1})/lx_{(n-1)}^2 x_n \rightarrow 1$.

Массовый коэффициент полезного действия системы определяется, как отношение поднятой массы к исходной:

$$\eta = \frac{m_p + m_o^{(n-1)}}{m_p + m_o} = \frac{1 + \mu_{n-1}}{1 + \mu_0}. \quad (2.32)$$

Величина η близка к единице для низких орбит и уменьшается для более высоких, что аналогично поведению энергетического КПД. В любом случае, она намного превосходит соответствующую величину для ракетных систем.

2.6. Зависимость между параметрами системы на начальном и конечном этапах движения

Для начала радиального движения системы требуется выполнение условия (2.8). Для вывода системы с параметром остаточной массы оболочки $\mu_{n-1} = m_o^{(n-1)}/m$ (при этом $\mu_{n-1} < \mu_0 = m_o/m$) в положение промежуточной орбиты x_n требуется выполнение условия (2.28). Из сопоставления правых частей (2.28) и (2.8) вытекает:

$$(1 + \mu_{n-1})x_n - (1 + \mu_0)x_0 > -(\mu_0 - \mu_{n-1})\beta_e.$$

Правая часть отрицательна, поэтому полученное неравенство выполняется, в частности, если левая часть равна нулю:

$$(1 + \mu_n)x_n = (1 + \mu_0)x_0. \quad (2.33)$$

Здесь учтено, что масса $m_o^{(n-1)}$ на этапе $[x_{n-1}, x_n]$ не меняется, т. е. $m_o^{(n-1)} = m_o^{(n)}$, $\mu_{n-1} = \mu_n$.

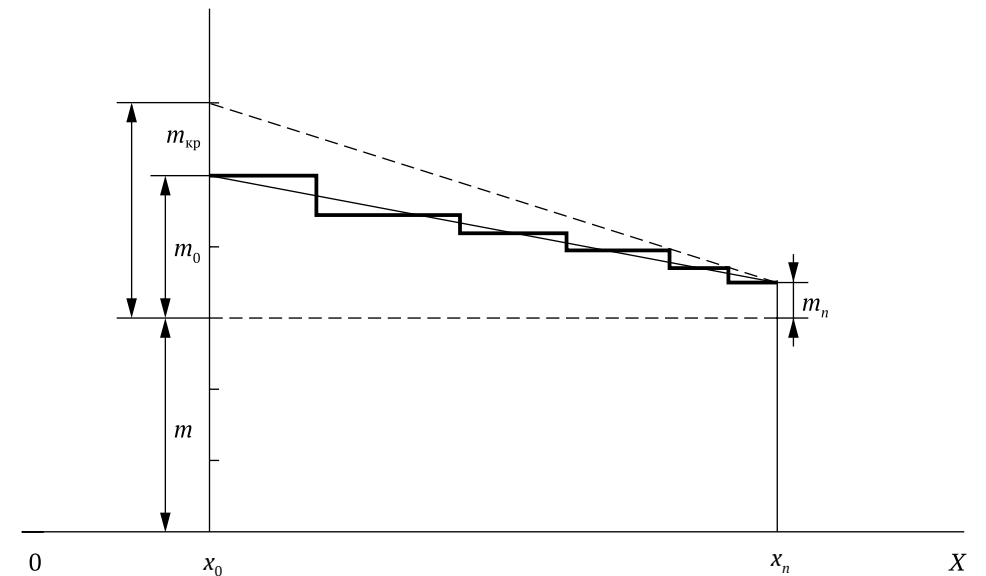


Рисунок 18 – Закон сохранения моментов масс

Из (2.33) следует обратная пропорциональность масс и расстояний. Умножив обе части (2.33) на массу m элемента ротора, получим:

$$(m + m_o^{(n)})x_n = (m + m_o)x_0. \quad (2.34)$$

Это соотношение имеет простую механическую интерпретацию. Произведение массы элемента на расстояние до некоторого центра является статическим моментом инерции, а зависимость (2.34) представляет собой условие равенства моментов инерции элементов системы в конечном x_n и начальном x_0 положениях относительно центра Земли (рисунок 18).

В точке x_0 ордината $m + m_o$ равна сумме начальных масс элементов ротора и оболочки, а ордината $m_0 + m_{кр}$, где $m_{кр} = \mu_{кр}m$, – сумме начальной и критической масс оболочки.

В точке x_n ордината равна сумме конечных масс $m + m_o^{(n)}$. Соотношение (2.34) или (2.33) можно интерпретировать как правило сохранения моментов масс, сосредоточенных в точках x_0 и x_n , аналогичное правилу равновесия рычага с опорой в центре Земли. О рычаге таких масштабов мечтал еще Архимед.

Точки x_n и x_0 можно выбирать произвольно, что следует из правила небесной механики [23], поэтому все точки прямой, проходящей через концы

отмеченных вертикальных отрезков, должны подчиняться правилу сохранения моментов инерции (2.34). Уравнение этой прямой имеет вид:

$$m(x) = m + m_0 - (m_0 - m_0^{(n)}) \frac{x - x_0}{x_n - x_0} \quad (2.35)$$

и представляет собой закон линейного изменения массы оболочки при непрерывном сбросе ее частей. Эта линия аппроксимирует ступенчатый график изменения массы оболочки при дискретном сбросе ее частей и характеризует изменение масс оболочки в зависимости от положения системы. Соотношения (2.28), (2.32) и (2.33) использованы при составлении таблицы 2.2, в которой показана зависимость начальных и конечных параметров системы.

Для заданного положения промежуточной орбиты $x_n = 1,5$ и шести указанных в таблице значений коэффициента μ_n остаточной массы оболочки определены следующие параметры: μ_0 – коэффициент начальной массы оболочки; $\mu_{кр}$ – коэффициент критической массы оболочки; $\Delta\mu = \mu_0 - \mu_n$ – коэффициент изменения массы оболочки; $\eta_1 = \Delta\mu/\mu_n$ – отношение сброшенной массы к остаточной; $\eta_2 = \Delta\mu/\mu_0$ – отношение сброшенной массы к начальной; V_0 – необходимая начальная скорость ротора; $\beta = V_0^2/V_1^2$ – коэффициент орбиты. Материальный КПД системы во всех шести случаях одинаков:

$$\eta = \frac{1 + \mu_n}{1 + \mu_0} = \frac{x_0}{x_n} = \frac{2}{3}.$$

Таблица 2.2 – Зависимость начальных и конечных параметров системы

μ_n	0,1	0,5	1,0	1,5	2,0	3,0
μ_0	0,65	1,25	2,0	2,75	3,5	5,0
$\mu_{кр}$	0,693	1,309	2,074	2,852	3,609	5,147
$\Delta\mu$	0,55	0,75	1,0	1,25	1,5	2,0
η_1	5,5	1,5	1,0	0,83	0,75	0,67
η_2	0,846	0,6	0,5	0,455	0,429	0,4
V_0 , км/с	10,15	11,85	13,675	15,288	16,746	19,335
γ , кВт·ч/кг	13,008	13,002	12,987	12,985	12,983	12,981
β	1,6497	2,2483	2,9966	3,7449	4,4932	5,99

Одинаковым оказывается также расход энергии на подъем 1 кг массы полезного груза (без учета потерь в ТЛС):

$$\gamma = \frac{K_*}{m + m_0^{(n)}} = \frac{V_0^2}{2(1 + \mu_n)} \approx \frac{V_1^2}{2} x_n,$$

где K_* – кинетическая энергия элемента системы; V_0 – приближенное значение (2.28), при котором $\beta_e \approx 0$. С изменением орбиты удельный расход энергии меняется пропорционально координате x_n .

Из таблицы 2.2 следует, что некоторые величины растут с возрастанием остаточной массы, но медленно; к ним относится начальная и критическая масса, коэффициент изменения массы, начальная скорость ротора V_0 и коэффициент орбиты. Отношения сброшенной массы к остаточной и начальной массам оболочки убывают, при этом первая величина – значительно. Таким образом, массовые характеристики улучшаются с увеличением остаточной массы оболочки, а удельный расход энергии, подсчитанный по формуле $e = \frac{V_0^2}{2(1 + \mu_n)}$ остается почти постоянным.

При выходе на промежуточную орбиту x_n ротор и оболочка имеют угловые скорости вращательного движения:

$$\dot{\phi}_n = \frac{\omega_3}{x_n^2}; \quad \dot{\psi}^2 = \frac{\omega_3}{x_n^2}. \quad (2.36)$$

Соответствующие линейные скорости:

$$V_n = \dot{\phi}_n x_n R = \frac{V_0}{x_n}; \quad V_{en} = \dot{\psi}_n x_n R = \frac{V_e}{x_n}. \quad (2.37)$$

Учитывая формулу (2.28) для V_0 , получим:

$$V_n = \frac{V_1}{x_n} \left[(1 + \mu_n) x_n - \mu_n \beta_e \right]^{1/2},$$

или, пренебрегая малой величиной β_e :

$$V_n \approx V_1 \left(\frac{1 + \mu_n}{x_n} \right)^{1/2}. \quad (2.38)$$

Итак, скорость ротора при движении на промежуточной орбите зависит как от положения орбиты, так и от величины остаточной массы оболочки. Из сравнения (2.38) с формулой (1.44) для случая, рассмотренного в главе 1, когда оболочка сбрасывается целиком, следует, что значение V_n больше, чем $V_{орб}$ в $(1 + \mu_n)^{1/2}$ раз и совпадает с ним при $\mu_n = 0$. Это объясняется тем, что в исследуемом случае ротор, играя роль силового элемента, необходим не только для подъема, но и поддержания на орбите инертной массы оболочки.

Найдем кинетический момент и кинетическую энергию системы на промежуточной орбите:

$$L_n = mr_n^2 \dot{\phi}_n + m_0^{(n)} r_n^2 \dot{\psi}_n = (mV_0 + m_0^{(n)} V_e) R;$$

$$K_n = \frac{mV_n^2}{2} + \frac{m_0^{(n)} V_{en}^2}{2} = \frac{mV_0^2 + m_0^{(n)} V_e^2}{2x_n^2}.$$

Эти же величины в момент старта системы:

$$L_0 = (mV_0 + m_0 V_e) R; \quad K_{сист}^0 = \frac{1}{2} (mV_0^2 + m_0 V_e^2).$$

Потери при выходе на промежуточную орбиту составляют:

$$\Delta L = L_0 - L_n = (m_0 - m_n) V_e R;$$

$$\Delta K = K_{сист}^0 - T_n = \frac{mV_1^2}{2} \left[\beta \left(1 - \frac{1}{x_n^2} \right) + \beta_e \left(\mu_0 - \frac{\mu_n}{x_n^2} \right) \right].$$

Уменьшение кинетического момента происходит только вследствие сброса части $m_0 - m_0^{(n)}$ массы оболочки. Причины уменьшения кинетической энергии различны и являются следствием, главным образом, подъема масс ротора и части оболочки на орбиту, поэтапного сброса частей оболочки, а также преодоления сопротивления атмосферы, сил трения и упругости.

Учитывая формулу (2.27) для β , найдем:

$$\Delta K = \frac{mV_1^2}{2} \left[(1 + \mu_n) \left(x_n - \frac{1}{x_n} \right) + \beta_e (\mu_0 - \mu_n) \right].$$

Если пренебречь здесь вторым слагаемым, то

$$\Delta K \approx \frac{mV_1^2}{2} (1 + \mu_n) \left(x_n - \frac{1}{x_n} \right).$$

Вычислим работу по подъему ротора и оболочки на орбиту x_n , при этом для массы оболочки принимаем среднее значение $\frac{1}{2} (m_0 + m_0^{(n)})$:

$$A(G) = \left[m + \frac{1}{2} (m_0 + m_0^{(n)}) \right] gR^2 \int_{r_0}^{r_n} \frac{dr}{r^2} = \frac{mV_1^2}{2} (2 + \mu_0 + \mu_n) \left(\frac{1}{x_0} - \frac{1}{x_n} \right).$$

Согласно закону сохранения энергии имеем, не учитывая малые величины β_e других работ, $\Delta K = A(G)$. Отсюда, пренебрегая величиной после преобразований, получим соотношение (2.33), найденное ранее другим путем.

Полученные соотношения позволяют:

- наглядно и просто находить зависимость начальной и конечной (остаточной) масс оболочки с учетом положения промежуточной орбиты;
- с позиций общего закона сохранения энергии получить подтверждение принципиальной возможности диссипации энергии радиального движения ротора за счет подъема частей оболочки;
- поставить задачу о диссипации энергии радиального движения при непрерывном изменении массы оболочки, используя закон линейного изменения массы оболочки (2.35). При этом ожидаются лучшие характеристики движения системы; в частности, путем ликвидации промежуточных остановок общее время движения можно резко сократить.

2.7. Динамика системы при выходе на постоянную орбиту

Как следует из (2.36) и (2.37), угловые и линейные скорости ротора и оставшейся части оболочки резко отличаются после выхода системы на промежуточную орбиту в положение x_n . Для выполнения монтажных работ, промышленного производства, обмена грузами с другими системами и т. д. необходимо предварительно обеспечить выравнивание вращательных скоростей ротора и оболочки.

Рассмотрим электромагнитные силы, которые могут возникать в остатках ТЛС при относительном движении ротора и частей оболочки. Полагаем, что эти силы взаимодействия линейно зависят от разности скоростей

$$F_{эм} = \sigma r (\dot{\phi} - \dot{\psi}), \quad (2.39)$$

замедляют скорость элемента ротора и увеличивают скорость элемента оболочки. Согласно теореме об изменении кинетического момента, для элементов ротора и оболочки запишем уравнения

$$\frac{d}{dt}(mr^2\dot{\phi}) = -\sigma r^2(\dot{\phi} - \dot{\psi}); \quad \frac{d}{dt}(m_o^{(n)}r^2\dot{\psi}) = \sigma r^2(\dot{\phi} - \dot{\psi}). \quad (2.40)$$

Начальные условия движения на этом этапе определяются согласно (2.36).

Уравнения вида (2.40) приводят к интегралу, представляющему собой закон сохранения кинетического момента системы. С учетом (2.36) после некоторых упрощений найдем:

$$\dot{\phi} + \mu_n \dot{\psi} = \frac{r_n^2}{r^2} (\dot{\phi}_n + \mu_n \dot{\psi}_n). \quad (2.41)$$

Разделив уравнение (2.40), записанное для элемента ротора, на m , и аналогичное уравнение, записанное для элемента оболочки, на $m_o^{(n)}$, вычтя из первого, получим уравнение с разделяющимися переменными:

$$\frac{d}{dt}[(\dot{\phi} - \dot{\psi})r^2] = -\delta(\dot{\phi} - \dot{\psi})r^2,$$

где $\delta = \sigma \left(\frac{1}{m} + \frac{1}{m_o^{(n)}} \right)$. Решение его имеет вид:

$$\dot{\phi} - \dot{\psi} = \frac{r_n^2}{r_k^2} \frac{\dot{\phi}_n + \mu_n \dot{\psi}_n}{1 + \mu_n}. \quad (2.42)$$

Отсюда следует, что равные значения угловых скоростей достигаются за бесконечный промежуток времени, что характерно при линейной зависимости сил взаимодействия типа (2.39). Однако процесс выхода на постоянную орбиту осуществим за конечный интервал времени, когда скорости ротора и частей оболочки мало отличаются и можно включить тормозные устройства другого типа, например, механические.

Из соотношения (2.41) получим:

$$\dot{\phi}_k = \dot{\psi}_k = \frac{r_n^2}{r^2} \frac{\dot{\phi}_n + \mu_n \dot{\psi}_n}{1 + \mu_n}, \quad (2.43)$$

где индексом k обозначены конечные значения переменных величин.

С другой стороны, из условия равенства на конечной орбите центростремительной и гравитационной сил находим:

$$\dot{\phi}_k = \dot{\psi}_k = \frac{R}{r_k} \left(\frac{g}{r_k} \right)^{1/2}. \quad (2.44)$$

Решая уравнения (2.43) и (2.44), используя при этом обозначения (2.6) и соотношения (2.28), (2.36), определим окончательно параметры системы при ее движении на постоянной орбите:

$$r_k = \frac{(V_0 + \mu_n V_e)^2}{V_1^2 (1 + \mu_n)^2} R = \left(\frac{\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2}}{1 + \mu_n} \right)^2 R; \quad (2.45)$$

$$\dot{\phi}_k = \dot{\psi}_k = g V_1^2 \left(\frac{1 + \mu_n}{V_0 + \mu_n V_e} \right)^3 = \frac{g}{V_1} \left(\frac{1 + \mu_n}{\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2}} \right)^3; \quad (2.46)$$

$$V_k = \dot{\phi}_k r_k = \frac{g V_1^2}{V_1} \frac{1 + \mu_n}{\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2}} = V_1 \frac{1 + \mu_n}{\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2}}, \quad (2.47)$$

где $\beta = \frac{V_0^2}{V_1^2} (1 + \mu_n) x_n - \mu_n \beta_e$; $\beta_e = \frac{V_e^2}{V_1^2}$; $V_1^2 = gR$.

Пренебрегая малой величиной β_e , получим приближенные значения:

$$r_k = \frac{x_n R}{1 + \mu_n}; \quad (2.48)$$

$$\dot{\phi}_k = \dot{\psi}_k = \frac{g}{V_1} \left(\frac{1 + \mu_n}{x_n} \right)^{3/2} = \sqrt{gR} \left(\frac{1 + \mu_n}{r_n} \right)^{3/2}; \quad (2.49)$$

$$V_k = V_1 \left(\frac{1 + \mu_n}{x_n} \right)^{1/2} = V_1 \left[(1 + \mu_n) \frac{R}{r_n} \right]^{1/2}. \quad (2.50)$$

Определим радиальное перемещение системы на этапе выравнивания скоростей, используя приближенное значение r_k :

$$\Delta r = r_n - r_k = \frac{\mu_n}{1 + \mu_n} r_n.$$

Эта величина неотрицательна, поэтому радиус постоянной орбиты r_k в общем случае меньше радиуса промежуточной орбиты r_n , и система в процессе выравнивания скоростей движется назад, по направлению к Земле. Если $\mu_n = 0$, т. е. вся масса оболочки сброшена, то $\Delta r = 0$, и орбиты совпадают. При больших величинах μ_n смещение орбит Δr достигает значенний, близких к r_n .

Для определения изменения линейной скорости ротора используем формулы (2.37) и (2.47):

$$\Delta V = V_n - V_k = V_1 \frac{\mu_n \beta_e^{1/2} (\beta^{1/2} - \beta_e^{1/2})}{x_n \beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2}}.$$

Ввиду того, что $\beta > \beta_e$, в общем случае разность ΔV также отрицательна. Этот странный, на первый взгляд, результат имеет следующее объяснение. На промежуточной орбите, более высокой, чем конечная, ротор должен поддерживать за счет центробежной силы инертную массу остатков оболочки, поэтому скорость его больше, чем это необходимо для самостоятельного движения. На постоянной орбите скорость ротора уменьшается вследствие того, что оболочка получила от ротора часть кинетического момента и теперь сама себя поддерживает, а затем скорость увеличивается по причине снижения орбиты. Первое изменение, очевидно, больше второго.

Если $\mu_n = 0$, то, как и в первом случае, $\Delta V = 0$. Если пренебречь малой величиной β_e , то получим $\Delta V \approx 0$ или $V_k \approx V_n$, хотя орбита может измениться на конечную величину. Очевидно, изменения скорости ротора от двух противоположно действующих факторов происходят почти в равной степени.

Решая (2.45) относительно V_0 , найдем соотношение между положением конечной орбиты $r_k = x_k R$, остаточной массой оболочки $m_o^{(n)} = \mu_n m$ и начальной скоростью ротора V_0 :

$$V_0 = V_1 \left[(1 + \mu_n) x_k^{1/2} - \mu_n \beta_e^{1/2} \right].$$

На этапе выравнивания скоростей движение системы описывается дифференциальными уравнениями первого порядка относительно параметров ϕ и ψ , которые получены при разделении уравнений (2.41) и (2.42) с использованием начальных условий (2.36)

$$\dot{\phi} = \frac{V_0 + \mu_n V_e + \mu_n (V_0 - V_e) \exp(-\delta t)}{(1 + \mu_n) R} \frac{1}{x^2}; \quad (2.51)$$

$$\dot{\psi} = \frac{V_0 + \mu_n V_e - (V_0 - V_e) \exp(-\delta t)}{(1 + \mu_n) R} \frac{1}{x^2}$$

и уравнением второго порядка относительно радиальной координаты

$$\ddot{x} = \frac{1}{x^2} \left[\frac{(V_0 + \mu_n V_e)^2 + \mu_n (V_0 - V_e)^2 \exp(-\delta t)}{(1 + \mu_n)^2 R^2} \frac{1}{x} - q \right], \quad (2.52)$$

которое получено после исключения $\dot{\phi}$ и $\dot{\psi}$ с помощью соотношений (2.51) из уравнения радиального движения:

$$(m + m_o^{(n)}) \ddot{r} = m r \dot{\phi}^2 + m_o^{(n)} r \dot{\psi}^2 - (m + m_o^{(n)}) g \frac{R^2}{r^2}.$$

Используя обозначения (2.6), уравнению (2.52) можно придать вид, аналогичный уравнению (2.25) радиального движения на промежуточном этапе:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta_k(t)}{x} - 1 \right), \quad (2.53)$$

где переменный параметр $\beta_k(t)$ имеет вид:

$$\beta_k(t) = \frac{(\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2})^2 + \mu_n (\beta^{1/2} - \beta_e^{1/2})^2 \exp(-2\delta t)}{(1 + \mu_n)^2}.$$

Интегрирование системы уравнений (2.51)–(2.52) возможно численным методом. Если известны текущее и конечное значения радиального ускорения \ddot{x} , можно дать оценку промежутку времени t_k от начала исследуемого этапа, когда ускорение отличается от нулевого значения на заданную малую величину $\varepsilon > 0$:

$$\frac{q}{x_k^2} \left(\frac{\beta_k(t_k)}{x_k} - 1 \right) \leq \varepsilon.$$

При этом полагаем, что положение орбиты $x(t_k)$ практически не отличается от конечного положения x_k . После преобразований получим оценку времени движения системы:

$$t_k \geq -\frac{1}{2\delta} \ln \frac{\varepsilon(\beta^{1/2} + \mu_n \beta_e^{1/2})^6}{q(1 + \mu_n)^4 (\beta^{1/2} - \beta_e^{1/2})^2}.$$

Пренебрегая величиной β_e по сравнению с β , найдем более простую оценку:

$$t_k \geq -\frac{1}{2\delta} \ln \frac{\varepsilon\beta^2}{q(1 + \mu_n)^4}.$$

Используя соотношение (2.27), получим в том же приближении:

$$t_k \geq -\frac{1}{2\delta} \ln \frac{gR}{\varepsilon r_k^2} = \frac{1}{2\delta} \ln \frac{V_1^2}{\varepsilon r_k^2}.$$

Таким образом, оценка времени выравнивания скоростей ротора и частей оболочки зависит от значений r_k – положения конечной орбиты, а также ε – точности приближения радиального ускорения к нулевому.

2.8. Задача о выводе системы на промежуточную орбиту

Для исследования рассматриваемого метода диссипации энергии радиального движения за счет подъема частей оболочки составлена программа и просчитан пример вывода системы на промежуточную орбиту высотой 3200 км над экватором. Как и в примере п. 1.10, зададим три группы параметров.

1. Постоянные параметры, значения которых такие же, как и в п. 1.10.

2. Параметры промежуточной орбиты: $x_n = 1,502655$, $\mu_n = 0,2$. Соответствующая величина начальной скорости ротора $V_0 = 10,612$ км/с; остальные параметры имеют те же значения, что и в п. 1.10.

3. Параметры, зависящие от координат промежуточных этапов: высота плотной атмосферы $H = 100$ км ($x' = 1,0154$); высота, где происходит первый останов системы и сброс части оболочки $H_1 = 200$ км ($x_1 = 1,0354$). Остальные 3000 км разбиты на пять этапов по 600 км, в начале и конце которых происходит очередной останов и затем сброс части оболочки, кроме пятого, который снова разбивается на пять этапов по 120 км и на них процедура остановок и сбросов частей оболочки повторяется. Дробление последнего этапа повторяется пять раз, при этом величина заключительного этапа 0,96 км. На этом этапе подключается сила трения между фрагментами ротора, и система выводится в положение промежуточной орбиты; общее число этапов $n = 21$. Как пояснено в п. 2.5, дробление последних этапов необходимо для уменьшения силы трения, используемой при торможении системы.

Результаты вычислений представлены на рисунках 19–23.

На рисунке 19 показано ступенчатое изменение коэффициента массы оболочки $\mu_i = m_i^{(0)}/m$, где m_i – масса оболочки на очередном i -м этапе движения системы. Вдоль оси абсцисс отложен безразмерный радиус системы с обозначением первого из пять дроблений последнего этапа. По оси

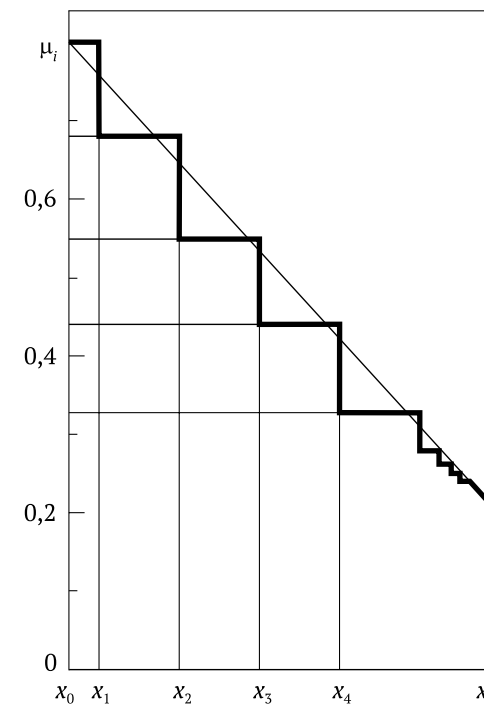


Рисунок 19 – Ступенчатое изменение коэффициента массы оболочки

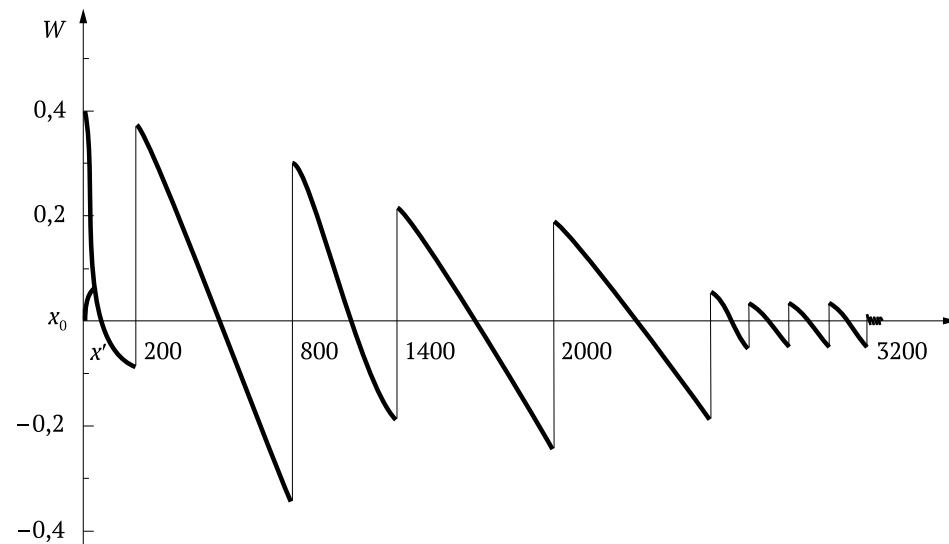


Рисунок 20 – Изменение радиального ускорения системы

ординат отложен коэффициент μ , включая начальное μ_0 и критическое $\mu_{кр}$ значения. Сплошная прямая представляет собой график непрерывного изменения массы оболочки согласно закону сохранения момента инерции (2.35). Эта прямая аппроксимирует ступенчатый график.

На рисунке 20 показано изменение радиального ускорения $W = \ddot{x}R$ (м/с²) системы. График имеет пилообразный вид со скачками в точках остановки и последующих сбросов частей оболочки. Смена знака ускорения происходит в точках сброса, а также в промежуточных точках непрерывного изменения, что обеспечивает первоначальный разгон на каждом из этапов, а затем замедление до остановки в конце этапа. Дробление последнего этапа приводит к уменьшению ускорений примерно в пять раз, график последующих этапов не приводится.

2.9. Изменение радиального ускорения системы

Сравнение с рисунком 15 показывает, что при сохранении характерных признаков радиального ускорения – скачкообразного изменения и смены знаков, – имеется и существенное отличие: во втором случае ускорение на порядок меньше, чем в первом, хотя они и составляют долю от ускорений свободного падения. Перегрузки и связанные с ними проблемы в этом случае не существуют.

На рисунке 21 показано изменение радиальной скорости $V_r = \dot{x}R$ (м/с), график похож на затупленную пилу с различной высотой зубьев. На этапах дробления скорость уменьшается примерно в пять раз. Из сравнения с рисунком 16 видно, что в рассмотренных примерах максимальные скорости отличаются также на порядок.

На рисунках 22 и 23 показаны в других масштабах скорость и ускорение системы на заключительном этапе с выходом на промежуточную орбиту x_n . Ускорения почти линейны, а график скорости имеет, как обычно, вид затупленного зубца с почти линейным склоном к точке x_n , в которой радиальное ускорение и радиальная скорость системы одновременно обращаются в нуль. Это и является признаком неколебательного выхода в положение промежуточной орбиты. Максимальное значение суммарной силы трения между фрагментами, достигнутой в этом случае, $F_* = 83,32$ кН.

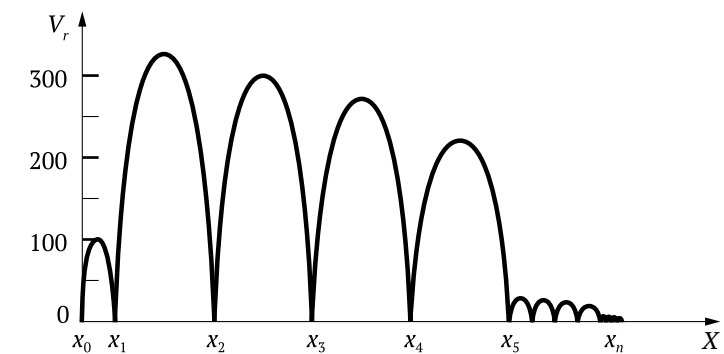


Рисунок 21 – Изменение радиальной скорости системы

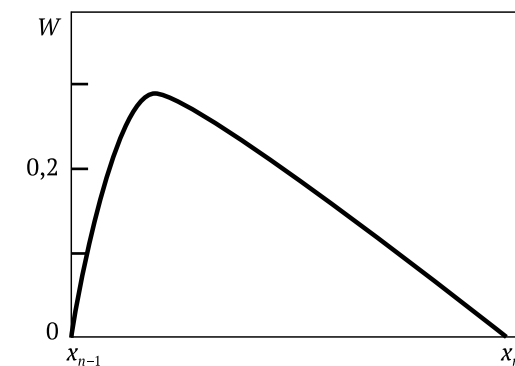


Рисунок 22 – Радиальная скорость на заключительном этапе движения

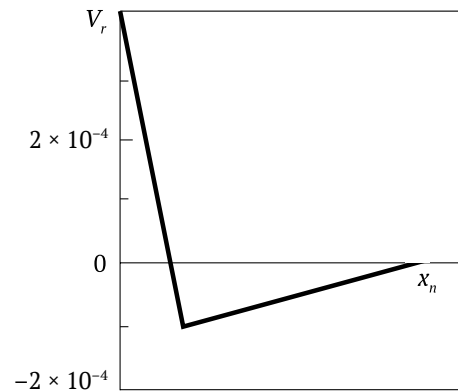


Рисунок 23 – Радиальное ускорение на заключительном этапе движения

Вследствие малости радиальных ускорений и скоростей, время t_n выхода на орбиту в рассматриваемом примере большое; его можно вычислять поэтапно, используя интегралы типа (2.11). В расчетах вместо квадратур использовалась дискретная процедура: $t_i = t_{i-1} + \Delta x / \dot{x}_i$, где t_{i-1} – время движения до данного участка; $\Delta x / \dot{x}_i$ – приращение времени на данном участке. Ввиду конечности перемещений Δx_i и близости к нулю ускорения \dot{x} на концах этапов этот метод оказался грубым, существенно искажающим время движения системы. Величину t_n можно оценить, используя среднее значение радиальной скорости системы $V_{cp} \approx 157$ м/с. Тогда время движения $t_n \approx (r_n - R) / V_{cp} = 2,04 \times 10^4$ с ≈ 340 мин; в главе 1 на достижение такой же орбиты потребовалось около 100 мин.

После выравнивания скоростей ротора и остаточной части оболочки положение конечной орбиты и конечная окружная скорость системы определяются по формулам (2.48) и (2.50):

$$r_k \approx \frac{r_n}{1 + \mu_n} = 7978,3 \text{ км}; \quad x_k \approx 1,2522; \quad V_k = \frac{V_1}{x_k^{1/2}} = 7,064 \text{ км/с}.$$

Разность положений промежуточной и конечной орбит достигает $\Delta x = 0,2504$ или $\Delta r = 1607,7$ км, т. е. около четверти земного радиуса; по высоте над экватором конечная орбита в два раза ниже промежуточной.

Теоретические расчеты и приведенный пример обосновывают вывод о принципиальной возможности диссипации энергии радиального движения за счет подъема и поэтапного или непрерывного сброса частей оболочки. Фрикционные силы относительно малой величины используются

при этом только в двух случаях: для компенсации сил упругого растяжения ротора и оболочки после выхода из плотной атмосферы и на заключительном этапе перед выходом на промежуточную орбиту. Возможно также сочетание обоих факторов диссипации на всем протяжении этапа выхода системы на орбиту.

Важно, что кроме различия в физической природе этих факторов в одном случае используются внешние по отношению к системе «ротор – оболочка» силы гравитационного притяжения к Земле; а в другом случае – внутренние силы, требующие создания фрикционных элементов и обеспечения условий их функционирования.

Возможно оказывать влияние на процесс выравнивания вращательных скоростей ротора и остатков оболочки путем дальнейшего сброса ее частей, в этом случае параметры конечной орбиты будут, очевидно, иными. Не исключена возможность использования и других видов силовых взаимодействий, внутренних или внешних по отношению к системе, которые могут быть факторами диссипации.

Глава 3

Маневрирование ротора с целью обхода объектов, движущихся в экваториальной плоскости

Оптимальным вариантом сооружения и функционирования ОТС является наличие двух эстакад – экваториальной и широтной. Поочередные запуски роторов ОТС позволяют выбрать лучшие по условиям погоды, сейсмичности и т. д. моменты запусков, не снижая их общего темпа. В уже функционирующей системе могут возникнуть ситуации, требующие добавления нового ротора, замены старого, подвоза грузов к какому-либо ротору или же вывода ротора с грузами за пределы земного притяжения. Все это невозможно при запуске с экваториальной эстакады, так как орбиты функционирующих роторов располагаются в экваториальной плоскости и неизбежно их столкновение с новым ротором, если не будут приняты специальные меры*. Движение же ротора с широтной эстакады позволяет совершить маневр по обходу препятствий или части их, вывести ротор в заданное положение в свободном промежутке, а также подойти к любому объекту системы.

Высокие горные массивы, океанские просторы, большие глубины, мощные течения могут привести к задержке строительства экваториальной и первоочередному строительству более простой широтной эстакады вдоль одной из параллелей, где могут быть те же сложности, но в меньших масштабах. Это дает возможность выбора наиболее оптимального варианта по критериям экономичности, надежности, технологичности и т. д. Опыт строительства и эксплуатации такой эстакады может быть использован затем при сооружении экваториальной эстакады.

В качестве необычного, на первый взгляд, варианта возможна добыча и переработка сырья на других телах Солнечной системы и доставка продукции на Землю с помощью роторов, которые запускаются с широтных

* Маневрирование возможно и при запуске ОТС с экваториальной эстакады, например, с использованием аэродинамических сил, когда на атмосферном участке движения ротор уводится с экваториальной плоскости в другую плоскость, параллельную ей.

эстакад, сооруженных на этих телах. Роторы в этом случае должны иметь большое разнообразие траекторий и других характеристик движения, что позволит достигать Землю с минимальными корректирующими импульсами.

В условиях планет-гигантов возникают проблемы преодоления естественных колец и систем спутников, а также строительства в условиях разряженных атмосфер и при отсутствии твердой основы. Можно, однако, наморозить эстакаду и другие сооружения, достаточно прочные и в то же время легкие, которые будут плавать в верхних слоях атмосферы. Возможны также надувные (типа велосипедной камеры, ангаров и т. д.) конструкции эстакады и других сооружений или их частей, с искусственно созданной в них средой обитания человека. Было бы на этих планетах сырье, необходимое для земной цивилизации, а изобретательность и упорство человека не знают преград.

Кроме экологических бед, вызванных бесконтрольной деятельностью людей, серьезную опасность для человечества представляет внешняя угроза, заключающаяся в возможности соударения Земли с крупными астероидами, что не раз случалось в геологической истории Земли. Поверхность Луны почти сплошь покрывают многочисленные ударные кратеры, та же картина наблюдается и на других телах Солнечной системы, на которых поверхность твердая, а атмосфера слабая или вовсе отсутствует. Но атмосфера не является преградой для крупных астероидов, она лишь способна сглаживать следы их действия.

Вероятность столкновения с астероидом в ближайшем будущем достаточно велика, а возможные последствия могут быть весьма серьезны – изменение климата, исчезновение многих видов земной жизни, большие потери для человечества. Поэтому на эту проблему нельзя не обращать внимания. Выйдя на глобальный уровень деятельности, человек должен взять на себя функции защиты Земли и от внешних опасностей. Как известно, созданы международные и национальные организации, изучающие астероидную опасность. На этом направлении сделаны только первые шаги.

Проект ОТС и здесь предоставляет интересные возможности.

Во-первых, использование системы роторов создает намного лучшие условия наблюдения за движением малых тел Солнечной системы, независимо от погоды, атмосферных помех, с огромной базой для средств наблюдения. В случае расположения наблюдательных станций на роторе, движущемся по геостационарной орбите, расстояния между станциями могут достигать 80 000 км, что намного повышает точность наблюдений и расчета траекторий астероидов, их размеров, масс, структуры и других параметров. Увеличивается оперативность службы наблюдения и выигрывается время для принятия решения, если астероид представляет опасность для Земли.

Во-вторых, роторы могут служить базой для размещения средств разрушения или другого воздействия на приближающийся астероид: ракет с ядерными зарядами, лазеров и т. д. с автономным энергетическим обеспечением за счет солнечного излучения и системой управления этими средствами. Немаловажен фактор экологической чистоты этих средств, так как при их действии с земной поверхности может быть нанесен значительный урон окружающей среде в связи с возможным большим числом запуска ракет, огромными мощностями лазеров и т. д.

Наиболее эффективное воздействие на опасный приближающийся астероид может оказать специальный ротор ОТС, оснащенный известными сейчас или разработанными к тому моменту новыми средствами. Можно рассчитать управляемое движение ротора, выведенного из зоны притяжения Земли и разделенного на фрагменты таким образом, чтобы определенные их группы приближались к астероиду одновременно. Воздействие лазерами с близкого расстояния, одновременный взрыв большого количества ядерных зарядов или другие концентрированные воздействия могут разрушить, раздробить астероид или отклонить его траекторию.

Астероид или его осколки в этом случае подвергаются многократному координированному воздействию: сначала со стороны нескольких групп фрагментов специального ротора, затем средств борьбы с астероидной опасностью индустриального кольца и, наконец, средств, сосредоточенных на земной поверхности. В согласии с законами крупномасштабной войны только глубоко эшелонированная оборона может быть успешной.

При рассмотрении этих и других проблем возникает задача исследования ротора, запускаемого с широтной эстакады, при наличии препятствий типа роторов, колец или дискретных космических объектов, орбиты которых находятся в экваториальной плоскости.

3.1. Постановка задачи о маневрировании ротора ОТС

Исследуем движение ротора ОТС при выводе его на орбиту с широтной эстакады, расположенной в плоскости Π_0 , параллельной плоскости Π_1 экватора планеты. Пусть в плоскости Π_1 имеются естественные препятствия в виде колец, спутников, как на планетах-гигантах Юпитере, Сатурне, Уране, или искусственные – другие ранее выведенные роторы, космические станции и т. д., образующие, возможно, некоторые кольцеобразные структуры. Расположение и размеры препятствий в общем случае произвольны, но полагаем, что их поперечные размеры, перпендикулярные плоскости Π_1 , малы по сравнению с размерами планеты, а между орбитами

препятствий имеются свободные промежутки. Что касается крупных естественных спутников, то обычно они удалены на значительные расстояния, на порядок или больше превышающие радиус планеты. Полагаем еще, что орбиты всех искусственных объектов в окрестностях планеты находятся внутри орбит крупных естественных спутников. В случае выхода ротора ОТС за пределы притяжения планеты необходимо учитывать размеры крупных спутников и обеспечивать условия бесконтактного с ними движения ротора.

Орбита выводимого ротора может находиться только в экваториальной плоскости; она задается с учетом расположения ротора в одном из свободных промежутков между орбитами имеющихся препятствий. Движение ротора в экваториальной плоскости Π_1 недопустимо ввиду неизбежности столкновения с препятствиями. Вне этой плоскости движение достигается путем аэродинамического маневра в атмосфере, например, за счет крылообразной формы оболочки, или же при старте с широтной эстакады. Ниже рассмотрен второй вариант.

Как показано в дальнейшем, ротор совершает колебания относительно характерной точки, определяющей положение плоскости ротора Π по отношению к плоскости Π_1 . Угол собственного вращения ротора, являясь циклической координатой, исключается из последующего рассмотрения.

Задачу о маневрировании ротора сформулируем, как выбор такого управления указанными двумя движениями ротора, чтобы, стартовав в плоскости Π_0 и не столкнувшись ни с одним из препятствий, ротор вышел на заранее заданную орбиту в плоскости Π_1 , погасив при этом радиальные и вращательные колебания. Вторая часть задачи: при тех же условиях вывести ротор из зоны притяжения планеты.

Факторами управления и диссипации могут быть внешние воздействия, например, магнитное поле планеты и внутренние фрикционные силы между раздвигающимися фрагментами ротора. При этом предполагается возможность регулирования диссипативных сил от нулевого до максимального значений. Рассмотрим три режима движения ротора при раздвижении фрагментов.

1. Диссипативные силы отсутствуют; назовем такой режим свободным движением или свободным расширением ротора.
2. Действуют только внешние диссипативные силы.
3. Действуют только внутренние (фрикционные) диссипативные силы.

Для краткости используем названия: первый (I), второй (II) и третий (III) режимы движения ротора. Возможен также четвертый режим, когда для ускорения процесса диссипации энергии радиального движения ротора используются оба типа диссипативных сил или все возможные в данном случае силы.

Отметим некоторые особенности дальнейшего исследования.

1. Не обсуждаются вопросы технической реализуемости проекта ОТС в конкретных условиях той или иной планеты: создания эстакады, сборки ротора и его запуска, устройства ротора и его свойств.

2. Не рассматривается этап движения ротора в оболочке в плотных слоях атмосферы, чтобы не усложнять решаемую задачу о маневрировании. Исследование начинается с момента выхода ротора из атмосферы и сброса всей оболочки. При этом полагаем, что радиальная скорость ротора в данный момент равна нулю и ротор не имеет упругих деформаций растяжения.

3. Примеры решения задачи о маневрировании в условиях Урана и Сатурна имеют иллюстративный характер, при этом не учитываются физические свойства планет и их атмосферы. Рассматриваются только системы колец и спутников в качестве примеров препятствий, которые преодолевает ротор при выходе на заданную орбиту.

3.2. Дифференциальные уравнения движения ротора ОТС вне экваториальной плоскости

Движение ротора определяется по отношению к инерциальной системе отсчета с началом в центре планеты, при этом ось Z направлена вдоль оси вращения планеты и ротора, оси X, Y – в плоскости Π_1 экватора. Влияние Солнца, других планет, крупных спутников, а также препятствий, вблизи которых проходит ротор, не учитываются.

В начальном состоянии ротор вращается с угловой скоростью ω_{p0} вокруг оси Z в плоскости Π_0 , параллельной Π_1 и отстоящей от нее на расстоянии $z_0 = R \sin \psi_0$, где R – радиус сферы, ограничивающей плотную атмосферу, ψ_0 – начальное значение угла ψ , определяющего движение плоскости ротора Π относительно плоскости Π_1 экватора (рисунок 24). Начальный радиус орбиты ротора $r_{p0} = R \cos \psi_0$, начальная линейная скорость вращательного движения $V_0 = \omega_0 r_{p0} = \omega_0 R \cos \psi_0$.

Как уже отмечено, начальное состояние ротора и значения R, ω_0 и V_0 соответствуют моменту его выхода из атмосферы и сброса всей оболочки. Если планета не имеет атмосферы, то стартовое состояние (также без оболочки) соответствует положению на широтной эстакаде.

В качестве модели ротора принимаем тонкое кольцо с однородными механическими свойствами, разделяющееся на фрагменты с телескопическими соединениями в момент старта.

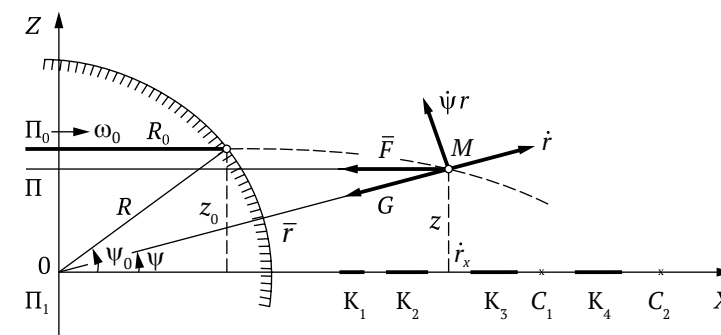


Рисунок 24 – Схема движения точки M пересечения траектории движения ротора с плоскостью XOZ ; Π_0 и Π – стартовая и текущая плоскости движения ротора

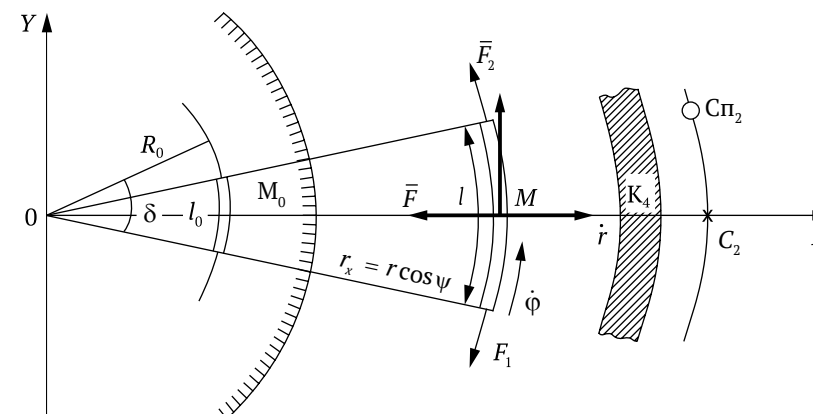


Рисунок 25 – Схема движения элемента ротора в плоскости Π ; кольцо K_4 и спутник Sp_2 – в плоскости экватора Π_1

Схема третьего (фрикционного) режима движения ротора, некоторых действующих сил и препятствий показана на рисунках 24 и 25. На рисунке 24 представлены две составляющие движения точки M пересечения ротора с плоскостью XOZ : радиальное движение и движение плоскости Π по отношению к плоскости Π_1 . В дальнейшем точку M будем называть характерной точкой движения ротора.

Пусть отрезки K_1, K_2, \dots, K_n – следы (выделены жирным) пересечения с плоскостью XOZ препятствий в виде колец или ранее выведенных роторов; длина отрезков учитывает возможные эксцентриситеты орбит препятствий. Звездочки C_1, C_2, \dots, C_n – точки пересечения с той же плоскостью орбит спутников или искусственных дискретных объектов; с учетом эксцентриситетов

этих орбит следы пересечения могут иметь некоторую протяженность вдоль оси OX .

На рисунке 25 показано движение элемента l в плоскости Π ротора; чтобы не загромождать чертеж, из числа препятствий обозначены фрагмент одного кольца K_4 и орбита одного спутника $Сп_2$, расположенные в плоскости экватора Π_1 , со следами K_4 и C_2 их пересечения с плоскостью XOZ .

Рассмотрим движение элемента ротора с массой m и начальной длиной l_0 . При движении ротора длина выделенного элемента увеличивается вследствие раздвижения фрагментов и пропорционально радиусу ротора, масса же остается постоянной:

$$l = l_0 \frac{r \cos \psi}{R \cos \psi_0}, \quad m = \text{const.}$$

Обобщенными координатами элемента являются:

- 1) угол φ поворота в плоскости Π , в которой он расположен в данный момент;
- 2) расстояние r элемента до центра планеты. В дальнейшем будем рассматривать r как модуль радиус-вектора \vec{r} , отмечающего положение центра масс элемента по отношению к инерциальной системе отсчета $OXYZ$;
- 3) угол ψ отклонения \vec{r} от плоскости экватора Π_1 . Начальные значения этих параметров и их производных

$$\varphi_0 = 0; \quad \dot{\varphi}_0 = \omega_0; \quad r_{p0} = R \cos \psi_0; \quad \dot{r}_{p0} = \omega_0; \quad \psi_0 \neq 0; \quad \dot{\psi}_0 = 0. \quad (3.1)$$

Кинетическая энергия элемента

$$K = \frac{m}{2} (\dot{\varphi}^2 r^2 \cos^2 \psi + \dot{r}^2 + \dot{\psi}^2 r^2).$$

Силы, действующие на выделенный элемент, зависят от режима движения ротора. Во всех трех режимах действует сила притяжения элемента к центру планеты:

$$\bar{G} = mg \frac{R^2}{r^2},$$

где g – гравитационное ускорение в стартовом положении ротора.

Во втором режиме на элемент дополнительно действует внешняя диссипативная сила \bar{P} , которую полагаем приложенной в центре элемента и направленной перпендикулярно радиус-вектору \vec{r} в сторону скорости $\dot{\psi}r$

(рисунок 24). Сила \bar{P} является также управляющей и подлежит определению из условий маневра по обходу препятствий.

В третьем режиме на элемент дополнительно к \bar{G} действуют силы натяжения \bar{F}_1 и \bar{F}_2 , возникающие от трения между фрагментами при их фрикционном раздвижении. Эти силы приложены на концах элемента по касательным к ротору и имеют равные величины: $F_1 = F_2 = F_{\text{тр}}$ (рисунок 25). Их равнодействующая \bar{F} приложена в центре элемента в плоскости ротора Π и направлена по его радиусу к оси OZ ; ее модуль равен $F = 2F_{\text{тр}} \sin \frac{\delta}{2}$, где $\delta = l_0/r_{p0} \frac{1}{r} \cos \psi$. Учитывая малость δ и зависимость $r_{p0} = R \cos \psi_0$, можно записать:

$$F = F_{\text{тр}} \delta = F_{\text{тр}} \frac{l_0}{R \cos \psi_0}.$$

Обобщенные силы в зависимости от режимов I, II и III движения ротора принимают значения:

$$Q_\varphi = 0; \quad Q_r = \begin{cases} -G; \\ -G; \\ -(G + F \cos \psi); \end{cases} \quad Q_\psi = \begin{cases} 0; & \text{I} \\ Pr; & \text{II} \\ Fr \sin \psi. & \text{III} \end{cases} \quad (3.2)$$

Система дифференциальных уравнений движения элемента ротора имеет вид:

$$\ddot{\varphi} r \cos \psi + 2\dot{\varphi} \dot{r} \cos \psi - 2\dot{\varphi} \dot{\psi} r \sin \psi = 0; \quad (3.3)$$

$$\ddot{r} - \dot{\varphi}^2 r \cos^2 \psi - \dot{\psi}^2 r = \frac{1}{m} Q_r; \quad (3.4)$$

$$\ddot{\psi} + 2\dot{\psi} \frac{\dot{r}}{r} + \dot{\varphi}^2 \sin \psi \cos \psi = \frac{1}{mr^2} Q_\psi. \quad (3.5)$$

Координата ψ является циклической; соответствующий интеграл имеет смысл закона сохранения кинетического момента ротора относительно оси OZ :

$$\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_0 \frac{R^2 \cos^2 \psi_0}{r^2 \cos^2 \psi} = V_0 \frac{R \cos \psi_0}{r^2 \cos^2 \psi}. \quad (3.6)$$

Переходя к безразмерной координате $x = r/R$ и используя обозначения

$$q = \frac{g}{R}; \quad \beta = \frac{V_0^2 \cos^2 \psi_0}{gR} = \frac{V_0^2}{V_1^2} \cos^2 \psi_0; \quad f = \frac{F}{mR}; \quad p = \frac{P}{mR},$$

получаем с учетом интеграла (3.6), выражений (3.2) и после некоторых преобразований уравнений (3.4) и (3.5):

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{(q\beta)^{1/2}}{x^2 \cos^2 \psi}; \\ \ddot{x} &= \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta}{x \cos^2 \psi} - 1 \right) + \dot{\psi}^2 x - \begin{cases} 0; \\ 0; \\ f \cos \psi; \end{cases} & (3.7) \\ \ddot{\psi} + 2\dot{\psi} \frac{\dot{x}}{x} + q\beta \frac{\sin \psi}{x^4 \cos^3 \psi} &= \begin{cases} 0; \\ p/x; \\ \frac{f}{x} \sin \psi. \end{cases} \end{aligned}$$

Как уже отмечено, силы P и F не только диссипативные, но и управляют движением ротора: полагаем их и зависящие от них величины P и f функциями координаты x :

$$P = P(x); \quad p = p(x); \quad F_1 = F_1(x); \quad f = f(x).$$

Задачу о маневрировании ротора сведем к определению стартовой скорости V_0 и функций $P(x)$, $F_1(x)$ при условиях: ротор, не столкнувшись ни с одним из препятствий, должен выйти в плоскости Π_1 на орбиту, определяемую заданной координатой x_* , в кольцевой окрестности которой отсутствуют какие-либо препятствия; угловое и радиальное движения должны быть погашены в заданном положении x_* :

$$\psi(x_*) = \dot{\psi}(x_*) = \ddot{\psi}(x_*) = 0; \quad \dot{x}(x_*) = \ddot{x}(x_*) = 0. \quad (3.8)$$

Вторая задача о выводе ротора из зоны притяжения планеты может быть сформулирована, как определение такого значения V_0 , чтобы ротор,

пройдя область препятствий и не столкнувшись с ними, покинул зону притяжения планеты. Вводить диссипативные силы в этом случае нет необходимости; более того, они здесь нежелательны, так как, тормозя движение ротора, приводят к энергетическим потерям.

3.3. Методика решения задачи

Система двух нелинейных дифференциальных уравнений (3.7) относительно координат X и Y содержит неизвестные пока функции управления $p = p(x)$ и $f = f(x)$. Кроме начальных условий (3.1) имеются конечные условия (3.8).

Наметим методику решения задачи.

1. Ограничиваясь случаем малых значений угла ψ и его первой производной $\dot{\psi}$, линеаризуем уравнение системы (3.7).

2. Переходим к новой независимой переменной – безразмерной радиальной координате x .

3. Определяем схему движения ротора при обходе препятствий и выходе в кольцевую окрестность заданной орбиты. При этом возможно разделение этапов гашения двух движений ротора: сначала гасится движение по углу ψ , затем – радиальное движение по координате x .

Линеаризованные по ψ и $\dot{\psi}$ два последних уравнения системы (3.7) принимают вид:

$$\ddot{x} = F(x, 0) - \begin{cases} 0; \\ 0; \\ f; \end{cases} \quad (3.9)$$

$$\ddot{\psi} + 2\dot{\psi} \frac{\dot{x}}{x} + q\beta \frac{\psi}{x^4} = \begin{cases} 0; \\ p/x; \\ f \psi/x. \end{cases} \quad (3.10)$$

Первое уравнение содержит только переменную x и ее вторую производную, а в III режиме – управляющую функцию $f(x)$.

Интегрируя это уравнение с пределами от $x_0 = 1$ до x , получим:

$$\dot{x}^2 = \frac{q}{x} (x-1) \left[\beta \left(1 + \frac{1}{x} \right) - 2 \right] - 2 \int_{x_0}^x f(x) dx, \quad (3.11)$$

где слагаемое, содержащее интеграл, добавляется только на третьем фрикционном режиме движения ротора.

Уравнения (3.9) и (3.11) определяют радиальное ускорение \ddot{x} и радиальную скорость \dot{x} в зависимости от положения x ротора (и управления $f(x)$ в III режиме).

Полагаем ψ сложной функцией времени t ; т. е. $\psi = \psi(x(t))$. Тогда

$$\dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt} = \psi' \dot{x}; \quad (3.12)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{d}{dt}(\psi' \dot{x}) = \psi'' \dot{x}^2 + \psi' \ddot{x}^2, \quad (3.13)$$

где штрихами обозначены производные по x , а точками – производные по t .

Подставляем (3.12), (3.13) в уравнение (3.10), получим:

$$\psi'' \dot{x}^2 + \psi' \left(\ddot{x} + 2 \frac{\dot{x}^2}{x} \right) + \psi \frac{q\beta}{x^4} = \begin{cases} 0; \\ p/x; \\ f \psi/x, \end{cases} \quad (3.14)$$

где \ddot{x} и \dot{x}^2 имеют вид (3.9) и (3.11).

Уравнение (3.14) является линейным дифференциальным уравнением второго порядка относительно $\psi(x)$ с переменными правыми частями, содержащими управляющие параметры $p(x)$ и $f(x)$ на II и III режимах движения ротора.

3.4. Динамика свободного движения ротора.

Решение задачи о выводе ротора из зоны притяжения планеты

Первый режим движения ротора – свободный, без диссипативных сил расширения телескопически соединенных фрагментов. В этом случае уравнения (3.9), (3.11) принимают вид:

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^3}(\beta - x); \quad \dot{x}^2 = q \frac{x-1}{x^2} [(\beta - 2)x + \beta]; \quad (3.15)$$

$$x^2 \psi'' [(\beta - 2)x^2 + 2x - \beta] + x \psi' [2(\beta - 2)x^2 + 3x - \beta] + \psi \beta = 0. \quad (3.16)$$

Для определения функции $\psi = \psi(x)$ получено линейное дифференциальное уравнение второго порядка с полиномиальными коэффициентами. Частное решение $\psi_1(x)$ ищем также в виде полинома [9]:

$$\psi_1(x) = x^n + a_1 x^{n-1} + \dots + a_n, \quad (3.17)$$

степень n которого определяется при подстановке (3.17) в (3.16) и приравнении нулю коэффициента при старшей степени. Находим $n = -1$, тогда

$$\psi_1 = \frac{1}{x} + a, \quad (3.18)$$

где постоянная $a = -1/\beta$ определяется подстановкой (3.18) в уравнение (3.16).

Второе частное решение имеет вид:

$$\psi_2 = \psi_1 - \int \frac{\exp[-\int h(x) dx]}{\psi_1^2(x)} dx, \quad (3.19)$$

где

$$h(x) dx = \frac{2(\beta - 2)x^3 + 3x^2 - \beta x}{(\beta - 2)x^4 + 2x^3 - \beta x^2} dx = \frac{1}{2} \frac{du}{u},$$

если знаменатель дроби обозначить $u(x)$. Тогда

$$\int h(x) dx = \frac{1}{2} \ln u;$$

$$\psi_2(x) = \beta^2 \psi_1(x) \int \frac{x dx}{(\beta - x)^2 [(\beta - 2)x^2 + 2x - \beta]^{1/2}}. \quad (3.20)$$

Выполнив последовательно замены:

$$\frac{1}{\beta - x} = z; \quad \beta z - 1 = y; \quad y^2 = S,$$

сводим интеграл в (3.20) к табличному

$$\psi_2(x) = \frac{K}{2} \psi_1(x) \int \frac{ds}{(S-b)^{1/2}} = K \psi_1(x) (S-b)^{1/2},$$

где

$$K = \beta^{3/2} (\beta - 1); \quad b = \frac{1}{(\beta - 1)^2}.$$

Проделив замены в обратном порядке, найдем второе частное решение:

$$\psi_2(x) = \frac{1}{(\beta - 1)^2} \frac{\beta}{x} \left\{ (x-1) [(\beta - 2)x + \beta] \right\}^{1/2}.$$

Общее решение уравнения (3.16) равно линейной комбинации частных решений:

$$\psi(x) = C_1 \psi_1(x) + C_2 \psi_2(x),$$

где постоянные C_1, C_2 определяются из начальных условий (3.1):

$$C_1 = \frac{\psi_0 \beta}{\beta - 1}; \quad C_2 = 0.$$

Окончательно

$$\psi(x) = \frac{\psi_0}{\beta - 1} \left(\frac{\beta}{x} - 1 \right), \quad x \geq x_0 = 1. \quad (3.21)$$

Таким образом, угол ψ , определяющий в первом режиме движение плоскости ротора Π по отношению к плоскости экватора Π_1 , изменяется по простому закону (3.21).

Определим время движения ротора. Соотношение (3.15) позволяет найти явную зависимость времени движения t от положения x ротора:

$$t = \int_{x_0}^x \frac{dx}{\dot{x}} = \frac{1}{q^{1/2}} \int_{x_0}^x \frac{x dx}{[(\beta - 2)x^2 + 2x - \beta]^{1/2}}.$$

Результаты интегрирования, зависящие от значения β по отношению к критической величине $\beta_{кр} = 2$, совпадают с выражениями, найденными в главе 1, и здесь не производятся. Анализ движения ротора, выполненный в п. 1.6, справедлив и здесь с некоторой корректировкой, учитывающей наличие еще одной координаты – угла ψ . Отметим лишь следующее.

1. Постоянная орбита ротора x_* достигается в положение, где $\ddot{x} = 0$:

$$\dot{x} = \beta.$$

2. Необходимая стартовая скорость ротора определяется формулой:

$$V_0 = V_1 \frac{\beta^{1/2}}{\cos \psi_0}.$$

Эта величина превышает найденную ранее для экваториального варианта движения ротора и повышается по мере увеличения широтного угла стартовой позиции ротора.

3. Если $\beta < \beta_{кр}$, то ротор совершает колебания относительно положения x_* , с наибольшим удалением от центра планеты:

$$x_{**} = \frac{\beta}{2 - \beta} = \frac{x_*}{2 - x_*}. \quad (3.22)$$

4. Если $\beta = \beta_{кр} = 2$, то ротор удаляется на бесконечность, а стартовая скорость зависит от первой и второй космической скоростей:

$$V_0 = V_1 \frac{\sqrt{2}}{\cos \psi_0} = \frac{V_2}{\cos \psi_0}. \quad (3.23)$$

Конечная радиальная скорость в этом случае обращается в нуль: $V_{r\infty} = \dot{x}_\infty R = 0$.

5. Если $\beta > \beta_{кр}$, то ротор также удаляется на бесконечность с конечным значением радиальной скорости:

$$V_{r\infty} = \dot{x}_\infty R = R [q(\beta - 2)]^{1/2} = V_1 (\beta - 2).$$

В последних двух случаях ротор выводится из зоны притяжения планеты, и формула (3.23) определяет минимальное значение необходимой для этого стартовой скорости.

Исследуем движение ротора по углу ψ , описываемое соотношениями (3.21), (3.12) и (3.13).

В случае колебательного движения при $\beta < \beta_{кр}$ в пределах от $x_0 = 1$ до $x_{**} = \frac{2}{2-\beta}$ угол ψ изменяется согласно (3.21) в пределах от ψ_0 до $\psi_{**} = -\psi_0$.

Угловая скорость $\dot{\psi} = \psi' \dot{x}$ в крайних точках обращается в нуль, что следует из того, что $\dot{x}(x_0) = \dot{x}(x_{**}) = 0$; наибольшее по модулю значение достигается в положении $x_* = \beta$:

$$\dot{\psi}(x_*) = -\frac{\psi_0}{\beta} \left(\frac{q}{\beta} \right)^{1/2}.$$

Угловое ускорение $\ddot{\psi} = \psi'' \dot{x}^2 + \psi' \ddot{x}$ после подстановки производных $\psi''(x)$ и $\psi'(x)$ принимает вид:

$$\ddot{\psi}(x) = \frac{\psi_0 \beta}{\beta - 1} \frac{2\dot{x}^2 - \ddot{x}x}{x^3}.$$

В точках $x_0 = 1$, $x_* = \beta$, $x_{**} = \frac{\beta}{2-\beta}$ имеет, соответственно, значения:

$$-\psi_0 \beta q; \quad 2\psi_0 q (\beta - 1)^2 / \beta^4; \quad \psi_0 q (2 - \beta)^4 / \beta^3.$$

В случаях $\beta = \beta_{кр}$ и $\beta > \beta_{кр}$ при удалении ротора на бесконечность угол ψ имеет предельные значения:

$$\psi_1(\infty) = -\frac{\psi_0}{\beta_{кр} - 1} = -\psi_0; \quad \psi_2(\infty) = -\psi_0 \frac{1}{1 - \beta},$$

при этом угловая скорость и угловое ускорение обращаются в нуль.

Введем переменную

$$z = R x \sin \psi, \quad (3.24)$$

представляющую собой натуральное значение высоты ротора над плоскостью экватора. Ограничиваясь малыми значениями ψ и линеаризуя (3.24) по ψ , получим с учетом (3.21):

$$z = \frac{\psi_0 R}{\beta - 1} (\beta - x). \quad (3.25)$$

Величина z является также аппликатой точки M пересечения ротора с плоскостью XOZ (рисунки 24 и 26), а зависимость (3.25) – уравнением траектории этой точки. Учитывая малость угла ψ , эта траектория представляет собой прямую с началом в точке M_0 , пересекающую плоскость экватора в единственной точке $x_* = \beta$, где проходит постоянная орбита ротора (рисунок 26). При свободном движении ротора значения $\dot{x}, \dot{\psi}, \ddot{\psi}$ в точке x_* не равны нулю, следовательно, точка M проходит положение x_* без остановки. В случае колебательного движения точка M движется вдоль прямой до положения M_{**} с координатой x_{**} , определяемой согласно (3.22), после чего начинается обратное движение в направлении исходной точки M_0 .

При движении в критических случаях $\beta \geq \beta_{кр}$ точка M удаляется вдоль прямой $M_0 M_{**}$ на бесконечность.

Движение самого ротора представляет собой колебания, происходящие на поверхности конуса с образующей $M_0 M_* M_{**}$, когда ротор то сползает «вниз», то поднимается «вверх». При этом ротор вращается с угловой скоростью $\dot{\phi}$ вокруг оси конуса OZ , то уменьшая, то увеличивая ее величину. В критических случаях колебательное движение вырождается в неограниченном сползании по конусу «вниз». В случае расположения стартовой позиции ротора в южном полушарии планеты сползание сменяется восхождением по конусу в северное полупространство по отношению к плоскости экватора.

Во всех случаях положение точки x_* должно быть выбрано из условия отсутствия каких-либо препятствий в ее окрестности, точнее, в соответствующей кольцевой части плоскости Π_1 . Выбор $x_* = \beta$ определяет и направление дальнейшего движения ротора со стартовой позиции M_0 через M_* по отношению к экваториальной плоскости. Эта траектория влияет на условие бесконтактного прохождения мимо крупных естественных спутников, расположенных в этой плоскости, а также на условие минимальности корректирующих импульсов при движении фрагментов ротора к назначенной цели.

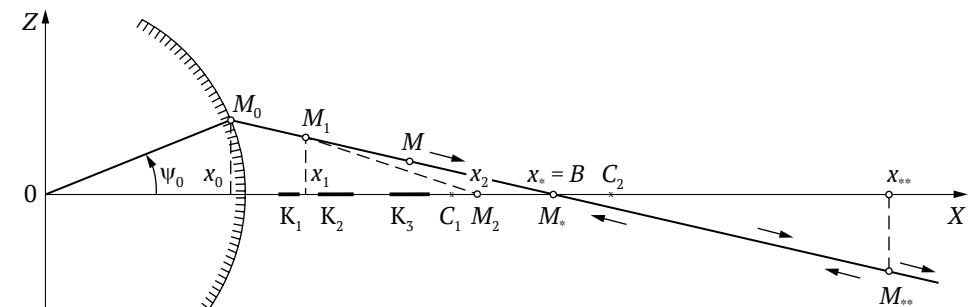


Рисунок 26 – Схема движения характерной точки M . В режиме I – сплошная линия $M_0 M_* M_{**}$; в режиме II – штриховая линия $M_1 M_2$; в режиме III – участок $M_2 M_*$.

3.5. Динамика ротора на этапе гашения углового движения

Рассмотрим задачу о маневрировании ротора с целью обхода препятствий и выхода на постоянную орбиту с гашением колебаний. Траектория характерной точки M пересекает плоскость экватора в единственной точке $x_* = \beta$, что имеет принципиальное значение для решения задачи о выполнении условий (3.8). Схема расположения препятствий в экваториальной плоскости позволяет путем задания положения x_* в свободном промежутке обеспечить их обход, перемещая ротор над этой плоскостью. Другая часть задачи – гашение колебаний – может быть решена введением диссипативных сил.

1. Внешние диссипативные силы, влияя на движение центра масс ротора, могут быть использованы для гашения колебаний плоскости ротора по отношению к плоскости экватора, т. е. движения по углу ψ .

2. Внутренние диссипативные силы, в данном случае фрикционные, влияя на взаимные перемещения частей системы, могут быть использованы для гашения радиального движения фрагментов ротора, т. е. движения по параметру x .

3. Введение фрикционных сил, как будет показано дальше, позволяет изменить значение $\beta_{кр}$ в сторону увеличения, когда диапазон до критических режимов движения ротора расширяется за пределы $\beta = 2$. Это обстоятельство расширяет возможность выбора орбиты $x_* = \beta$, обеспечивая маневр по обходу любых препятствий.

Процессы гашения колебаний по параметрам ψ и x могут выполняться независимо друг от друга, поочередно или одновременно. В дальнейшем принимаем последовательность трех этапов выхода ротора на орбиту, отличающихся режимами движения. При этом положение ротора определяется параметрами x и ψ , из которых x , как и раньше, является независимым аргументом. Ввиду малости угла ψ радиальную координату $x = r/R$ считаем совпадающей с абсциссой $x = \frac{r}{R} \cos \psi \approx r/R$ характерной точки M .

На первом этапе от начального положения M_0 с координатой x_0 (рисунок 26) до некоторого положения M_1 с координатой x_1 осуществляется свободное, без диссипативных сил движение ротора, т. е. режим I. Здесь ротор набирает радиальную скорость, двигаясь по усеченному конусу с прямолинейной образующей M_0M_1 . Характерная точка M движется по прямолинейному участку M_0M_1 ; положение x_1 определим ниже.

На втором этапе – от положения M_1 до положения M_2 с координатой x_2 – реализуется режим II движения ротора, когда участвуют внешние

диссипативные силы. Положение M_2 определяется на оси X на том же свободном от препятствий участке, что и точка M_* орбиты, при этом $x_2 < x_*$. На рисунке 26 точки M_2 и M_* выбраны на участке между орбитами C_1 и C_2 двух спутников. Координата точки M_1 выбирается в промежутке $[x_0, x_2]$. Траекторией характерной точки M является кривая M_1M_2 отмеченная штрихами.

Целью движения на этапе II является гашение движения по углу ψ с выполнением в конце этапа условий

$$\psi(x_2) = \dot{\psi}(x_2) = \ddot{\psi}(x_2) = 0.$$

В плоскости экватора от положения M_2 до конечного положения осуществляется режим III движения ротора с участием фрикционных сил. Цель этого движения – гашение радиального движения по координате x с выполнением условий в конце этапа

$$\dot{x}(x_*) = \ddot{x}(x_*) = 0.$$

Радиальное движение на этапе I описывается соотношениями (3.15); угловое движение по ψ – соотношениями (3.12), (3.13) и (3.21). В конце первого и начале второго этапов величины ψ и ψ' принимают в точке x_1 значения

$$\psi(x_1) = \frac{\psi_0}{\beta - 1} \left(\frac{\beta}{x_1} - 1 \right); \quad \psi'(x_1) = -\frac{\psi_0}{\beta - 1} \frac{\beta}{x_1^2}. \quad (3.26)$$

Рассмотрим динамику ротора на втором этапе $[x_1, x_2]$. Дифференциальные уравнения движения в этом случае имеют вид вторых соотношений (3.9) и (3.10):

$$\ddot{x} = \frac{q}{x^2} \left(\frac{\beta}{x_1} - 1 \right); \quad \ddot{\psi} + 2\dot{\psi} \frac{\dot{x}}{x} + \psi \frac{q\beta}{x^4} = \frac{p(x)}{x}.$$

Первое уравнение имеет интеграл

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_1^2 + \frac{q}{xx_1} (x - x_1) \left(\beta \frac{x + x_1}{xx_1} - 2 \right), \quad (3.27)$$

где \dot{x}_1 – радиальная скорость ротора в положении x_1 , определяемая согласно (3.15).

Второе уравнение используем для определения управляющего параметра $p(x)$ путем задания зависимости $\psi = \psi(x)$, удовлетворяющей следующим краевым условиям.

1. Совпадение ψ и ψ' со значениями (3.26) в точке, обеспечивающее гладкое сочетание угла ψ на первом и втором этапах.

2. Обращение в нуль ψ , $\dot{\psi}$ и $\ddot{\psi}$ в точке x_2 , т. е. выполнение условий гашения углового движения по ψ .

Этим условиям можно удовлетворить, задавая угол ψ на участке $[x_1, x_2]$ следующим образом:

$$\psi(x) = (x_2 - x)^5 (ax + b), \quad x_1 \leq x \leq x_2. \quad (3.28)$$

Производные этой функции имеют вид:

$$\begin{aligned} \psi' &= -(x_2 - x)^2 (4ax - ax_2 + 3b); \\ \psi'' &= 2(x_2 - x)(6ax - 3ax_2 + 3b). \end{aligned} \quad (3.29)$$

Первые множители в правых частях (3.28) и (3.29) с учетом (3.12), (3.13) обеспечивают выполнение условий гашения движения по углу ψ . Вторые множители с неопределенными коэффициентами a и b используются для выполнения условий сопряжения в точке x_1 . Приравнявая ψ в (3.28) и ψ' в (3.29) значениям в (3.26), находим:

$$\begin{aligned} a &= \frac{\psi_0}{\beta - 1} \frac{\beta(4x_1 - x_2) - 3x_1^2}{x_1^2(x_2 - x_1)^4}; \\ b &= -\frac{\psi_0}{\beta - 1} \frac{(5\beta + x_2)x_1 - 2\beta x_2 - 4x_1^2}{x_1(x_2 - x_1)^4}. \end{aligned}$$

Нетрудно убедиться, что функция $p(x)$ имеет структуру $p(x) = q(x_2 - x)p_1(x)$, что обеспечивает ее обращение в нуль в точке $x = x_2$ вместе с углом ψ и его производными. Внешняя сила, необходимая для обеспечения процесса гашения по углу ψ :

$$P(x) = mRp(x).$$

Выбирая концевые точки M_1 и M_2 исследуемого этапа, можно определить траекторию характерной точки M в зависимости от числа, вида, расположения и размеров препятствий, величины свободного промежутка и т. д. Точку M_1 с координатами x_1, z_1 можно выбрать произвольно, но чем ближе она к исходной точке M_0 , тем меньше необходимая внешняя диссипативная сила $P(x)$; в принципе точка M_1 может совпадать с точкой M_0 . Точка M_2 ($x_2, z_2 = 0$) выбирается в том же свободном промежутке, что и точка орбиты M_* ($x_*, z_* = 0$) так, чтобы расстояние от точки M до ближайшего препятствия было достаточно большое, превышающее возможные размеры препятствия.

При наличии дискретных препятствий в виде спутников или станций, плоскости орбит которых отличаются от экваториальной, возможен следующий способ их преодоления ротором. В момент пересечения ротором орбиты какого-либо объекта сам этот объект должен находиться в другом месте орбиты, по одну или по другую сторону от плоскости ротора. Для преодоления системы таких объектов следует рассчитать оптимальный, с учетом их положения и движения, момент начала движения ротора, с тем, чтобы ротор последовательно пересекал орбиты этих объектов с выполнением того же условия.

3.6. Движение ротора на этапе гашения радиального движения

Движение ротора на заключительном этапе $[x_2, x_*]$, где гасится радиальное движение, происходит в режиме III, при котором в качестве диссипативных сил используются фрикционные силы. Уравнение движения и его интеграл имеют вид:

$$\ddot{x} = q \frac{\beta - x}{x^3} - f(x), \quad x_2 \leq x \leq x_*; \quad (3.30)$$

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_2^2 + \frac{q}{xx_2} (x - x_2) \left(\beta \frac{x + x_2}{xx_2} - 2 \right) - 2 \int_{x_2}^x f(x) dx, \quad (3.31)$$

где $f(x)$ – управляющий параметр; \dot{x}^2 – радиальная скорость в конце предыдущего участка, определяемая согласно (3.27) при $x = x_2$.

Управляющий параметр находим из условий гашения радиального движения в положении $x_* = \beta$:

$$\ddot{x}(x_*) = 0; \quad \dot{x}(x_*) = 0. \quad (3.32)$$

Из (3.30) и первого условия (3.32) следует, что в точке x_* параметр $f(x)$ также обращается в нуль: $f(x_*) = 0$. Ищем $f(x)$ в виде линейной функции:

$$f(x) = (x_* - x)f_* = (\beta - x)f_*. \quad (3.33)$$

Подставляя это выражение в (3.30) и (3.31), получаем уравнения движения ротора на заключительном этапе:

$$x = (\beta - x) \left(\frac{q}{x^3} - f_* \right); \quad (3.34)$$

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_2^2 + (x - x_2) \left[\frac{q}{xx_2} \left(\beta \frac{x + x_2}{xx_2} - 2 \right) - f_* (2\beta - x_2 - x_*) \right]. \quad (3.35)$$

Множитель f_* определяется с помощью второго условия (3.32):

$$f_* = \frac{\dot{x}_2^2}{(\beta - x_2)^2} + \frac{q}{\beta x_2^2}. \quad (3.36)$$

Первое слагаемое зависит здесь от радиальной скорости \dot{x}_2 в точке x_2 и от расстояния точки x_2 до точки орбиты $x_* = \beta$: чем меньше x_2 , тем меньше \dot{x}_2 и больше разность $\beta - x_2$ при фиксированном β и тем меньше первое слагаемое. Напротив, второе слагаемое увеличивается при уменьшении x_2 .

Функция f_* имеет минимум, зависящий от выбора точки x_2 . Учитывая зависимость \dot{x}_2^2 в (3.27) от x_2 , получим путем приравнивания нулю производной $\frac{df_*}{dx_2}$ кубическое уравнение для определения x_2 , зависящее, в свою очередь, от выбора точки x_1 :

$$x_2^3 \dot{x}_1^2 + q \left[\beta x_2 \left(\frac{x_2^2}{x_1^2} - 1 \right) - 2x_2^2 \left(\frac{x_2}{x_1} - 1 \right) + (\beta - x_2)^2 + \frac{2x_2}{\beta} - 1 \right] = 0.$$

Здесь x_1 и \dot{x}_1 полагаем фиксированными; для случая $x_1 = x_0 = 1$, $\dot{x}_1 = \dot{x}_0 = 0$ уравнение упрощается:

$$(\beta - 2)x_2^3 + 3x_2^2 + \left(\frac{2}{\beta} - 3\beta \right) x_2 + \beta^2 - 1 = 0.$$

Анализ этих уравнений не приводится.

Определенную согласно (3.36) функцию f_* подставляем в зависимость (3.33) для управляющего параметра $f(x)$, обеспечивающего выполнение условий (3.32) гашения радиального движения в конце исследуемого этапа. Динамика ротора на этом этапе определяется соотношениями (3.34) и (3.35). Значение силы трения $F_{тр}(x)$, необходимой для обеспечения процесса:

$$F_{тр}(x) = mR^2 f(x) \cos \psi_0 / l_0.$$

Таким образом, получено решение задачи о маневре ротора при обходе группы препятствий и выходе его на заданную постоянную орбиту в экваториальной плоскости с гашением колебаний.

3.7. Задачи о маневрировании ротора в условиях Урана и Сатурна

В качестве примеров преодоления ротором произвольной системы препятствий рассмотрим задачи о маневре в условиях Урана и Сатурна.

1. Планета Уран имеет 10 колец, расположенных компактной группой. Из них восемь, в том числе последнее, имеют заметный эксцентриситет, т. е. форму эллипса; семь колец имеют малое отклонение от экваториальной плоскости.

В таблице 3.1 приведены значения радиусов колец R_i , i – номер кольца, их относительных величин $x_i = R_i/R$, где $R = 26\,200$ км – радиус Урана, и относительных расстояний между кольцами $\Delta x = x_i - x_{i-1}$. Как следует из таблицы 3.1, вся группа колец лежит в границах [1,58; 1,98], откладываемых вдоль оси X инерциальной системы отсчета. Расстояния между кольцами не превышают 0,084, что соответствует 200 км. Учитывая эллиптичность колец, этот промежуток мал для безопасного вывода ротора на орбиту в зоне колец.

Кроме колец, в 1986 г. открыта группа 10 малых спутников Урана; орбита одного из них расположена между восьмым и девятым кольцами, остальные движутся выше зоны колец в пределах относительных радиусов 2,05; 3,28 (таблица 3.2). Последний спутник наиболее крупный, его диаметр 165 км; остальные – от 25 до 100 км; расстояния между ними составляют 10 800–50 000 км.

Первый из ранее известных спутников – Миранда – имеет диаметр 483 км и радиус орбиты 129 000 км (таблица 3.2, № 11, $x_{11} = 4,92$). Между ним и 10-м малым спутником имеется большой промежуток кольцевой формы шириной $\Delta x = 1,64$, или 43 000 км, свободный, как считается, от колец и спутников.

Таблица 3.1 – Радиусы и взаимное положение колец Урана

№ п/п	Радиус R_i , км	Относительный радиус x_i	Разность высот $\Delta x = x_i - x_{i-1}$
1	41 600	1,58777	0,58777
2	42 000	1,60306	0,01529
3	42 400	1,61831	0,01525
4	44 600	1,70227	0,08396
5	45 600	1,74044	0,03817
6	47 200	1,80151	0,06107
7	47 600	1,81678	0,01527
8	48 400	1,84731	0,03053
9	50 200	1,91601	0,06870
10	51 800	1,97708	0,06107

Таблица 3.2 – Радиусы орбит и взаимное положение первых 11 спутников Урана

№ п/п	Радиус R_i , км	Относительный радиус x_i	Разность высот $\Delta x = x_i - x_{i-1}$	Выбранные значения x_2, x_*
1	49 750	1,89846	0,05115	
2	53 770	2,05187	0,07479	
3	59 160	2,25755	0,20568	
4	61 770	2,35714	0,09959	
5	62 650	2,39072	0,03358	
6	64 630	2,46628	0,07656	
7	66 100	2,52238	0,05610	
8	69 930	2,66853	0,14615	
9	75 200	2,86963	0,20110	
10	86 000	3,28176	0,41213	$x_2 = 4,0$
11	129 000	4,92367	1,64191	$x_* = 4,6$

Примечания к таблицам 3.1 и 3.2.

1. Разность $\Delta x = x_1 - x_0 = 0,58777$ представляет собой относительное расстояние первого кольца от поверхности планеты.

2. Первый спутник находится между восьмым и девятым кольцами, второй – выше десятого; величина Δx для них представляет собой разность высот восьмого кольца и первого спутника, десятого кольца и второго спутника.

Задаем орбиту в этом промежутке в положении $x_* = \beta = 4,6$; т. е. примерно на 2/3 расстояния между 10-м и 11-м спутниками.

Стартовая скорость ротора, необходимая для достижения заданной орбиты:

$$V_0 = V_1 \sqrt{\beta} / \cos \psi_0 = 25,58 \times 10^5 \text{ м/с} = 35,58 \text{ км/с},$$

где $\psi_0 = 0,1$ – значение угла, определяющего положение стартовой плоскости Π_0 ротора по отношению к экватору; $V_1 = (qR)^{1/2} = 16,5 \text{ км/с}$, $V_2 = V_1 \sqrt{2} = 23 \text{ км/с}$ – соответственно, первая и вторая космические скорости на Уране; $g = 10,4 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести на поверхности Урана; $R = 2,62 \times 10^7 \text{ м}$ – радиус экватора.

Для точки M_2 , где ротор должен выйти в экваториальную плоскость, погасив при этом угловое движение по ψ , принимаем $x_2 = 4,0$, т. е. за пределами группы 10 колец и 10 малых спутников. Для точки M_1 , где начинается второй этап движения с участием внешних диссипативных сил, принимаем $x_1 = 1,9$, т. е. на участке между восьмым и девятым кольцами (таблица 3.1).

Таким образом, задаваемая схема движения ротора такова. Начиная движение из положения M_0 на поверхности Урана, определяемом широтой $\psi_0 = 0,1$, ротор на участке $[x_0, x_1]$ совершает свободное движение. На участке $[x_1, x_2]$ совершается управляемое движение во втором режиме с целью погасить угловое движение по ψ . На этих двух участках ротор проходит над плоскостью экватора на высоте $z = R\psi x$, преодолевая тем самым системы всех 10 колец и 10 малых спутников Урана.

На последнем участке $[x_2, x_*]$ ротор движется в плоскости экватора. Здесь с помощью фрикционных сил происходит гашение радиальной части движения и выход на постоянную орбиту $x_* = \beta = 4,6$.

Исходные данные задачи, некоторые результаты, графики и их анализ приводятся ниже (п. 3).

2. Из планет-гигантов Солнечной системы Сатурн имеет наиболее внушительную и сложную систему колец и спутников. Система главных колец D, C, B, A, F, G, E фактически состоит из большого числа отдельных, более узких, а также множества промежуточных невидимых с Земли колец и составляет почти сплошное кольцо, простирающееся едва ли не от атмосферы планеты до расстояния $8R$ где $R = 6,01 \times 10^7 \text{ м}$ – радиус Сатурна. В относительных величинах R_i/R это соответствует интервалу [1; 8].

В промежутках между отдельными кольцами, составляющими внешние системы колец G и E , движутся 12 малых спутников Сатурна. Первый большой спутник Рея, находящийся за пределами колец, имеет относительный радиус орбиты $x = 8,5$; затем следует большой, шириной $\Delta x = 11,5$,

свободный кольцевой промежуток до наиболее крупного спутника Титана с относительным радиусом орбиты $x = 20$.

Не рассматривая отдельные кольца системы, их радиусы, интервалы между ними, а также движущиеся среди них малые спутники, поставим задачу о выводе ротора ОТС в указанный выше большой промежуток между спутниками Реей и Титаном. Для этого полагаем: $x_1 = 3,0$; $x_2 = 9,0$; $x_* = \beta = 15,0$.

Соответствующая стартовая скорость ротора $V_0 = 83$ км/с, при этом по-прежнему $\psi_0 = 0,1$. Ускорение силы тяжести на Сатурне $g = 9,54$ м/с², первая и вторая космические скорости $V_1 = 24$ км/с, $V_2 = 34$ км/с. Все эти величины вычисляются как сумма переносной скорости от вращательного движения Сатурна и относительной скорости (по отношению к точкам стартовой позиции): $V_a = V_e + V_r$, где $V_e = R\Omega \cos \psi_0 \approx 10$ км/с, $\Omega = 1,68 \times 10^{-4}$ с⁻¹ – угловая скорость Сатурна. Составляющие приведенных выше скоростей, достигаемые при разгоне ротора, равняются, соответственно, 73 км/с, 14 км/с и 24 км/с.

3. Результаты решения задач на ЭВМ. В таблице 3.3 приведены значения постоянных в условиях задач; здесь m и Δx – масса единицы длины ротора и шаг вычислений; остальные величины пояснены в п. 1 и 2.

На рисунке 27 показана зависимость динамических характеристик ротора при движении в условиях Урана от безразмерной радиальной координаты x . Положение колец и 10 малых спутников обозначены на оси X жирными точками (следы от пересечения кольцами вертикальной плоскости XOY) и звездочками (следы от пересечения той же плоскости орбитами спутников).

Величины, имеющие разный порядок, представлены на графиках в безразмерном виде и специальных масштабах, которые приводят безразмерные аналоги к одному порядку. Связь безразмерных аналогов с истинными величинами пояснена в подрисуночных текстах.

Радиальное ускорение W на участках $[x_0, x_1]$ и $[x_1, x_2]$ изменяется под действием центробежной и гравитационной сил, стремясь к нулю в точке орбиты x_* ; на конечном участке $[x_2, x_*]$ оно под действием фрикционной силы $F_{тр}$ меняет знак, погашая радиальную скорость V и обращаясь вместе с нею в нуль в точке x_* .

Таблица 3.3 – Постоянные в задаче о маневрировании ротора в условиях Урана и Сатурна

Планета	R, км	g, м/с ²	m, кг	x ₁	x ₂	x _*	Δx
Уран	26 200	10,4	100	1,9	3,6	4,6	0,1
Сатурн	60 100	9,54	100	3,0	9,0	15,0	0,25

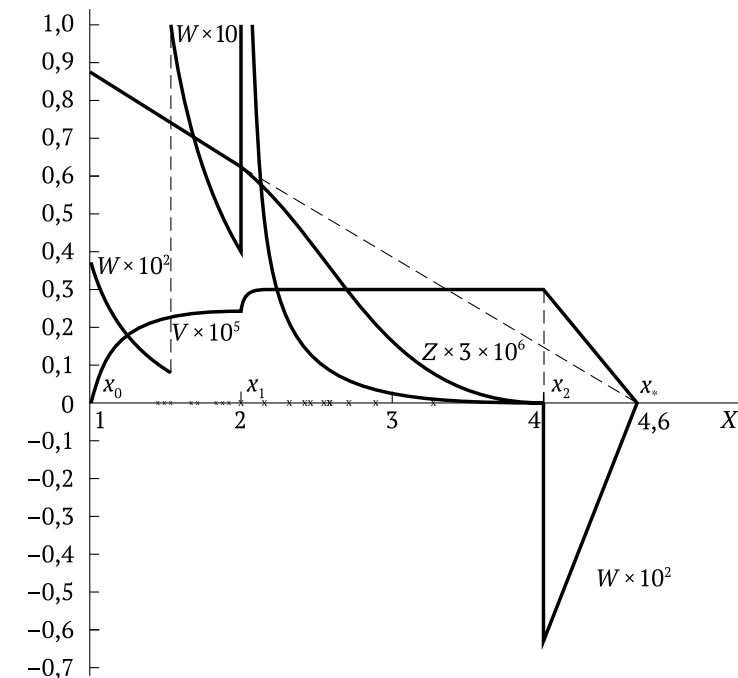


Рисунок 27 – Графики радиальной скорости V , радиального ускорения W и высоты ротора Z в условиях Урана

Радиальная скорость V интенсивно меняется только на начальном и конечном участках, на среднем участке она почти постоянна; наибольшая ее величина около 27 км/с.

Высота z ротора над экватором на участке $[x_0, x_1]$ меняется линейно; штриховое продолжение линии проходит согласно (3.25) через точку орбиты $x_* = \beta$. Под действием внешней диссипативной силы P , вводимой на участке $[x_1, x_2]$, угол ψ (рисунок 27) и вместе с ним высота z быстро уменьшается до нулевых значений в точке x_2 . Ротор проходит на достаточно большой высоте над областью расположения колец и малых спутников; исключение составляет 10-й спутник, высота ротора над орбитой которого около 40 км.

Учитывая размер этого спутника ($d = 165$ км) и возможное отклонение его орбиты от экваториальной плоскости, такая высота, конечно, недостаточна. Улучшить положение можно тремя способами:

- перенести вправо точку x_1 , где включается сила P ;
- перенести вправо точку x_2 , где ротор опускается в плоскость экватора;
- вместо (3.28) выбрать другой закон управляемого изменения угла ψ и высоты z .

Диссипативная сила $P(x)$, управляющая движением по углу ψ и высоте z и приходящая на единицу длины ротора, имеет наибольшие значения около 300 Н и меняет знак в положении $x = 2,5$. Это является, очевидно, следствием заданного закона (3.28) изменения угла ψ ; возможно, что при другом законе сила $P(x)$ будет знакопостоянна, монотонно уменьшая свои значения.

Фрикционная диссипативная сила $F_{\text{тр}}(x)$, представляющая собой сумму сил трения и равная силе натяжения фрагмента, изменяется согласно (3.33) линейно, принимая, в общем случае, большие значения. Причина этого – очень малая кривизна элементов ротора, поэтому силы натяжения, направленные по касательным в конечных точках элемента, имеют очень малую величину равнодействующей, которая направлена по радиусу и должна тормозить радиальное движение. Чтобы уменьшить величину $F_{\text{тр}}$, можно вводить эту силу с момента старта ротора в положении x_0 , а также использовать гравитационное торможение (подъем и поэтапное сбрасывание частей оболочки) и другие диссипативные силы, в том числе внешние.

На участке свободного расширения ротора $[x_0, x_1]$ угловое ускорение $\ddot{\psi}$ меняется от начального отрицательного значения $-1,83 \times 10^{-7} \text{ с}^{-2}$ до максимального положительного $0,37 \times 10^{-7} \text{ с}^{-2}$ и затем начинает убывать. При включении в точке x_1 диссипативной силы $P(x)$ ускорение $\ddot{\psi}$ изменяется скачком, принимая отрицательные значения и ускоряя движение плоскости ротора к экватору. После изменения знака ускорения в точке $x = 2,2$ движение тормозится и погашается в точке x_1 .

Время движения t имеет интервалы, на которых скорость значительно увеличивается в начале движения и в конце движения, когда она начинает уменьшаться; между этими интервалами время t изменяется линейно в зависимости от радиального расстояния x , что является следствием почти постоянной радиальной скорости. Общее время движения к орбите в положении $x_* = 4,6$, что соответствует радиальному перемещению 94 000 км, достигает 111 мин при средней скорости движения 14 км/с.

Схема движения ротора в условиях Сатурна аналогична, отличаясь числовыми значениями характеристик. Например, общее время движения равно 430 мин, почти в четыре раза превышая указанную выше величину; радиальное перемещение составляет 840 000 км при средней скорости движения 32 км/с.

Глава 4

Проблемы создания ускорителя для разгона ротора ОТС

Данная глава содержит постановку задачи о создании комбинированной тягово-левитационной системы (ТЛС) ОТС, осуществляющей подвес ротора внутри вакуумной оболочки и его бесконтактный разгон до космических скоростей. Более подробное изложение этих вопросов содержится в отчетах [III, IV].

Исследована динамика разгона ротора, рассматриваемого на первом этапе как жесткое тонкое кольцо, с учетом действия тяговых усилий, изменяющихся обратно пропорционально скорости ротора. Рассмотрена постановка задачи о движении ротора при действии определенного типа возмущающих факторов [VI].

4.1. Система подъема ротора в центр оболочки

Ускорению ротора относительно эстакады предшествуют подъем или левитация ротора до положения центральной линии вакуумной оболочки. Система подъема, если ограничиваться случаем экваториального расположения ОТС, должна удовлетворять следующим основным требованиям.

1. Левитация ротора должна происходить бесконтактно, что можно достигнуть с помощью взаимодействия магнитных полей с электрическими токами.

2. Левитация должна иметь неколебательный характер, в крайнем случае – характер быстрозатухающих колебаний. Конечное положение – коаксиально в центре оболочки, с зазором между ротором и оболочкой около 0,1 м.

3. Силовые и другие параметры магнитного подвеса в расчете на 1 м длины ротора должны быть такими, чтобы преодолеть и затем уравновесить вес элемента ротора такой же длины. Упругая сила растяжения устраняется путем создания люфтов в телескопических соединениях фрагментов.

4. В процессе разгона ротора вес его элементов уменьшается – как равнодействующая силы тяготения и центробежной силы, направленных вдоль радиуса в противоположные стороны. Соответственно должна уменьшаться сила магнитного давления на ротор, следовательно, обязательна обратная связь между линейной скоростью ротора и силой магнитного давления или между изменением зазора и магнитной силой.

5. В момент достижения первой комической скорости V_1 равнодействующая силы тяготения и центробежной силы каждого элемента ротора обращается в нуль (состояние невесомости), а затем при увеличении скорости меняет направление. Аналогично этому и сила магнитного давления должна изменить свое направление, удерживая ротор от расширения. При достижении расчетной скорости $V_0 > V_1$ эта сила имеет значение:

$$N = \frac{m_p V_0^2}{R} - m_p g = \frac{m_p}{R} (V_0^2 - V_1^2),$$

где m_p – масса элемента ротора; R – радиус экватора; g – гравитационное ускорение на экваторе; $V_1 = (gR)^{1/2}$.

6. После начала радиального движения (второй этап) система подвеса должна удерживать оболочку на расширяющемся роторе с сохранением зазора между ними без подвода энергии от внешних источников.

Известны системы магнитной левитации трех типов:

- 1) подвес с помощью постоянных магнитов;
- 2) электромагнитный подвес;
- 3) электродинамический подвес.

Возможны также различные сочетания этих трех основных типов.

Подвес с помощью постоянных магнитов использует силу отталкивания одноименных полюсов магнитов. Для этой цели на наружной поверхности ротора и внутренней поверхности оболочки устанавливаются четыре пары магнитов: две – для вертикальной левитации и две – для горизонтальной стабилизации.

Характеристики имеющихся магнитов с учетом их размеров применительно к поперечным размерам ротора и оболочки недостаточны для получения необходимых при подвесе ротора параметров, в частности, силы давления на единицу массы ротора. Этот недостаток устраняется тем обстоятельством, что на этапе движения со скоростью $V < V_1$ вся нагрузка от веса ротора передается только нижним магнитам; к силам тяжести добавляется магнитная сила давления от верхних магнитов. После достижения скорости V_1 картина меняется – основная нагрузка передается

верхним магнитам. В обоих случаях нагрузки воспринимаются вакуумной оболочкой, обеспечение прочности которой приводит к значительному увеличению ее массы. Существенные трудности создает также высокая удельная плотность материала постоянных магнитов и, следовательно, их большая относительная масса.

Использование сил притяжения разноименных полюсов вообще невозможно, так как такая система принципиально неустойчива: при увеличении зазора сила притяжения падает, а при уменьшении – растет; в том и другом случаях это может привести к нарушению бесконтактности. Чтобы предотвратить такую ситуацию, необходимо управлять силой магнитов, но для постоянных магнитов это невозможно.

Таким образом, постоянные магниты не всегда удовлетворяют требованиям, необходимым для обеспечения бесконтактного подвеса ротора внутри оболочки на всех этапах разгона и подъема в плотной атмосфере.

К выводу о нецелесообразности применения постоянных магнитов пришли и разработчики высокоскоростного наземного транспорта на магнитной подушке, т. е. при решении более простой технической задачи, с намного меньшими скоростями движения и массовыми параметрами. Но это не исключает полностью возможность применения постоянных магнитов в ОТС в будущем, так как такой подвес наименее энергозатратный.

Электромагнитный подвес основан на использовании сил притяжения электромагнитов с ферромагнетиками. Для этого ротор ОТС должен содержать элементы из ферромагнитного материала, а электромагниты должны располагаться на оболочке. Размещение электромагнитов на роторе нецелесообразно, так как при этом возникает проблема подачи к ним электроэнергии.

При перемещении ферромагнетика относительно электромагнитов в нем наводятся вихревые токи, создающие магнитный поток, созданный электромагнитами. Возникающая при этом сила может быть разложена на тормозную, направленную против направления движения ротора, и отталкивающую, направленную против левитирующей силы подвеса. С ростом скорости движения ротора влияние вихревых потоков может быть существенно, поэтому необходимы меры для компенсации указанных сил. Компенсация отталкивающей силы осуществляется системой управления путем значительного увеличения тока в обмотке электромагнитов, а тормозной силы – увеличением тягового усилия линейного двигателя.

Применению электромагнитного подвеса для левитации ротора ОТС препятствуют малая величина зазора и нестабильность подвеса. Магнитная сила возрастает с уменьшением зазора и уменьшается при его увеличении. Таким образом, система с притяжением, как уже отмечалось, нестабильна, она имеет «отрицательный» коэффициент упругости и для ее стабилизации

необходимо применять механизм обратной связи, регулирующий ток магнита, затрачивая при этом значительную энергию.

Электродинамический подвес основан на использовании правила Ленца, согласно которому ток, индуцированный в проводящем контуре магнитным полем, направлен таким образом, чтобы сохранить постоянным магнитный поток. Магнитное поле индуцированного тока противоположно по направлению внешнему переменному магнитному полю, и между магнитом и контуром возникают силы отталкивания. Система с отталкиванием устойчива относительно смещений, так как силы отталкивания возрастают с уменьшением зазора между элементами системы.

При постоянной величине магнитного поля индуцированный ток возрастает с увеличением частоты изменения поля, асимптотически насыщаясь при больших частотах. Насыщение достигается, когда магнитное поле перестает проникать в проводник, сила отталкивания также возрастает с частотой, достигая затем предельного значения.

При разработке системы отталкивания возникает проблема диссипации энергии вследствие конечной проводимости проводника контура. Как и индукционный нагрев, эта диссипация зависит от частоты изменения поля, достигая максимума на определенной частоте и уменьшаясь до нуля на высоких частотах.

Система с отталкиванием целесообразна для применения в ОТС, так как позволяет использовать сверхпроводящие магниты для генерирования необходимого магнитного поля. С помощью таких магнитов создается сильное магнитное поле в большом объеме, что решающим образом влияет на всю конструкцию системы.

Электродинамическая система подвеса в ОТС имеет простую схему. На роторе, движущемся относительно оболочки, размещены в ряд сверхпроводящие магниты, а на оболочке расположены контуры из диамагнитного материала. Создаваемое магнитное поле постоянно по отношению к ротору, но переменное по отношению к оболочке и контурам. В результате возникает сила отталкивания, которая удерживает ротор относительно оболочки. Но если ротор неподвижен, то подъемная сила равна нулю, поэтому в начале движения должна действовать другая, «стационарная» система подвеса.

Электродинамический подвес по сравнению с подвесами на постоянных магнитах и электромагнитным подвесом имеет два преимущества:

1) зазор между магнитами и контурами может быть на порядок больше, что имеет принципиальное значение при высоких скоростях;

2) сильное магнитное поле, создаваемое в большом объеме, можно использовать не только для подвеса, но и для приведения в движение ротора ОТС, т. е. совместить механизмы подвеса и разгона ротора.

Последнее обстоятельство очень важно, так как резко упрощается вся ТЛС ускорителя ОТС, уменьшается расход электропроводящих материалов, энергии и т. д.

С электродинамическим подвесом связаны, однако, две проблемы: необходимость дополнительного типа подвеса при малых скоростях и криообеспечение сверхпроводящих магнитов. Вторую проблему можно решать, используя высокотемпературную сверхпроводимость.

4.2. Проблемы создания линейного электродвигателя для разгона ротора до космических скоростей

Электродвигатель для привода ротора в движение относительно эстакады должен удовлетворять следующим основным требованиям [III].

1. Питание электродвигателя осуществляется от некоторого числа электростанций, включенных параллельно, с одинаковой частотой тока, с заданной суммарной мощностью.

2. Исключается передача электроэнергии на ротор в период его разгона.

3. Электродвигатель должен обеспечить надлежащую величину пускового усилия и требуемые усилия для достижения необходимой скорости вращательного движения ротора за приемлемый промежуток времени – несколько суток.

4. Конструктивная схема электродвигателя обеспечивает его многофункциональность.

4.1. Электродвигатель служит ускорителем ротора ОТС.

4.2. Электродвигатель является частью электродинамической системы левитации ротора, обеспечивая в сочетании с другими типами подвеса его бесконтактный подвес относительно оболочки, включая этап движения ротора с оболочкой в плотной атмосфере.

4.3. После выхода ротора на орбиту элементы ТЛС должны использоваться для создания энергетических и особенно транспортных систем как в пределах данного промышленного кольца на основе ротора, так и между данным и другими кольцами космической промышленной зоны.

4.4. ТЛС должна быть оптимальной в смысле потерь энергии и расхода материалов.

Эти разноплановые требования могут быть удовлетворены путем рациональных компромиссов при решении многокритериальной оптимизационной задачи.

Ниже кратко рассмотрены особенности и возможности удовлетворения указанным требованиям трех основных типов двигателя: асинхронного, синхронного и коммутаторного на постоянном токе.

В схеме асинхронного двигателя для приведения в движение ротора ОТС статор, включающий сердечник с многофазной обмоткой, закрепляется на оболочке.

На роторе устанавливается вторичная обмотка, выполненная или в виде шины из металла с высокой электрической проводимостью, или в виде замкнутых по торцам проводников.

Сила, действующая на обмотку ротора, может создаваться лишь в том случае, если скорость его перемещения меньше скорости перемещения волны магнитной движущей силы. Таким образом, при увеличении скорости ротора должна увеличиваться и скорость волны, что можно достигнуть, увеличивая частоту питающего напряжения. Синхронизация для этой цели большого числа параллельно работающих преобразователей частоты весьма сложна.

Мощность асинхронного двигателя ОТС чрезвычайно велика, и пусковой ток при прямом пуске вызовет недопустимо большое падение напряжения в сети. Кроме того, при пуске в обмотке ротора выделяется тепловая энергия, равная кинетической энергии приводимого в движение ротора. Выделение энергии в первичной цепи обычно несколько больше, чем во вторичной, что может привести к перегреву двигателя. Поэтому прямой пуск невозможен и следует применять пуск при пониженном напряжении. Общий КПД двигателя невысок, достигая 0,2–0,25.

Требования 2 и 3 недостижимы при использовании асинхронного двигателя. Безоговорочно выполняется лишь требование 2 об исключении передачи электроэнергии на ротор гальваническим путем.

Таким образом, особенности схемы и работы асинхронного двигателя вряд ли позволяют использовать его в качестве двигателя для ротора ОТС.

В схеме синхронного двигателя для ускорения ротора многофазная обмотка закреплена на оболочке, а обмотка возбуждения индуктора – на роторе. Обмотка возбуждения при этом – сверхпроводящая, работающая в режиме замороженного потока, поэтому нет необходимости передавать электрическую энергию на ротор после запитки обмотки и ее закорачивания.

Пусковые свойства синхронного двигателя требуют регулирования частоты подводимого к обмотке якоря тока от нулевых значений до номинальных, однако проблема регулирования, особенно в диапазоне низких частот, в настоящее время не решена.

С другой стороны, применение сверхпроводящей обмотки возбуждения индуктора позволяет отказаться от ферромагнитного сердечника

на якоре, поэтому расположенные на оболочке обмотки и проводящие элементы можно комбинировать так, чтобы они помимо тяги обеспечивали и функции системы электродинамического подвеса. При этом КПД синхронного двигателя значительно выше. Таким образом, существенным препятствием при использовании синхронного двигателя для ускорения ротора ОТС является лишь проблема пуска и регулирования частоты питающего тока.

Схема коммутаторного двигателя аналогична схеме синхронного: сверхпроводящая обмотка индуктора, работающего в режиме замороженного потока, фиксируется на роторе, а обмотка якоря закреплена на оболочке. Секции обмотки якоря питаются от сети переменного тока, работающей на выпрямителе, через тиристорный коммутатор. Его назначение – переключать секции обмотки якоря по сигналам от специальных датчиков в зависимости от расположения полюсов индуктора. В результате возникает сила тяги постоянного направления, зависящая от подаваемого на обмотку якоря напряжения, что намного упрощает проблемы пуска и регулирования скорости ротора. КПД такого двигателя выше, чем у синхронного; выполняются также п. 1, 2 требования многофункциональности, т. е. помимо ускорения он может выполнять также функцию левитации ротора.

В отчете [IV] предпочитается асинхронный двигатель без использования сверхпроводимости, но при этом только в качестве ускорителя ротора; КПД такого двигателя может быть доведен до 0,9.

Таким образом, из трех систем магнитного подвеса и трех типов электродвигателя для ускорения ротора ОТС с учетом приведенных выше требований к таким системам предпочтительна электродинамическая система подвеса, а в качестве ускорителя – двигатель постоянного тока с тиристорными коммутаторами, сочетающий обе функции. При этом эффективная работа систем подвеса и ускорения будет в том случае, когда в качестве источника постоянного магнитного поля используются сверхпроводящие обмотки возбуждения, исключающие необходимость подвода электроэнергии к ротору в процессе его движения.

Элементы рассмотренных систем, предназначенных для подъема и разгона ротора массой в 1–4 млн тонн, располагаются на самом роторе и вакуумируемой оболочке, которая также поднимается на этапе движения в атмосфере, что является существенным недостатком этих систем. Такое расположение элементов приводит к значительному снижению доли полезного груза, поднимаемого ротором, и к увеличению массы оболочки. Кроме того, на левитацию, разгон и подъем самой ТЛС требуются значительные дополнительные расходы энергии, что приведет к снижению общего КПД системы.

Возможно, что этот недостаток можно устранить путем создания комбинированной системы левитации ротора с использованием всех трех основных типов, указанных в п. 4.1. При этом основная часть системы должна быть стационарной, т. е. находиться на эстакаде вне вакуумируемой оболочки.

Если объединить последнее требование, а также требование исключения возможности возникновения тепловых потерь в роторе с требованиями к системе левитации в п. 4.1 и к системе разгона в данном пункте, то получим идеальную ТЛС ротора. Решение возникающих при этом проблем найдет применение и при создании перспективных систем наземного сверхскоростного транспорта.

4.3. Проект комбинированной системы разгона и левитации ротора

Учитывая особенности движения ротора и функционирования ТЛС, рабочий цикл разгона ротора и его подъема в атмосфере вместе с оболочкой разделим на четыре периода [IV].

Первый период (пусковой) характеризуется изменением скорости ротора от нулевой до V' , составляющей 100–200 м/с. Электродинамическая сила подъема здесь незначительна, но сила торможения в системе электродинамического подъема достигает пикового значения. Поэтому в первом периоде подвес ротора должен осуществляться или самим тяговым двигателем, или вспомогательной стационарной системой, что более предпочтительно. При движении в указанном диапазоне скоростей управление коммутаторным двигателем не представляет большой сложности.

Второй период включает диапазон изменения скорости ротора от V' до V_1 – первой космической скорости, при которой ротор становится невесомым. Здесь происходит постепенное переключение от стационарной к электродинамической системе подвеса, наиболее поддающейся регулированию и саморегулированию, когда сила подвеса изменяется в зависимости от величины зазора, исчезая при достижении ротором положения вдоль центральной оси оболочки. Учитывая переменность веса элементов ротора, как равнодействующей центробежной силы и силы тяготения, систему можно регулировать так, что сила подвеса будет равна весу элементов, исчезая к концу периода. Полезная мощность двигателя идет, главным образом, на создание тяговой силы.

В третьем периоде – от скорости V_1 до расчетной скорости V_0 , конечной для этапа разгона и начальной для этапа подъема, происходит изменение направления равнодействующей центробежной и гравитационной сил: она теперь направлена для каждого элемента ротора вверх по местной вертикали.

Электродинамическое усилие левитации также должно изменить направление на противоположное. Максимальное значение такого усилия на единицу длины ротора составляет $\frac{V_0^2 - V_1^2}{V_1^2}$ от веса соответствующего элемента неподвижного ротора.

Четвертый период – промежуточный между этапами разгона и движения ротора в открытом космосе. Основная его особенность – движение ротора в вакуумной оболочке через атмосферу в режиме упругого расширения. От момента отделения от эстакады и до выхода из плотных слоев атмосферы примерно на высоте 100 км зазор между ротором и оболочкой поддерживается автономной системой электродинамического подвеса без поступления электроэнергии от внешних источников. Левитационное усилие должно быть достаточным для преодоления инерционности оболочки при ее радиальном движении, а также сил тяготения, сопротивления атмосферы и упругости при растяжении оболочки.

Начало радиального движения зависит от соотношения масс оболочки и ротора: чем оно больше, тем большей должна быть начальная для этого периода кинетическая энергия ротора.

Большая масса оболочки приводит к дополнительному расходу энергии, но дает возможность диссипации энергии радиального движения ротора при подъеме и поэтапном сбросе ее частей.

Выбор схемы ТЛС, ее силовые, массовые и другие характеристики должны быть подчинены принятым законам движения ротора на этапе подъема к орбите.

При разработке линейного электродвигателя для ОТС найдена оригинальная схема ТЛС [III], которая может быть частью более полной системы, обеспечивающей подвес и ускорение ротора на этапе разгона, а также бесконтактное ускоренное радиальное движение ротора и оболочки в атмосфере. Главное в предлагаемой схеме (рисунок 28) – использование сверхпроводящих обмоток возбуждения (СПОВ) 4, установленных вертикально на роторе 5 в его диаметральной плоскости, и дискретных катушек электродинамического подвеса 6 на внутренней поверхности оболочки 7. Сверхпроводящие обмотки возбуждения имеют удлиненную форму, близкую к прямоугольной, и расположены по длине ротора цепочкой – одна за другой. Дискретные короткозамкнутые катушки подвеса образуют два ряда, сдвинутых относительно друг друга в направлении движения ротора на половину шага намотки катушек. Каждая катушка состоит, в свою очередь, из двух петель уголкового профиля, расположенных в вертикальной плоскости одна над другой. Верхний и нижний продольные проводники каждой отогнуты в сторону ротора и находятся в плоскости сверхпроводящих обмоток возбуждения.

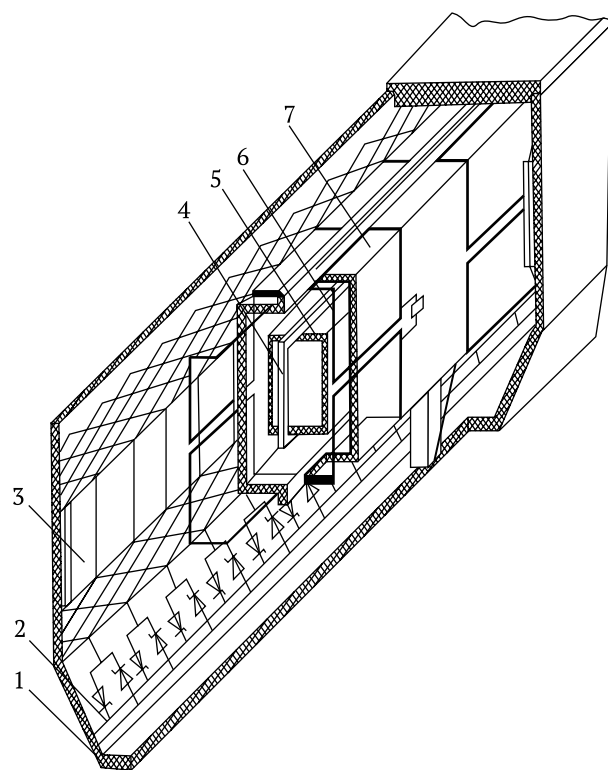


Рисунок 28 – Компонировочная схема ТС с предлагаемой ТЛС:

1 – эстакада; 2 – фидерная линия с коммутатором; 3 – якорная обмотка ЛЭД; 4 – сверхпроводящая обмотка возбуждения; 5 – ротор; 6 – короткозамкнутые катушки электродинамической системы подвеса; 7 – вакуумная оболочка

Статорные обмотки двухстороннего линейного электродвигателя постоянного тока 3 расположены на обеих вертикальных стеках эстакады 1. Обмотка имеет катушечную конструкцию; подключение ее секций к фидерной линии 2 производится посредством полупроводникового коммутатора, ключевые элементы которого равномерно распределены вдоль эстакады 1. Таким образом, существенная часть элементов линейного электро-двигателя удовлетворяет требованию стационарности, располагаясь на эстакаде, что дает возможность ее многократного использования.

ТЛС работает следующим образом. До пуска двигателя выполняются подготовительные операции:

- для уменьшения потерь при разгоне ротора в диапазоне малых скоростей, когда сила торможения в системе электродинамического подвеса достигает пика, размыкают катушки подвеса;

- запитывают постоянным током сверхпроводящие обмотки возбуждения ротора, при этом предполагается применение высокотемпературных, в пределах 20–30 °С, сверхпроводящих материалов, чтобы исключить криостатирование обмоток;

- включают дополнительную (стационарную) систему левитации, осуществляющую бесконтактный подвес ротора внутри оболочки.

Пуск двигателя выполняют, подавая напряжения на статорные обмотки. Под действием возникающей электромагнитной силы тяги ротор приходит в движение. При достижении скорости V' катушки электродинамического подвеса замыкают накоротко. Под влиянием переменного магнитного поля движущихся СПОВ в них возникают вихревые токи, величина которых достаточна для того, чтобы осуществлять в дальнейшем подвес ротора относительно вакуумной оболочки. Стационарная система подвеса отключается.

Особенность предлагаемой ТЛС – создание необходимой величины тяги и обеспечение при этом в режиме саморегуляции бесконтактного взаимодействия ротора с оболочкой на последних трех периодах процесса разгона и движения в атмосфере:

- в диапазоне скоростей от V' до V_1 , когда ротор обладает «положительным» весом, взаимодействие СПОВ с короткозамкнутыми катушками носит характер отталкивания от нижних петель катушек и притяжения к верхним;

- в диапазоне скоростей от V_1 до V_0 ротор перемещается ближе к верхним петлям катушек. В этом случае СПОВ отталкиваются от верхних и притягиваются к нижним петлям катушек;

- при достижении расчетной скорости V_0 освобождаются захваты, удерживающие оболочку от перемещения; ротор, расширяясь, принуждает совершать радиальное движение и оболочку. В этом случае левитационная система осуществляет бесконтактный подвес оболочки относительно ротора.

Такая многофункциональность системы подвеса достигается специальной конфигурацией короткозамкнутых катушек. Необходимые электротехнические расчеты, энергетические, силовые, массовые и другие параметры системы приведены в [III]. В частности показано, что при окружной скорости ротора, равной первой космической скорости V_1 , когда ротор невесом, левитационное усилие электродинамического подвеса предложенной конструкции равно нулю, и система подвеса работает без потерь энергии. Если двигатель и систему подвеса отключить, то при отсутствии аэродинамических и других потерь ротор будет двигаться неограниченно долго. Ротор можно использовать и в качестве эффективного накопителя энергии, для этого в стационарном его положении необходима скорость V_1 .

4.4. Задача о разгоне ротора ОТС

Исследуем движение ротора на этапе разгона при самых общих предположениях о его свойствах, тяговых усилиях двигателя и т. д. В качестве физической модели ротора принимаем кольцеобразный стержень, расположенный коаксиально внутри вакуумной оболочки и равномерно нагруженный продольными тяговыми усилиями от секции линейного электродвигателя. Масса ротора M_p , его радиус R – экваториальный радиус Земли, момент инерции относительно оси вращения ротора $J_z = M_p R^2$. Главный момент тяговых усилий относительно оси Z :

$$M_z = \Sigma qR = QR,$$

где q – тяговое усилие от одной секции двигателя; $Q = \Sigma q$ – суммарное тяговое усилие.

Движение ротора рассматривается по отношению к двум системам отсчета с общим началом в центре масс Земли O . Действием окружающих небесных тел – Солнца, Луны и т. д. – пренебрегаем. Перемещение точки O не влияет на процесс разгона ротора, поэтому точку O полагаем неподвижной.

В системе $OXYZ$ оси неподвижны; ось Z направлена вдоль оси вращения Земли и ротора, оси X, Y расположены в плоскости экватора. Движение ротора по отношению к этой системе абсолютное.

В системе $OX_1Y_1Z_1$ оси X_1, Y_1 расположены также в экваториальной плоскости и вращаются вокруг совпадающих осей Z и Z_1 с угловой скоростью ω_3 Земли. Движение ротора вместе с этой системой переносное, а по отношению к ней – относительное.

В период разгона рассмотрим движение ротора относительно эстакады, неподвижной по отношению системы $OX_1Y_1Z_1$, т. е. относительную часть движения. В момент окончания разгона, начала радиального движения ротора и в последующем его движении рассмотрим также абсолютное движение. Между скоростями точек ротора существует соотношение

$$V_a = V_e + V_r,$$

где V_a – абсолютная скорость; $V_e = \omega_3 R = 0,46$ км/с – переносная скорость и V_r – относительная скорость точек ротора. В момент окончания разгона $V_a = V_0$, где V_0 – начальная абсолютная скорость на этапе подъема ротора к орбите.

Полезную мощность W электродвигателя полагаем постоянной на этапе разгона ротора; потребляемая мощность $W' = W/K_1$, где K_1 – КПД двигателя.

В общем случае постоянно только передаваемая мощность W' , а K_1 и W зависят от скорости V_r относительного движения ротора. При этом функциональная зависимость определяется реализованной схемой двигателя, левитационной системы и т. д. При исследовании динамики ротора в период разгона принимаем усредненные значения K_1 и W . Усредненное значение суммарного тягового усилия связано со скоростью ротора соотношением $Q = W/V_r$. В начальный момент, когда $V_r = 0$, и на некотором малом промежутке $[0, t']$ эта формула неприменима и заменяется другой, не имеющей особенностей. Время пуска исключается из рассмотрения ввиду его малости и, соответственно, малости изменения скорости и перемещения ротора.

Запишем дифференциальное уравнение вращательного движения ротора:

$$J_z \frac{d\omega_r}{dt} = M_z,$$

где $\omega_r = V_r/R$ – относительная угловая скорость ротора. После упрощений получим:

$$M_p = \frac{dV_r}{dt} = Q = \frac{W}{V_r}. \quad (4.1)$$

В результате интегрирования находим зависимость относительной скорости ротора от времени движения:

$$V_r = \left(\frac{2Wt}{M_p} \right)^{1/2}. \quad (4.2)$$

Пусть время разгона $t = 5$ суток, конечная абсолютная скорость $V_a = 10$ км/с, следовательно, $V_r = V_a - V_e = 9,54$ км/с, масса ротора $M_p = 2 \times 10^9$ кг при погонной массе 50 кг/м. Из (4.2) найдем необходимую полезную мощность $W = M_p V_r^2 / 2t = 211$ млн кВт.

Для КПД принимаем $K_1 = 0,5$, тогда полная мощность $W' = 422$ млн кВт, превосходя мощность ракеты-носителя «Энергия» всего в 3,5 раза. Но удельная мощность на тонну поднимаемого полезного груза составляет 211 кВт/т, тогда как для «Энергии» такой же показатель равен $1,2 \times 10^6$ кВт/т, т. е. примерно в 6000 раз больше. И ни одна из используемых или разрабатываемых в настоящее время систем подъема грузов в космос не имеет такого низкого значения удельной мощности, как система ОТС.

Представляя V_r как производную ds/dt , где s – дуговая координата некоторой характерной точки ротора, и интегрируя (4.2), находим закон движения ротора вдоль эстакады на этапе разгона:

$$s = \frac{2}{3} \left(\frac{2W}{M_p} \right)^{1/2} t^{3/2}. \quad (4.3)$$

Касательное ускорение точек ротора:

$$w_\tau = \frac{dV_r}{dt} = \frac{1}{2} \left(\frac{2W}{M_p} \right)^{1/2} t^{-1/2}, \quad (4.4)$$

кроме значений t , принадлежащих малому промежутку $[0, t_1']$ пуска электродвигателя.

В проекции на нормаль соотношение для элемента ротора с единичной длиной и соответствующей массой m имеет вид:

$$\frac{mV_a^2}{\rho} = mg - N,$$

где ρ – радиус кривизны траектории; N – магнитное давление системы подвеса. Для невозмущенного движения $\rho = R$, тогда

$$N = m \left(g - \frac{V_a^2}{R} \right).$$

Это усилие магнитного подвеса, приходящееся на 1 м длины ротора. Оно изменяется от значения веса mg_1 элемента в начале разгона ($g_1 = g - \frac{V_e^2}{R}$ – ускорение свободного падения на экваторе) до нуля, когда

$V_a = V_1 = (gR)^{1/2}$, затем меняет знак и достигает значения $m \left(\frac{V_0^2}{R} - g \right)$ в конце

этапа разгона. Эта величина меньше веса элемента ротора на интервале изменения его абсолютной скорости $[V_1, V_2]$, где $V_2 = (2gR)^{1/2}$ – вторая космическая скорость. В момент достижения V_2 усилие N принимает значение, равное силе тяготения элемента, но направлено вниз. На участках эстакады, где по условиям рельефа местности $R_{\text{кр}} < R$, величина N может превышать в несколько раз вес элемента ротора.

4.5. Динамика возмущенного движения ротора при нарушениях работы системы разгона

На огромном протяжении эстакады и в течение большого промежутка времени разгона – несколько суток – в ускорительной системе могут возникнуть различного рода нештатные ситуации, отклоняющие процесс разгона ротора от номинального режима. К ним относятся: выход из строя одного или нескольких агрегатов на одной из электростанций, питающей энергией некоторый участок ускорительной системы; выход из строя всей электростанции или системы подвода энергии от нее; нарушения в работе самой ускоряющей системы, приводящие к падению мощности на некотором участке и т. д. Такие нарушения могут и не приводить к серьезным возмущениям, изменяя лишь общие характеристики движения ротора – ускорение, скорость, время разгона. Но при более высоком уровне нарушений возможны необратимые последствия. Наиболее серьезные из них – касание ротором оболочки, опасный уровень продольных колебаний ротора, возникновение резонанса и др. – могут привести к разрушениям системы ОТС.

Возникает проблема определения всех возможных отклонений от номинального режима, их различных сочетаний, выявления степени воздействия на процесс разгона ротора, определения границ допустимых отклонений, не приводящих к серьезным последствиям, и мер по ликвидации отклонений за пределами таких границ.

Большая группа нарушений приводит к изменению мощности на некотором участке ΔL линейного электродвигателя и, соответственно, изменению тягового усилия на этом участке. Неоднородность силового воздействия скажется, прежде всего, на локальных по положению и времени изменениях ускорения и скорости частей ротора, которые проходят участок ΔL . Последствием этих изменений будут продольные колебания в конструкции ротора.

Для исследования таких колебаний используем дискретную модель ротора в виде системы n материальных точек одинаковой массы m , замкнутых в форме кольца и соединенных упруго-вязкими связями. Вводим потенциальную энергию упругих связей:

$$\Pi(u_i) = \frac{C}{2} \sum_{i=1}^n (u_i - u_{i+1})^2, \quad (4.5)$$

где C – жесткость связей; $u_i(t)$ – отклонение i -й точки от ее положения в роторе, принимаемом как жесткое кольцо, при номинальном режиме его разгона, описываемом уравнением (4.1) и зависимостями (4.2)–(4.4), соответственно, для скорости, перемещения и ускорения ротора. При этом выполняется условие замкнутости кольца $u_{n+1} = u_1$.

При определении эквивалентной жесткости каждой из соединительных пружин используем соотношение [15]:

$$C = \frac{nEF}{L},$$

где E – усредненный модуль упругости материала ротора; F – площадь его поперечного сечения; L/n – длина участка между двумя соседними точками; L – длина ротора.

Упругая сила, действующая на i -ю точку:

$$F_i = -\frac{\partial P}{\partial u_i} = -C(2u_i - u_{i-1} - u_{i+1}). \quad (4.6)$$

Аналогично (4.5) вводится диссипативная функция Релея [2]:

$$R(u_i) = \frac{\lambda}{2} \sum_{i=1}^n (\dot{u}_i - \dot{u}_{i+1})^2,$$

где λ – коэффициент вязкости материала ротора; $\dot{u}_i = \frac{du_i}{dt}$ – скорость возмущенного движения i -й точки. Диссипативная сила

$$R_i = -\frac{\partial R(\dot{u}_i)}{\partial \dot{u}_i} = -\lambda(2\dot{u}_i - \dot{u}_{i-1} - \dot{u}_{i+1}).$$

Пусть $\pm \Delta W_1$ – отклонение мощности линейного электродвигателя на участке ΔL_1 (рисунок 29). Индекс 1 вводится потому, что может быть несколько таких участков, возникающих последовательно с течением времени, ΔL_1 – первый из них. Положение этого участка определяется дуговой координатой S , отсчитываемой вдоль эстакады от некоторой характерной точки O' , принятой за начало отсчета, до начала участка ΔL_1 . Пусть t_1 – момент времени, отсчитываемый от начала движения ротора, когда произошло

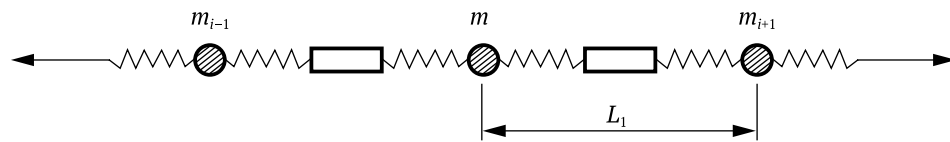


Рисунок 29 – Дискретная упруго-вязкая модель ротора

нарушение режима; $V_{r1} = \left(\frac{2W}{M_p} t_1 \right)^{1/2}$ – средняя скорость точек ротора в этот

момент. Если в момент t_1 над участком ΔL_1 находилась i -я точка ротора, то время $\Delta t_{1,i}$ ее перемещения над участком определяется с помощью зависимости (4.3):

$$\Delta t_{1,i} = \left[t_1^{3/2} + \frac{3}{2} \left(\frac{M_p}{2P} \right)^{1/2} \Delta L_1 \right]^{2/3} - t_1. \quad (4.7)$$

В этот промежуток времени возмущающая сила

$$\Delta Q_{1,i} = \pm \frac{\Delta W_1}{V_{r1}}$$

действует на i -ю точку. Для большей точности в знаменатель можно подставить среднее значение скорости ротора за этот промежуток:

$$V'_{r1} = \left[V_r(t_1) + V_r(t_1 + \Delta t_{1,i}) \right].$$

Следующие моменты времени, когда i -я точка подходит к участку ΔL_1 , определяются из условия: $S(t_{k,i}) - S(t_1) = (k-1)L$, $k = 2, 3, \dots$. Отсюда получим выражение для k -го момента контакта i -й точки с участком ΔL_1 :

$$t_{k,i} = \left[t_1^{3/2} + \frac{3}{2} \left(\frac{M_p}{2W} \right)^{1/2} (k-1)L \right]^{2/3}, \quad k = 1, 2, 3, \dots \quad (4.8)$$

Продолжительности такого контакта

$$\Delta t_{k,i} = \left[t_{k,i}^{3/2} + \frac{3}{2} \left(\frac{M_p}{2W} \right)^{1/2} \Delta L_1 \right]^{2/3} - t_{k,i}, \quad k = 1, 2, 3, \dots \quad (4.9)$$

Вследствие того, что скорость ротора растет, величины $\Delta t_{k,i}$ убывают, уменьшается также модуль возмущающего воздействия $|\Delta Q_{k,i}| = \frac{\Delta W_1}{V_r(t_{k,i})}$.

Отсюда следует, что возмущающее влияние на ротор локального отклонения мощности ΔW_1 убывает с течением времени; график возмущающего воздействия представлен на рисунке 30.

Первый контакт $i+1$ -й точки с участком ΔL_1 происходит со сдвигом во времени, определяемом расстоянием L/n между точками:

$$t_{1,i+1} = \left[t_1^{3/2} + \frac{3}{2} \left(\frac{M_p}{2W} \right)^{1/2} \frac{L}{n} \right]^{2/3}. \quad (4.10)$$

С учетом (4.10) следующие моменты подхода $i+1$ -й точки к участку ΔL_1 и продолжительности контакта определяются аналогично (4.8) и (4.9), где вместо t_1 и $t_{k,i}$ следует подставить $t_{1,i+1}$ и $t_{k,i+1}$.

В формулах (4.7)–(4.10) использовалось начальное, невозмущенное значение полезной мощности W , с учетом малости величины ΔW_1 по сравнению с W . Более точное значение полезной мощности $W_1 \pm \Delta W_1$.

Картина возмущений резко усложняется, если произойдет несколько нарушений режима разгона: $\pm \Delta W_j$ на участках ΔL_j , в моменты времени t_j , $j = 1, 2, \dots$. Не рассматривая подобную ситуацию, выпишем уравнение возмущенного движения дискретной упруго-вязкой модели ротора в случае одного возмущения $\pm \Delta W_1$. С учетом выражения (4.6) для упругих и диссипативных сил после некоторых преобразований получим:

$$m\ddot{u}_i + \lambda(2\dot{u}_i - \dot{u}_{i-1} - \dot{u}_{i+1}) + C(2u_i - u_{i-1} - u_{i+1}) = \pm \Delta Q_{k,i};$$

$$\Delta Q_{k,i} = \frac{\Delta W_1 M_p^{1/2}}{(2W_1)^{1/2} \left[t_1^{3/2} + \frac{3}{2} \left(\frac{M_p}{2W_1} \right)^{1/2} (k-1)L \right]^{3/2}} \quad (4.11)$$

на интервале времени очередного k -го контакта i -й точки с участком ΔL_1 : $[t_{k,1}, t_{k,i} + \Delta t_{k,i}]$ и $\Delta Q_{k,i} \equiv 0$ на всем остальном интервале времени до момента $t_{k+1,i}$ следующего подхода i -й точки к участку возмущения.

Начальные условия задачи

$$u_i(t_1) = \dot{u}_i(t_1) = 0, \quad i = 1, 2, 3, \dots$$

Интегрирование уравнений (4.11) производится до момента t , когда достигается значение относительной скорости $V_r = V_0 - V_e$. Эти уравнения

представляют собой довольно громоздкую систему линейных неоднородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами и почти периодическими правыми частями импульсного характера с убывающей интенсивностью и продолжительностью действия. Решение этих уравнений здесь не приводится.

Схема возмущенного движения дискретной упруго-вязкой модели ротора представляется следующей. В той части ротора, которая проходит над участком возмущения ΔL_1 , возникают вынужденные продольные затухающие колебания точек относительно жесткой «основы» ротора, движущейся по законам (4.2)–(4.3) невозмущенного движения. В частном случае это может быть также апериодическое затухающее движение точек относительно «основы». Части ротора, соседние с возмущающим участком, испытывают возмущающее воздействие от него. В более удаленных частях возмущения затухают до их полного исчезновения. Интенсивность возмущений убывает с увеличением скорости ротора, так как убывают возмущающее воздействие и продолжительность его воздействия на отдельные части ротора.

Здесь возможна некоторая аналогия с волнами цунами, когда по невозмущенной поверхности движется волна наибольшей интенсивности, а за ней волны убывающей интенсивности до их полного затухания. Возможна также аналогия с одиночной волной типа солитона.

Опасность представляют случаи, когда величина локальных отклонений превышает критическое значение, при котором происходят необратимые явления – текучесть материала ротора или его разрушение. Следует исследовать случаи, когда скорость нарастания отклонений превышает звуковую скорость материала ротора и взаимодействие имеет ударный характер.

При наличии нескольких участков возмущений $\Delta L_1, \Delta L_2, \dots$ возможно также явление резонанса, когда частота по отдельности безопасных возмущений совпадает с частотой собственных колебаний ротора, в результате чего амплитуда колебаний возрастает. Необходимо также учитывать, что в реальном роторе такие его параметры, как массы отдельных частей, их жесткости, коэффициенты вязкости, прочностные характеристики и т. д., в общем случае различны.

Основной целью исследований системы уравнений (4.11) является определение характера возмущенного движения, наибольших отклонений, скоростей отклонения, определение допустимых значений возмущающих воздействий, условий смены характера движения, условий возникновения резонанса и т. д. При наличии нескольких возмущений задача резко усложняется.

Основное значение имеют меры по предотвращению или надежной ликвидации всякого рода отклонений от номинального режима работы ТЛС.

4.6. Другие возможные возмущения движения ротора при разгоне

Кроме рассмотренных возмущений, связанных с функционированием технической и энергетической частей системы ОТС, возможны возмущения естественного происхождения – крупномасштабные изменения рельефа земной поверхности – горные массивы, плато и т. д., а также землетрясения, штормы, цунами, изменить характер которых, а тем более предотвратить их, невозможно.

При прохождении эстакады по участкам с крупными изменениями рельефа поверхности основной возмущающий фактор – изменение радиуса кривизны трассы; наиболее опасны случаи, когда меняется знак кривизны или при его постоянстве уменьшается радиус кривизны. Первый случай должен быть исключен, так как центробежная сила элементов ротора действует в ту же сторону, что и сила притяжения, а потому не отрывает, а прижимает эти элементы к эстакаде. Во втором случае необходимо отсутствие угловых точек в местах сопряжения участков с различными радиусами кривизны.

В случае прохода трассы через горный хребет или плато этого можно добиться, если действовать в соответствии со схемой, показанной на рисунке 30. Здесь AB – участок трассы вдоль экватора с радиусом кривизны R ; BC – участок с переменным радиусом кривизны ρ_k от R до $\rho_1 < R$, гладко сопрягающийся с участками AB и CD ; CD – участок с постоянным радиусом кривизны ρ_1 ; далее следует участок DE с переменным радиусом $\rho_1 \leq \rho_k \leq R$ и экваториальный участок EF с гладкими сопряжениями в точках D и E .

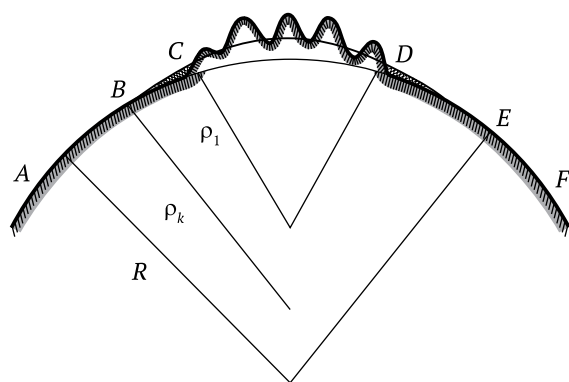


Рисунок 30 – Трасса эстакады ОТС на горном участке. Исходный рельеф – штриховка; насыпные участки – двойная штриховка. Гладкое сопряжение участков с радиусами кривизны R , ρ (переменный) и ρ_1 в точках B , C , D , E

Трасса на горном участке CD проходит вдоль каньона, проложенного через хребты; изъятые горные породы используются на сооружение насыпей через ущелья на участках BC и DE . Такая трасса более экономична по сравнению с той, которая имела бы всюду постоянный радиус кривизны R , так как глубина каньона в первом случае меньше, чем во втором.

Рассмотрим элемент ротора, движущийся на участке $BCDE$ с радиусом кривизны, отличным от R . Пусть m – масса этого элемента; mg – сила притяжения, направленная к центру Земли вдоль местного радиуса экватора R ; q_s – тяговое усилие от электродвигателя, приходящееся на данный элемент; N – левитационное усилие от системы подвеса.

При отсутствии угловых точек дифференциальное уравнение движения рассматриваемого элемента в проекции на касательную к траектории имеет вид:

$$m \frac{dV_r}{dt} = q \pm mg \sin \alpha, \quad (4.12)$$

где α – угол между касательной к траектории и соответствующей касательной к линии экватора, равный углу между местным радиусом кривизны ρ_k и радиусом экватора R . Этот угол очень мал, поэтому можно записать $\sin \alpha = \alpha$; отрицательный знак принимаем на участке BC_1 , положительный – на участке C_1E , где C_1 – средняя точка участка CD . Элемент ротора здесь въезжает на очень пологую горку, а затем съезжает с нее.

Если уравнение (4.12) суммировать по всем элементам ротора, то получим уравнение невозмущенного движения ротора (4.1), где $M_p = \sum m$, $Q = \sum q$.

Уравнение возмущенного движения для упруго-вязкой дискретной модели ротора имеет вид (4.11), в правую часть здесь следует поставить возмущающую силу $\pm mqs \sin \alpha$, меняющую знак в точке C_1 . Возмущенное движение, как и в предыдущем случае, представляет собой продольные затухающие колебания или аperiodическое движение типа одиночной волны.

В проекции на нормаль к траектории, совпадающей с направлением местного радиуса кривизны, получим формулу левитационного усилия N :

$$N = m \left(g \cos \alpha - \frac{V_a^2}{\rho} \right), \quad V_a \leq V^* < V_1,$$

где $V^* = (g\rho_k \cos \alpha)^{1/2}$ – абсолютная скорость, при которой N обращается в нуль. В интервале изменения скорости $V^* \leq V_a \leq V_0$ усилие N меняет направление и определяется формулой:

$$N = m \left(\frac{V_a^2}{\rho_k} - q \cos \alpha \right).$$

В этом интервале усилие N может принимать значения, превышающие вес элемента. Пусть максимально допустимое значение N на участке BE в пять раз превышает силу тяготения, тогда для наименьшего радиуса кривизны на участке BE получим соотношение:

$$\rho_1 \geq \frac{V_0^2}{g(5 + \cos \alpha)}.$$

Если $V_0 = 10$ км/с и $\cos \alpha = 1$, то $\rho_1 \geq 1610$ км. Система подвесов на участке BE с переменным радиусом кривизны должна обеспечить левитационные усилия на всех этапах разгона ротора.

В общем случае возможно искривление формы эстакады по отношению к плоскости экватора: на отдельных участках эстакада может выходить из этой плоскости, огибая особо крупные препятствия (горы, плато, крупные города и т. д.) и возвращаясь затем вновь в эту плоскость. При отсутствии угловых точек правая часть уравнения (4.12) содержит только ускоряющее усилие q , линейного электродвигателя, т. е. возмущение вращательного движения ротора отсутствует.

Боковое давление магнитных подвесов, которое необходимо обеспечить в этом случае:

$$N_{\text{бок}} = mV_r^2/\rho_2,$$

где ρ_2 – радиус кривизны эстакады в плане. Если $\max N_{\text{бок}} = 5mg$, то $\rho_2 \geq 2100$.

Аналогичные искривления эстакады возможны на морских участках при шторме. Под действием бокового ветра постоянного направления и волн эстакада, закрепленная гибкими связями, может искривиться в плане. В этом случае разгоняющийся ротор играет стабилизирующую роль: подобно потоку воды в резиновом шланге, он спрямляет искривленные участки эстакады. Этот процесс должен происходить без контакта ротора с оболочкой, поэтому необходимо предусмотреть механизм создания бесконтактного бокового давления на ротор со стороны эстакады или принимать меры, не допускающие искривления эстакады на морских участках под действием стихийных факторов.

Постоянные искривленные участки эстакады как в плоскости экватора (вертикальные искривления), так и вне ее (горизонтальные искривления)

создают возмущения не только при разгоне ротора, но и при подъеме к орбите. Ротор будет вести себя как натянутая струна, имеющая в начальный момент локальные отклонения от формы, при которой энергия струны минимальна. Такая струна, как известно, совершает колебания.

Ротор, кроме вращательного и радиального движения (невозмущенное движение), совершает в этом случае сложные продольно-поперечные колебания (возмущенное движение). Гашению колебаний способствует возрастающее натяжение ротора и оболочки при их расширении, сопротивление атмосферы, а после сброса оболочки – разделение ротора на фрагменты и действие диссипативных сил. Возникает проблема создания системы, обеспечивающей без подвода энергии извне бесконтактное взаимодействие ротора и оболочки при их пространственных колебаниях.

Более проста задача, когда имеются только вертикальные искривления трассы; тогда поперечные колебания системы совершаются также в плоскости экватора и ротора, и бесконтактное взаимодействие обеспечивается системой левитации на этапе разгона.

Участки с вертикальным искривлением, где подъемная сила ротора больше, чем на линии экватора, можно использовать для подъема в космос негабаритных грузов, подвешенных на оболочке: пассажирских модулей, отдельных блоков, агрегатов, установок для космической индустрии и энергетики, научного оборудования.

Особо опасны в период разгона ротора сейсмические воздействия, которые могут привести к искривлениям и изломам эстакады, поэтому большое значение приобретает разработка конструкции эстакады с высокой степенью сейсмостойкости. Для предотвращения совпадения во времени процесса разгона ротора ОТС с сейсмической активностью Земли в районах, прилегающих к трассе, важную роль будут играть надежные методы прогнозирования землетрясений.

Силовые и энергетические характеристики ТЛС для ОТС со сверхпроводящей обмоткой возбуждения при изменении скорости ротора до значений $V_0 > V_1$, погонной массе 100 кг/м, размером поперечного сечения 0,3 м и потребляемой мощностью 10 кВт/м, вычисленные в [III], приводят к выводу о возможности такого технического решения. Однако реальностью оно может стать только при условии создания сверхпроводников, которые по электрофизическим, весовым и стоимостным показателям находились бы на уровне современных низкотемпературных сверхпроводников.

Но и в этом случае возникают многие проблемы реализации ТЛС: повышение КПД двигателя, надежность и устойчивость энергообеспечения ОТС при разгоне его ротора, устойчивость инфраструктуры системы по отношению к стихийным факторам, экологически безопасное возвращение частей ТЛС для создания в космосе энергетических и транспортных структур и т. д.

Работы по проблемам проекта ОТС актуальны и с земной точки зрения. В процессе технической реализации идеи бесконтактного подвеса и тяги ротора, помимо достижения основной цели – создания средства безракетного освоения космоса, могут быть получены принципиально новые, высокоэкономичные, экологически чистые технологии, поднимающие на качественно новый уровень энергетику и высокоскоростной наземный транспорт.

Проблемы, связанные с движением ротора ОТС на этапах разгона и подъема вместе с оболочкой в атмосфере, не являются простыми. Основные трудности заключаются в выявлении возможных возмущающих воздействий, их тщательной классификации, изучении их источников и природы, определении степени воздействия на движение ротора и мер борьбы с ними.

Глава 5

Оценка параметров процесса аэродинамического разогрева ротора ОТС при отсутствии защитной оболочки

До сих пор рассматривался случай, когда на этапах разгона и подъема в плотных слоях атмосферы ротор находился в вакууме внутри защитной оболочки, которая представляет собой сложное инженерное сооружение, обеспечивающее:

- надежную герметичность внутреннего пространства оболочки при условии ее постоянного деформирования – удлинения, изгибов, кручения;
- высокую прочность при минимальной массе;
- бесконтактность ротора по отношению к внутренней поверхности оболочки и установленным на ней элементам магнитного подвеса;
- размещение компактных систем энергоснабжения и управления.

Сложность комплексного решения всех этих проблем заставляет искать другой вариант проекта ОТС, когда подъем ротора с поверхности планеты через плотные слои атмосферы осуществляется без защитной оболочки. При этом, однако, возникают новые проблемы, одна из которых – аэродинамический разогрев ротора, движущегося в атмосфере со скоростью около 10 км/с.

5.1. Результаты исследований разогрева аэродинамической техники. Обзор

Число Маха ротора ОТС при скорости порядка 10^4 м/с в момент старта составляет около 30 единиц, такое значение весьма высоко. Известная, эксплуатируемая в настоящее время авиационная и ракетная техника, артиллерийские снаряды и т. п. имеют в плотных слоях атмосферы скорости, ограниченные сверху числом Маха, равным нескольким единицам. Характерная особенность эксплуатации систем в таких условиях – резкое возрастание лобового сопротивления и значительный аэродинамический

разогрев. Эти факторы многократно усиливаются при космических скоростях движения, например, для возвращаемых космических аппаратов, что требует принятия мер по их сохранности.

Преодоление лобового сопротивления не является проблемой для ротора ОТС, поскольку лобовая часть по существу отсутствует. Однако возможные технологические выступы, выходящие за пределы пограничного слоя, могут стать источником значительного аэродинамического сопротивления до 10^7 – 10^8 Па и породить ударные волны большой интенсивности. По этой причине технологические выступы на поверхности устройства должны быть минимальными.

Более важна для обсуждаемого варианта системы ОТС без защитной вакуумной оболочки проблема аэродинамического разогрева поверхности [1, 12], который вызывается вязким трением поверхности о воздух и его сжатием на лобовых частях, а в случае ОТС – на технологических выступах. При этом температура воздуха может достигать значений, близких к температуре торможения:

$$T_{\text{торм}} = T_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right), \quad (5.1)$$

где T_{∞} – температура набегающего потока; M – число Маха; γ – отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянных давлении и объеме.

Применительно к ОТС согласно (5.1) температура торможения составляет около 27 500 °К. Температура выступающей части несколько ниже вследствие теплообмена с окружающей средой и соседними элементами конструкции.

В литературе при рассмотрении вопросов аэродинамического нагрева конструкций обычно предполагается наличие лобовой части устройства. Плотность подводимого теплового потока q_r оценивают по формуле [16]:

$$q_r = C_* \rho_a^n V^m,$$

где ρ_a – плотность воздуха; V – скорость набегающего потока; n , m – показатели степени; C_* – коэффициент, зависящий от многих факторов, в том числе от местного угла атаки рассматриваемой точки на обтекаемой поверхности.

Применительно к расчету параметров аэродинамического нагрева ротора ОТС, не имеющего лобовой части, непосредственно использовать известные результаты затруднительно. Это связано еще с тем, что аэродинамическая техника имеет, как правило, максимальную скорость в наименее плотных слоях атмосферы; наоборот, ротор ОТС достигает максимальной скорости в наиболее плотных слоях атмосферы.

Близким аналогом являются трансатмосферные летательные аппараты (ТЛА) [16, 17]. При подъеме такого аппарата максимальная равновесная температура в критической точке и на передней кромке крыла может достигать 3000–4000 °К. Для этих частей аппарата, вероятно, требуется активная тепловая защита, например, с помощью сублимирующих покрытий. При спуске аппарата температура ожидается примерно на 1500 °К ниже.

На средней линии такого аппарата с наветренной стороны максимальная температура составляет 1300–1500 °К как при подъеме, так и при спуске, поэтому большая часть поверхности ТЛА может достаточно эффективно охлаждаться посредством излучения.

При скорости 7,2 км/с на высоте 75 км лобовое сопротивление составит величину порядка $10^4 \div 10^5$ Па, а тепловой поток, подводимый к поверхности ТЛА, – $10^3 \div 10^4$ кВт/м². Отметим, что тепловой поток, подводимый к поверхности космических летательных аппаратов многоразового использования (КЛАМИ), имеет величину того же порядка [13].

Приведенные данные, естественно, не могут быть непосредственно перенесены на случай ротора ОТС, но дают представление об ожидаемых значениях температур и тепловых потоков на поверхности ротора и позволяют оценить результаты, полученные в следующих разделах непосредственно для ОТС.

Отметим два возможных направления тепловой защиты аэрокосмической техники. Первое – использование жаропрочных покрытий [17], при этом реализуется лучевой механизм теплообмена с окружающей средой. Второе направление основано на применении сублимирующих, плавящихся и других специальных покрытий, защитный эффект которых связан с уносом их массы [1, 12, 20]. Допустимо, по-видимому, комбинированное использование сублимирующих покрытий, формируемых на оболочках из жаропрочных материалов.

При движении аппарата в атмосфере возникает также проблема защиты его поверхностей при высокой температуре от взаимодействия с атомарным кислородом. Перфторные полимеры типа тефлона и силиконовые полимеры наименее активны при их взаимодействии с атомарным кислородом [7]. Тефлон может быть использован и в качестве материала для сублимирующего покрытия.

5.2. Постановка задачи

Для количественной оценки температурного поля в окрестности ротора ОТС на начальной, наиболее неблагоприятной с точки зрения разогрева конструкции стадии запуска, рассмотрим нестационарную задачу о разогреве воздуха вследствие вязкого трения. Точная постановка

и решение такой задачи затруднительны, однако для получения простейших оценок допустим приближенный подход, основанный на ряде упрощающих допущений.

1. В момент старта ротор, имеющий в результате разгона максимальную скорость в вакууме внутри защитной оболочки, мгновенно контактирует с неподвижным воздухом.

2. Аэродинамическими и другими эффектами, связанными с практически мгновенной разгерметизацией оболочки, пренебрегаем.

3. Влиянием радиальной составляющей скорости ротора на аэродинамические и теплофизические процессы, протекающие в его окрестности, пренебрегаем.

4. Величина касательной к ротору составляющей скорости практически не изменяется на исследуемых отрезках времени.

5. Течение воздуха в окрестности ротора является ламинарным и одномерным, при этом отлична от нуля лишь компонента скорости частиц воздуха, направленная вдоль центральной линии ротора.

6. Кривизной центральной линии ротора пренебрегаем по сравнению с кривизной его поперечного сечения. Таким образом, аэродинамические и теплофизические процессы в окрестности поверхности ротора подобны процессам в окрестности поверхности бесконечно длинного цилиндра при его движении вдоль своей оси.

7. Проскальзывание частиц воздуха по поверхности ротора не учитывается.

8. Аэродинамические и теплофизические характеристики воздуха постоянны. Их числовые значения соответствуют некоторой средней температуре.

9. Отводом тепла внутри ротора с его поверхности пренебрегаем.

10. Разогретый воздух не излучает энергию и не поглощает излучение, исходящее от поверхности ротора.

11. Процессом ионизации воздуха и химическими реакциями, протекающими при этом, пренебрегаем, рассматривая разогрев воздуха в окрестности поверхности ротора.

12. Процесс возможной сублимации защитного покрытия слабо влияет на гидродинамические процессы вблизи поверхности ротора.

13. Температура на поверхности ротора при наличии сублимирующего покрытия принимается постоянной и равной температуре фазового перехода.

Другие упрощающие допущения вводятся по мере необходимости.

Предлагаемая система допущений позволяет построить весьма упрощенную модель ожидаемых гидродинамических и теплофизических процессов, поэтому полученные ниже результаты следует рассматривать лишь как оценочные.

Введем цилиндрическую систему координат, показанную на рисунке 31, направив ось Z вдоль оси ротора. С учетом принятых выше допущений распределение скорости воздуха v и его температуры T в окрестности поверхности ротора описывается системой уравнений, следующих из основных положений гидродинамики и теории конвективного теплопереноса [8, 22] (здесь и далее индекс «в» при скорости воздуха опускается):

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu r \frac{\partial v}{\partial r} \right); \quad (5.2)$$

$$\rho C_t \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \mu \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2, \quad (5.3)$$

где ρ – плотность; μ – коэффициент динамической вязкости; C_t – удельная теплоемкость; λ – коэффициент теплопроводности воздуха; t – время; r – радиальная координата.

Представленные уравнения записаны при дополнительном допущении об осевой симметрии поля скоростей и температуры, а также допущении о независимости основных характеристик процесса от координаты Z . Предполагается также, что давление воздуха всюду постоянно.

Таким образом, переменные v и T представляют собой функции лишь времени t и радиальной координаты r . Уравнение (5.3) описывает конвективный нестационарный теплоперенос с учетом диссипации механической энергии.

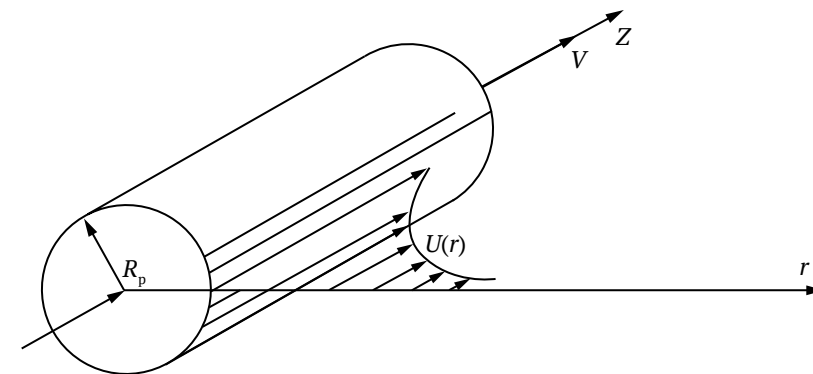


Рисунок 31 – Расчетная схема ротора

Граничные и начальные условия рассматриваемой задачи имеют вид:

$$r = R; \quad v = V; \quad T = T_w = T_s; \quad (5.4)$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial r} = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4) + JL; \quad (5.5)$$

$$r \rightarrow \infty; \quad v = 0; \quad T = T_\infty; \quad (5.6)$$

$$t = 0; \quad v = 0; \quad T = T_\infty; \quad (5.7)$$

$$R_p = R_{p0}. \quad (5.8)$$

Здесь R_{p0} , R_p – начальный и текущий радиус поперечного сечения ротора; T_w – температура поверхности ротора; T_∞ – температура воздуха в невозмущенном состоянии; L – удельная теплота фазового перехода (например, сублимации) на поверхности ротора; J – плотность массового потока, отводимого с поверхности ротора; ε – интегральная степень черноты поверхности ротора; $\sigma = 5,67 \times 10^{-8}$ Вт/(м²К⁴) – постоянная Стефана – Больцмана; T_s – температура фазового перехода; V_z – осевая составляющая скорости ротора.

В рамках квазистационарного приближения введем еще уравнение динамики испарения защитного покрытия:

$$\frac{dR_p}{dt} = -\frac{J}{\rho_w},$$

где ρ_w – плотность материала покрытия.

5.3. Приближенный расчет параметров течения воздуха в окрестности поверхности ротора

Уравнение (5.2), описывающее распределение скорости воздуха в окрестности поверхности ротора, можно рассмотреть независимо от (5.3).

Применяя к (5.2) преобразование Лапласа, получим дифференциальное уравнение Бесселя относительно изображения $\tilde{v}(s, r)$ искомой функции $v(t, r)$. Решение этого уравнения при граничных условиях (5.4), (5.6) после их перевода в область изображений имеет вид:

$$\tilde{v}(s, r) = \frac{V}{s} \frac{K_0(r\beta)}{K_0(R\beta)}, \quad (5.9)$$

где $K_0(\xi)$ – функция Макдональда; $\beta = \left(\frac{\rho s}{\mu}\right)^{1/2}$.

Воспользуемся известной оценкой поведения функции Макдональда, согласно которой при больших значениях аргумента $\xi \gg 1$ она убывает по показательному закону [30]. В этом случае решение (5.9) в первом приближении можно представить в виде:

$$\tilde{v}(s, r) = \frac{V}{s} \left(\frac{R_p}{r}\right)^{1/2} \exp[-(r - R_p)\beta]. \quad (5.10)$$

Применяя к (5.10) обратное преобразование Лапласа, получим:

$$v(t, r) = V \left(\frac{R_p}{r}\right)^{1/2} \operatorname{erfc}\left[\frac{-(r - R_p)}{2} \left(\frac{\rho}{\mu t}\right)^{1/2}\right], \quad (5.11)$$

где

$$\operatorname{erfc}(\xi) = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\xi \exp(-\eta^2) d\eta$$

является дополнительной функцией ошибок Гаусса [30].

Из полученного решения следует, что воздух захватывается ротором и приводится в движение во всем окружающем пространстве вплоть до бесконечности. При этом скорость воздуха быстро падает по мере удаления от центральной линии ротора, поэтому для конкретных расчетов допустимо ограничиваться конечной областью радиуса $r_{0\infty}$. Полагаем, что $r_{0\infty}$ – такой радиус захвата, на котором скорость воздуха $v(t, r_{0\infty})$ составляет наперед заданную часть ε_1 осевой составляющей скорости ротора V_z .

При таком подходе радиус области преимущественного течения воздуха представляет собой решение уравнения

$$\varepsilon_1 = \left(\frac{R_p}{r_{0\infty}}\right)^{1/2} \operatorname{erfc}\left[\frac{r_{0\infty} - R_p}{2} \left(\frac{\rho}{\mu t}\right)^{1/2}\right],$$

в котором радиус $r_{0\infty}$ изменяется с течением времени и характеризует условную границу нестационарного пограничного слоя, формируемого на внешней поверхности ротора.

В качестве верхней оценки для $r_{0\infty}$ используем значение

$$r_{\infty}(t) = R_p + 2\varepsilon_2 \left(\frac{\mu t}{\rho} \right)^{1/2},$$

где ε_2 – аргумент функции ошибок Гаусса, при котором она принимает значение ε_1 .

При этом учитываем, что для любого момента времени при прочих равных параметрах

$$r_{0\infty}(t) < r_{\infty}(t).$$

Представление о радиусе области течения воздуха r_{∞} и о его изменении со временем можно получить из таблицы 5.1, в которой заданы два значения скорости звука $v(t, r_{\infty})$: 340,3 м/с ($\varepsilon_1 = 0,034$, $\varepsilon_2 = 1,49$) и практически нулевой по аэрокосмическим масштабам скорости 2,36 м/с ($\varepsilon_1 = 0,000236$, $\varepsilon_2 = 2,6$). Расчеты проводились при $R_p = 0,05$ м и параметрах воздуха $\mu = 13,9 \times 10^{-9}$ Па·с и $\rho = 0,08$ кг/м³, соответствующих температуре 4273 °К.

Положим $R_p \approx r$, тогда соотношение (5.11) можно представить в виде:

$$v(t, r) = \text{Verfc} \left[\frac{r - R_p}{2} \left(\frac{\rho}{\mu t} \right)^{1/2} \right]. \quad (5.12)$$

Силы трения поверхности ротора о воздух в расчете на 1 м его длины удобно вычислить по формуле:

$$F_{\text{тр}} = -2\pi R_p \mu \left. \frac{\partial v}{\partial r} \right|_{r=R_p}.$$

Подставляя сюда (5.12), получим:

$$F_{\text{тр}} = 2R_p \left(\frac{\pi \mu \rho}{t} \right)^{1/2}.$$

Таблица 5.1 – Изменение во времени радиуса области течения воздуха

$v(t, r_{\infty}), \text{ м/с}$	$r_{\infty}, \text{ м}$		
	$t = 0,1 \text{ с}$	$t = 1 \text{ с}$	$t = 10 \text{ с}$
340,3	0,089	0,175	0,444
2,36	0,119	0,267	0,736

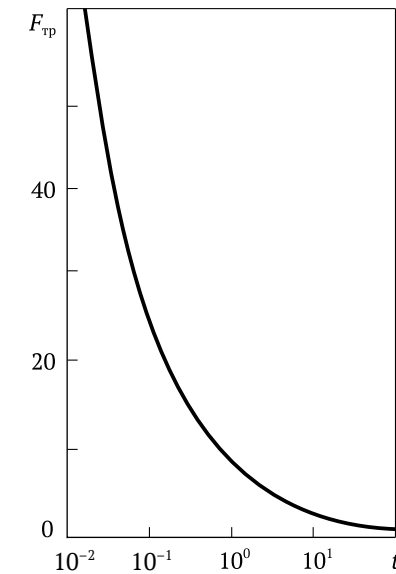


Рисунок 32 – Зависимость удельной силы трения поверхности ротора о воздух от времени

В качестве примера на рисунке 32 представлена зависимость $F_{\text{тр}}$ от времени, построенная при $R_p = 0,05$ м для $\mu = 1,819 \times 10^{-5}$ П·с, $\rho = 1,166$ кг/м³, соответствующих температуре воздуха 293 °К. Как показали вычисления, выбор другого, большего значения температуры воздуха приводит к снижению расчетного значения $F_{\text{тр}}$, поэтому зависимость на рисунке 32 представляет собой верхнюю оценку $F_{\text{тр}}$.

5.4. Приближенный расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации защитного покрытия

Температурное поле в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации можно определить, используя уравнение (5.3). С учетом (5.12) это уравнение после некоторых преобразований запишем в следующем виде:

$$C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{V_z^2 \rho}{\pi t} \exp \left[-\frac{\rho(r - R_p)^2}{2\mu t} \right]. \quad (5.13)$$

Введем безразмерные переменные

$$T' = \frac{T - T_\infty}{T_* - T_\infty}; \quad t' = \frac{t}{t_*}; \quad r' = \frac{r}{R_p}, \quad (5.14)$$

где T_* , t_* – характерные значения температуры воздуха и времени.

Используя обозначения (5.14), преобразуем уравнение (5.13) к виду:

$$\frac{\partial T'}{\partial t'} = \frac{A_1}{r'} \frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) + \frac{A_3}{t'} \exp \left[-\frac{(r' - 1)^2}{A_2 t'} \right]; \quad (5.15)$$

$$A_1 = \frac{\lambda t_*}{C \rho R_p^2}; \quad A_2 = \frac{2 \mu t_*}{\rho R^2}; \quad A_3 = \frac{V^2}{\pi C (T_* - T_\infty)} \quad (5.16)$$

являются безразмерными параметрами.

Граничные условия (5.5), (5.8) и начальное условие (5.7) в безразмерной форме имеют вид:

$$r' = 1; \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = A_4 \left[(T' + A_5)^4 - A_5^4 \right]; \quad (5.17)$$

$$r' = r'_\infty = 1 + \varepsilon_2 (2A_2 t')^{1/2}; \quad T' = 0; \quad (5.18)$$

$$t' = 0; \quad T' = 0, \quad (5.19)$$

где

$$A_4 = \frac{\varepsilon \sigma (T_* - T_\infty)^3 R_p}{\lambda}; \quad A_5 = \frac{T_\infty}{T_* - T_\infty}. \quad (5.20)$$

Сравнивая граничное условие (5.18) с (5.6), замечаем, что в качестве бесконечно удаленной точки $r' \rightarrow \infty$ принимается точка на условной границе области течения воздуха $r' \rightarrow r_\infty$. При этом предполагается, что за пределами этой области температура воздуха равна T_∞ .

Уравнение (5.15) с граничными и начальными условиями (5.17)–(5.19) решалось численным методом при значениях параметров: $V = 10^4$ м/с; $T_\infty = 300$ °К; $\varepsilon = 0,5$; $R_p = 0,05$ м; $\varepsilon_2 = 2,6$. Гидродинамические и теплофизические параметры воздуха ρ , μ , λ , C принимались постоянными и соответствующими некоторой средней температуре T_0 . Результаты исследования

влияния выбора температуры T_0 на температуру T_w поверхности ротора в различные моменты времени сведены в таблице 5.2.

Из представленных в данной таблице значений T_w , вычисленных для одного момента времени, но различных значений температуры T_0 следует, что упрощающее допущение 8 в (5.2) для оценочных расчетов вполне допустимо. Температура T_w при увеличении T_0 от 293 °К до 2273 °К уменьшается не более, чем на 10–15 %, поэтому вычисленная температура поверхности ротора при гидродинамических и теплофизических параметрах воздуха ρ , μ , λ , C , соответствующих значению $T_0 = 293$ °К, дает верхнюю оценку для T_w . В дальнейшем расчеты выполнены для температуры $T_0 = 293$ °К.

При обсуждении варианта ротора ОТС без защитной вакуумной оболочки представляет интерес зависимость температуры T_w поверхности ротора от времени, представленная на рисунке 33. В рамках рассматриваемой математической модели наиболее высокие температуры ожидаются в момент старта ($t = 0$). Из уравнения теплопереноса следует, что внезапное импульсное соприкосновение быстро движущейся поверхности с воздухом приводит в начальный момент к бесконечно большой температуре поверхности. Реально же в момент старта верхняя оценка температуры воздуха на поверхности ротора соответствует температуре полного торможения. В дальнейшем температура быстро падает и уже через 0,05 с составляет около 2000 °К.

Разогрев до такой температуры вызовет интенсивное тепловое излучение с поверхности ротора. На рисунке 34 для рассматриваемого примера показана зависимость мощности $W_{\text{изл}}$ излучения в расчете на 1 м длины ротора, а на рисунке 35 – зависимость плотности $q_{\text{изл}}$ потока излучения на поверхности ротора от времени. $W_{\text{изл}}$ и $q_{\text{изл}}$ с учетом результатов решения уравнения (5.15) вычислялись по формулам

$$q_{\text{изл}} = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4); \quad W_{\text{изл}} = 2\pi R_p q_{\text{изл}}.$$

Здесь также наблюдается резкое снижение этих величин с течением времени.

Таблица 5.2 – Влияние температуры воздуха на температуру поверхности ротора

$T_0, \text{°К}$	Температура T_w (°К) поверхности ротора в момент времени		
	$t = 0,0006 \text{ с}$	$t = 0,003 \text{ с}$	$t = 0,06 \text{ с}$
293	3110	2120	2010
873	3110	2050	1940
2273	3000	1970	1870

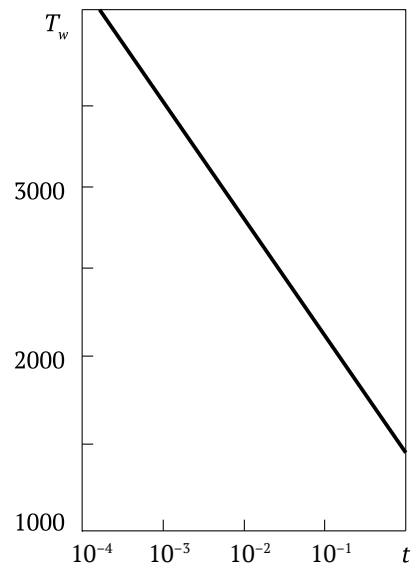


Рисунок 33 – Зависимость температуры поверхности ротора от времени

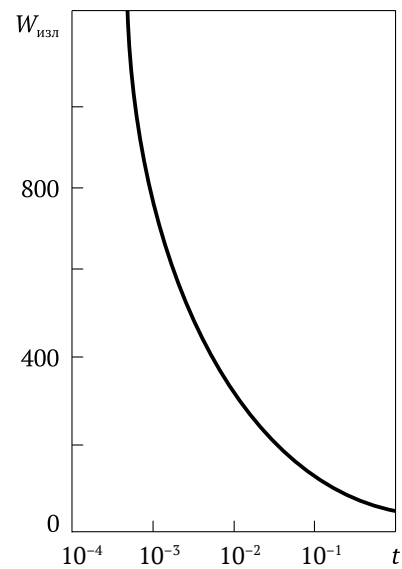


Рисунок 34 – Зависимость удельной мощности излучения ротора от времени

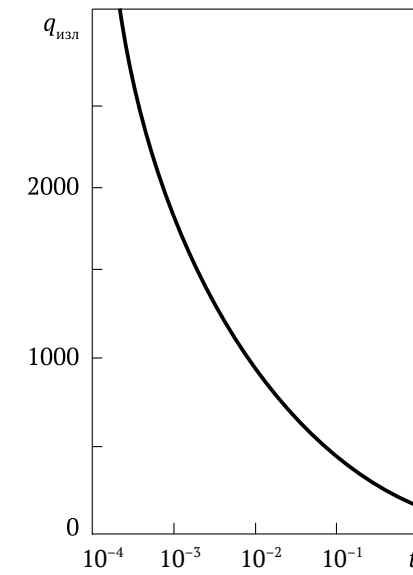


Рисунок 35 – Зависимость плотности потока излучения на поверхности ротора от времени

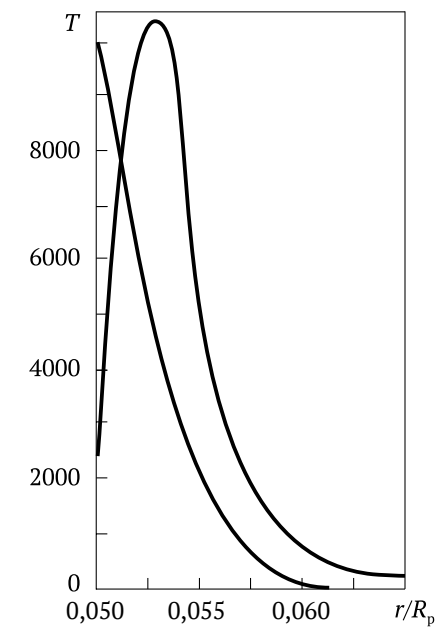


Рисунок 36 – Зависимость скорости воздуха и его температуры от радиальной координаты в момент времени $t = 0,481$ с

Характер радиального распределения скорости воздуха и его температуры в окрестности ротора в фиксированный момент времени $t = 0,48$ с представлен на рисунке 36. Температурная кривая имеет ярко выраженный максимум, температура воздуха в пике превышает 10^4 °К.

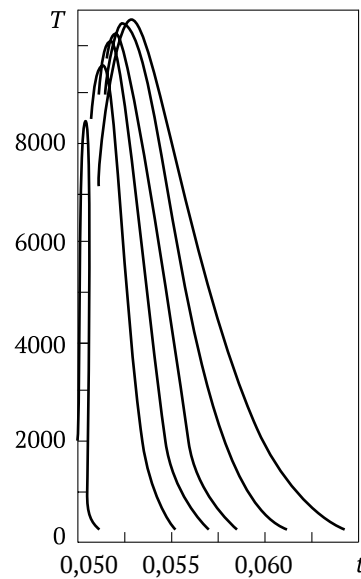


Рисунок 37 – Зависимость температурного профиля воздуха от времени

Изменение температурного профиля во времени представлено на рисунке 37. Из сравнения построенных для различных моментов времени кривых следует, что рост пика температуры с течением времени замедляется. Одновременно формируется тепловая волна нагретого воздуха, которая перемещается в пространстве от поверхности ротора к периферии области течения.

5.5. Квазистационарный расчет температуры поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации

Решение уравнения (5.15) требует численных методов. Для приближенных, оценочных результатов используем квазистационарный подход, при котором частной производной $\partial T'/\partial t'$ в (5.15) пренебрегаем. В этом

случае влияние времени на температуру учитывается временной зависимостью (5.18) условной границы области течения. Уравнение (5.15) принимает вид:

$$\frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = - \frac{A_3}{A_1} \frac{r'}{t'} \exp \left[- \frac{(r' - 1)^2}{A_2 t'} \right]. \quad (5.21)$$

Интегрируя (5.21) по r' в пределах от 1 до ∞ с учетом граничного условия (5.17), получим после преобразований выражение для безразмерной температуры на поверхности ротора:

$$T'_w = \left\{ A_5^4 + \frac{A_2 A_3}{2 A_1 A_4} \left[1 + \left(\frac{\pi}{A_2 t'} \right)^{1/2} \right] \right\}^{1/4} - A_5. \quad (5.22)$$

При выводе предполагалось, что

$$\lim_{r' \rightarrow \infty} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = 0. \quad (5.23)$$

Используя (5.14), (5.16), (5.20), получим размерную форму выражения температуры на поверхности ротора:

$$T_w = \left\{ T_\infty^4 + \frac{\mu V_z^2}{\pi \epsilon \sigma R_p} \left[1 + \left(\frac{\pi \rho R_p^2}{2 \mu t} \right)^{1/2} \right] \right\}^{1/4}. \quad (5.24)$$

Определение T_w по формуле (5.24) менее точно по сравнению с непосредственным решением уравнения (5.13), но эта формула удобна при оценочных расчетах.

Таблица 5.3 – Изменения температуры поверхности ротора в зависимости от времени и температуры воздуха

$T_0, \text{°K}$	Значение T_w (°K) поверхности ротора в момент времени		
	$t = 0,0006 \text{ с}$	$t = 0,03 \text{ с}$	$t = 0,06 \text{ с}$
293	4030	2470	2270
873	3870	2380	2200
2273	3800	2360	2180

В таблице 5.3 в качестве примера приводятся рассчитанные по (5.24) значения T_w для тех же моментов времени t и температуры T_0 , что и в таблице 5.2, построенной на основе решения уравнения (5.13).

Как следует из сравнения таблиц 5.2 и 5.3, формула (5.24) дает завышенные значения T_w по сравнению с более точными результатами, полученными при решении уравнения (5.13). Наибольшее различие, как и следовало ожидать, отмечается в моменты времени, близкие к начальному. В дальнейшем эти различия сглаживаются, и уже через 0,06 с результаты, получаемые по формуле (5.24) и при точном решении уравнения (5.13), различаются на 10–15 %. Формула (5.24) дает верхнюю оценку T_w .

Нижнюю оценку T_w можно получить из (5.24) посредством предельного перехода при $t \rightarrow \infty$:

$$T_{w, \min} = \left(T_\infty^4 + \frac{\mu V_z^2}{\pi \varepsilon \sigma R_p} \right)^{1/4}. \quad (5.25)$$

Такая температура должна установиться на поверхности ротора при его неограниченном во времени вращении в слое атмосферы. Если вязкость воздуха принять соответствующей температуре $T_0 = 293$ °К, то из (5.25) находим $T_{w, \min} = 803$ °К. Если же $T_0 = 3000 \div 5000$ °К, то нижняя оценка температуры поверхности ротора $T_{w, \min} = 1180 \div 1300$ °К. При $T_0 = 10^4$ °К, соответствующей температуре воздуха в пике (рисунок 37), из (5.25) находим $T_{w, \min} = 1490$ °К.

5.6. Квазистационарный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора

Температура поверхности ротора, как следует из полученных выше результатов, для $t \geq 0,05$ с достигает 1500–2000 °К. Для большинства материалов такие, а тем более возникающие в начальный момент времени температуры достаточно высоки, поэтому представляет интерес рассмотреть активную тепловую защиту ротора с помощью сублимирующих покрытий.

В этом случае радиус R_p поперечного сечения ротора не является постоянной величиной, так как по мере испарения защитного покрытия он будет уменьшаться. Пусть $R_p = R_{p0}$ – начальное значение радиуса.

В квазистационарном случае уравнение теплопереноса (5.13) в безразмерном виде принимает форму:

$$\frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = -\frac{A_6 r'}{t} \exp \left[-\frac{(r' - R'_r)^2}{A_2 t} \right]. \quad (5.26)$$

Здесь приняты обозначения

$$T' = \frac{T - T_\infty}{T_s - T_\infty}; \quad r' = \frac{r}{R_{p0}}; \quad R' = \frac{R_p}{R_{p0}};$$

$$t' = \frac{t}{t_*}; \quad A_6 = \frac{\rho V^2 R_{p0}^2}{\pi t_* \lambda (T_s - T_\infty)},$$

где T_s – предполагаемая постоянной температура поверхности ротора, равная температуре сублимации материала защитного покрытия.

Граничные условия для (5.26) и учетом (5.4), (5.5), (5.23) имеют вид:

$$r' = R'_p; \quad T' = 1; \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = A_4 \left[(1 + A_5)^4 + A_5^4 \right] + J'; \quad (5.27)$$

$$r' \rightarrow \infty; \quad r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \rightarrow 0; \quad J' = \frac{JLR_{p0}}{\lambda (T_s - T_\infty)}. \quad (5.28)$$

Здесь A_2 и A_4 определяются по формулам (5.16), (5.20) и заменами R_p и T_s на R_{p0} и T_s .

Уравнения (5.8) динамики испарения защитного покрытия в безразмерной форме:

$$\frac{dR'_p}{dt'} = -A_7 J', \quad (5.29)$$

где

$$A_7 = \frac{\lambda (T_s - T_\infty) t_*}{L \rho_w R_{p0}^2}.$$

Интегрируя (5.26) по r' в пределах от R'_p до ∞ и привлекая граничные условия (5.27), (5.28), получим после преобразований формулу безразмерного массового потока:

$$J' = -A_4 \left[(1 + A_5)^4 - A_5^4 \right] + \frac{A_2 A_6}{2R'} + \frac{A_6}{2} \left(\frac{\pi A_2}{t'} \right). \quad (5.30)$$

Подставляя (5.30) в (5.29), получим дифференциальное уравнение:

$$\frac{dR'_p}{dt'} = B_1 - \frac{B_2}{R'} - \frac{B_3}{(t')^{1/2}}, \quad (5.31)$$

описывающее изменение R'_p с течением времени. Здесь приняты обозначения:

$$B_1 = A_4 A_7 \left[(1 + A_5)^4 - A_5^4 \right]; \quad B_2 = \frac{A_2 A_6 A_7}{2}; \quad B_3 = \frac{A_6 A_7}{2} (\pi A_2)^{1/2}.$$

В качестве начального условия для (5.31) принимаем

$$t' = 0; \quad R'_p = 1.$$

На рисунке 38 представлена полученная при численном решении уравнения (5.31) зависимость радиуса поперечного сечения ротора от времени. При расчетах принимаем $R_{p0} = 0,05$ м и $V = 10^4$ м/с и полагаем, что защитное покрытие выполнено из материала с параметрами, близкими к параметрам тефлона ($T_s = 445$ °К; $L = 1,743 \times 10^6$ Дж/кг; $\rho_w = 1500$ кг/м³). Кривые 1 и 2 соответствуют параметрам воздуха при температуре 293 °К и 2273 °К.

Потеря массы ротора в результате сублимации, выраженная в процентах от начальной массы, характеризуется кривыми 1 и 2 на рисунке 39. При расчетах предполагалось, что средняя плотность ротора равна плотности его защитного покрытия.

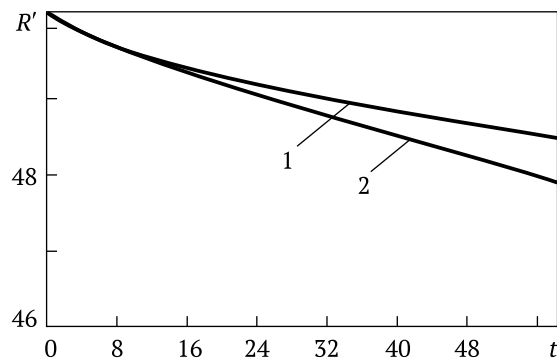


Рисунок 38 – Зависимость радиуса поперечного сечения ротора, имеющего сублимирующее покрытие, от времени

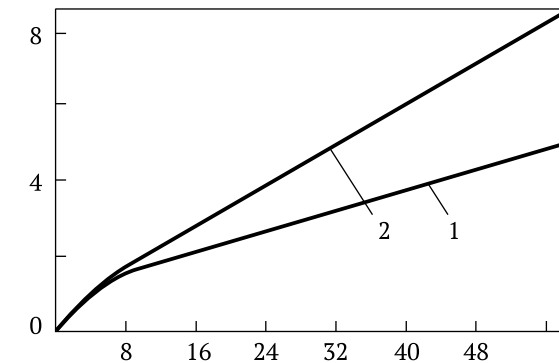


Рисунок 39 – Зависимость процентов потери массы ротора от времени

Как видно на рисунках, примерно через одну минуту движения с момента старта толщина защитного покрытия из материала, близкого по своим параметрам к тефлону, уменьшится на 1,3–2,1 мм, что составляет потерю массы ротора 5,2–8,1 % от его начальной массы. Температура воздуха у поверхности ротора к этому времени может снизиться до 1000–1500 °К, что соответствует рабочим температурам современных жаростойких покрытий. Толщину защитного сублимирующего слоя с учетом запаса можно принять равной 2,3–4,2 мм. После испарения сублимирующего слоя через 1–2 мин после старта тепловая защита ротора может осуществляться жаростойкой оболочкой.

5.7. Некоторые выводы

Как уже отмечалось, рассмотренные выше модели существенно упрощены. В действительности можно ожидать более сложную картину течения воздуха в окрестности поверхности ротора и процесса теплообмена. Полученные результаты поэтому представляют собой первое приближение к реальным параметрам процесса, но позволяют сформулировать некоторые выводы.

Вариант ротора без защитной вакуумной оболочки, по-видимому, принципиально реализуем, однако в ходе его технической проработки возникнут серьезные проблемы. Отметим лишь некоторые, наиболее очевидные.

1. Обсуждаемая математическая модель предполагает, что ротор представляет собой гладкий цилиндр. Кривизной ротора по сравнению с кривизной его поперечного сечения можно пренебречь, поэтому реальная

конструкция такой большой протяженности не будет идеально гладкой, имея различные неоднородности поверхности – выступы, впадины, например, в местах стыков элементов фрагментов. Такие выступы будут источниками значительного сопротивления до 10^7 – 10^8 Па. Механизм разогрева таких выступов несколько иной, поэтому их температура может существенно превышать температуру на поверхности ротора.

2. Стартовые установки и оборудование должны предусматривать защиту от теплового излучения и ударных волн, формируемых технологическими выступами на поверхности ротора. Необходимость тепловой защиты стартового оборудования следует из того, что температура воздуха вблизи поверхности ротора может достигать 10^4 °К, а плотность потока излучения в начальный момент – 5×10^3 – 10^4 кВт/м². Скорость воздуха в окрестности ротора близка к скорости его поверхности.

3. Разогрев ротора вызовет его температурные деформации. Погодные условия в различных частях Земли – атмосферные осадки, облачность, температура воздуха, сила и направление ветра и т. д. – будут по-разному влиять на деформирование отдельных участков ротора.

4. Температура воздуха вблизи ротора может достигать 10^4 °К. Температура воздуха у самой поверхности ротора при отсутствии защитного покрытия (например, сублимирующего) принимает максимальное значение в начальный момент времени, а затем быстро падает так, что через 0,05 с она составляет около 2000 °К. Определение максимальной температуры поверхности ротора в начальный момент времени в рамках рассматриваемой модели затруднительно, однако можно полагать, что эта температура ниже температуры при полном торможении.

5. Применение защитных сублимирующих покрытий позволит снизить тепловые нагрузки на ротор на стартовом участке. Расчеты показали, что использование такого покрытия толщиной 2,3–4,2 мм из материала с параметрами, близкими к тефлону, обеспечивает надежную тепловую защиту ротора в течение первой минуты движения после старта, когда температура воздуха у поверхности ротора снизится до 1000–1500 °К. Дальнейшую тепловую защиту ротора после испарения сублимирующего покрытия можно осуществлять с использованием жаростойкой оболочки.

6. Разогрев воздуха в окрестности поверхности ротора до 10^4 °К вызовет ионизацию воздуха и активизирует протекание химических реакций типа диссоциации молекул с образованием активного атомарного кислорода. Последствия этих процессов должны быть исследованы специально.

7. Рассматриваемая модель предполагает, что в момент старта поверхность ротора мгновенно контактирует с неподвижным воздухом, что приводит к резкому возрастанию тепловых характеристик процесса. Можно

ожидать, что при удалении защитной оболочки ротор будет контактировать со средой, параметры которой быстро, но не мгновенно изменяются от значений, соответствующих вакууму, до значений атмосферного воздуха. При учете этого обстоятельства начальная температура поверхности, плотность теплового потока излучения и мощность излучения снижаются.

8. Вычисленные температура поверхности и плотность тепловых потоков достаточно хорошо согласуются с результатами, относящимися к ТЛА [16, 17] и КЛАМИ [13].

9. Используемая модель не позволяет исследовать начальный период движения продолжительностью около 0,05 с. Этот период требует построения более точной математической модели.

Заключение 1995 года

При геокосмических грузопотоках 10–100 млн тонн в год в стратосфере с помощью ОТС можно попутно доставлять 1–20 млн тонн балласта (например, воды), которого достаточно для стабилизации уровня озона и управления состоянием озоносферы всей планеты*.

Процесс разложения паров воды постоянно идет в верхних слоях атмосферы под действием ультрафиолетового излучения Солнца, но он недостаточно активен из-за малого содержания паров воды в стратосфере. Неразложившаяся на водород и кислород часть паров воды послужит своеобразным фильтром, который свяжет и вернет обратно на поверхность Земли загрязнения озонового слоя, которые истощают его, но в таких количествах не представляют никакой опасности для приземной атмосферы, откуда большинство из них и попадает на большие высоты.

Регулируя общее содержание озона, а также его концентрацию на определенных участках, можно экологически чисто управлять погодой и климатом как на всей планете, так и локально, например, подавлять зарождение разрушительных штормов, тайфунов, циклонов. Осуществить это несложно: хотя на озон приходится только одна десятимиллионная часть всей атмосферы, он поглощает около 4 % солнечной энергии, падающей на Землю, что в сотни раз превышает количество тепла, выбрасываемого в окружающую среду всей современной индустрией. Поэтому и влияние состояния озонового слоя на погоду и климат на планете значительно сильнее техногенного воздействия на приземные слои воздуха, а также парникового эффекта. Не потому ли в последние годы резко меняется погода и климат, происходит всеобщее потепление, что в результате истощения озонового слоя в стратосфере больше солнечной энергии и, собственно, тепла поступает в нижние слои атмосферы?

* Юницкий, А.Э. Озоновый слой: щит – сегодня, саван – завтра? / А. Юницкий // Новости науки и техники. Приложение к вестнику АПН «Советская панорама». – 1988. – № 13 (156).

Управлять погодой станет возможно и в Южном полушарии, так как на завершающей стадии подъема в космос ОТС будет совершать колебания относительно плоскости экватора. Важно, что такое вмешательство в «кухню погоды» – экологически чистое, так как озон не является чужеродным для озонового слоя. Со временем ОТС обеспечит создание космической индустрии, по структуре напоминающей кольца Сатурна*. Даже щели между кольцами, аналогичные щели Кассини на Сатурне, должны существовать, чтобы ОТС могло выходить на достаточно высокие орбиты, не касаясь при этом индустриальных колец.

Выгода только от предотвращения наметившегося снижения фотосинтеза растений на нашей планете в результате разрушения озонового слоя, не говоря уже об экономическом эффекте от управления погодой и климатом, от вынесения в космос земной промышленности и энергетики, многократно превысит затраты на реализацию грузового варианта ОТС (порядка 1 трлн долл. США). Например, при существующих тенденциях роста дефицита озона в стратосфере можно ожидать в ближайшие десятилетия снижения ежегодного прироста биомассы на планете по меньшей мере на 10 %. Тогда на Земле будет произведено на 20 млрд тонн меньше сухого органического вещества ежегодно. Если оценить эту недополученную органику только как топливо по цене 50 долл. США за тонну условного топлива, а также если учесть, что часть ее будет сельскохозяйственной продукцией, стоящей значительно дороже, то нанесенный ущерб биосфере составит более триллиона долларов в год. А как оценить ежегодное недополучение 10 млрд тонн кислорода, вырабатываемого зелеными растениями? Например, для выработки такого же количества кислорода путем разложения воды с целью компенсации его истощения в атмосфере ежегодные затраты составят также не менее триллиона долларов. Но ведь жить земная цивилизация намерена не один год,

ЕЕ
**Не исключено,
что система
колец Сатурна –
технократического
происхождения,
так как ракетный путь
освоения космоса
с этой планеты-гиганта
по целому ряду
технических причин
невозможен.**

* Не исключено, что система колец Сатурна – технократического происхождения, так как ракетный путь освоения космоса с этой планеты-гиганта по целому ряду технических причин невозможен. Но он возможен с помощью системы, аналогичной ОТС.

поэтому, чтобы сносно существовать, человечество вынуждено будет расходовать такие колоссальные средства десятилетиями. А как оценить в деньгах ущерб от истощения озонового слоя, заключающийся в прогрессирующем ухудшении состояния здоровья людей, росте заболеваемости раком кожи, нарушениях в иммунной системе человека и ДНК?

В эстакаде могут быть размещены вакуумируемые туннели для движения гиперскоростных поездов (скорость порядка 1000 м/с). Тогда из Европы можно попасть в Америку или в Японию за 2–3 часа. Возможно постепенное возведение эстакады, например, сначала по территории России.

Каждый построенный километр будет окупаться, так как высокоскоростной транспорт позволит начать освоение и заселение Сибири, Дальнего Востока, связав их с Европейской частью страны, куда можно будет добраться за 1–2 часа. Поскольку люди, поселяющиеся вдоль эстакады, всего за несколько часов смогут попасть на любой меридиан Российской Федерации, начнут исчезать понятия «периферия», «провинция». Это сделает привлекательным расселение десятков миллионов людей вдоль эстакады в малоосвоенных, экологически чистых районах с прекрасной природой и климатом. Так будет построена почти половина длины эстакады ОТС, и начнет создаваться линейный город, основанный на принципах гармонии человека и природы. Затем эстакада продлится в Европу, до Великобритании, а на востоке, через Берингово море – до США (Алеутские острова) и Канады. Далее эстакада пройдет через Канаду, а из Англии переброшена через Атлантический океан, замкнувшись вокруг планеты. Одновременно со строительством эстакады будет создаваться мощная инфраструктура и планетарный линейный город «Экополис», где после введения в строй ОТС смогут жить миллиарды людей.

Эстакада может быть сооружена к 2025 г. (если в ближайшее время приступить к проектно-исследовательским работам), а простейший грузовой вариант ОТС введен в строй до 2050 г. Сразу же после этого начнется широкомасштабная индустриализация околоземного космического пространства, где в первую очередь в течение первых 10 лет будет создана мощная энергетика (порядка 1 млрд кВт мощности), что позволит начать консервировать на Земле наиболее экологически

**В эстакаде
могут быть размещены
вакуумируемые туннели
для движения
гиперскоростных
поездов на магнитном
подвесе (скорость
порядка 1000 м/с).**

опасные электростанции (атомные, тепловые и гидроэлектростанции) и наиболее загрязняющую окружающую среду топливо-перерабатывающую промышленность.

Наличие на орбите мощной энергетики позволит до конца будущего столетия перенести в космос почти всю ресурсодобывающую промышленность (в пояс астероидов и на Луну), металлургию, большую химию и другие виды экологически опасной промышленности, а также производства, для которых нужны невесомость, вакуум, радиация, криогенные и сверхвысокие температуры. При этом экология космической среды не будет нарушена, так как в космосе понятие «экология» теряет смысл из-за отсутствия там жизни. Например, авария на Чернобыльской атомной электростанции привела к возникновению серьезных экологических проблем на огромных территориях, однако тот факт, что всего на расстоянии нескольких сот и тысяч километров над головами людей находятся радиационные пояса планеты, где уровни радиации в тысячи раз выше, считается нормальным и не вызывает никаких опасений. Это не означает, что Космос должен осваиваться бессистемно и бездумно, как и Земля. Наученная горьким опытом земная цивилизация начнет осваивать и заселять Космос, исходя из вечной красоты и гармонии Природы.

Анализ показывает, что даже в худших вариантах выполнения, например, при грузопотоке 10 млн тонн в год и КПД 50%*, стоимость доставки грузов на орбиту с помощью ОТС будет менее 10 долл. США за один килограмм, что в тысячи раз ниже современных цен. При этом каждые 100 млн кВт мощностей запитки ОТС в мировую энергосистему (или в зависимости от широты своего размещения всего 2,5–5 кВт на погонный метр) обеспечат выведение в космос около 20 млн тонн грузов в год**.

После того как широтное грузовое ОТС вступит в строй и начнется индустриализация космического пространства, потребность в геокосмических перевозках будет резко расти. Вначале эта потребность может

* По заказу центра «Звездный мир» (г. Гомель) разработана схема линейного электродвигателя для ОТС с ожидаемым КПД 92 % и использованием обычных проводников (отчет по договору 16/ОТС «Анализ технических средств, обеспечивающих разгон объекта неограниченной длины в вакуумном канале до скорости 10 км/с». – М., 1989).

** Для сравнения: мощность крупнейшего ракетносителя «Энергия» (Россия), который способен вывести на орбиту всего 100 тонн грузов, также составляет величину около 100 млн кВт.

**Наученная
горьким опытом
земная цивилизация
начнет осваивать
и заселять Космос,
исходя из вечной красоты
и гармонии Природы.**

удовлетворяться путем увеличения частоты запусков. Одновременно возрастет потребность в пассажирских перевозках, которую ракетно-космический транспорт, а также подвесные модули, прикрепляемые к оболочке грузового ОТС и выводимые на орбиту, удовлетворить уже не смогут.

Поэтому в космосе будет создана мощная индустрия, которая позволит приступить к строительству на орбите, в плоскости экватора, грузо-пассажирского ОТС (рисунок 40) с двумя стационарными роторамаховиками.

Такое ОТС, возведенное из космического сырья по космическим технологиям и питаемое орбитальными электростанциями, будет многократно: оно может садиться на планету и выходить в космос. Благодаря трем кольцевым элементам, охватывающим планету (корпус и два роторамаховика), ОТС рекуперировывает в себе кинетическую энергию и момент количества движения, полностью исключив необходимость взаимодействия с окружающей средой*. К тому времени человечество, имея опыт строительства простейшего варианта ОТС и располагая мощной космической промышленностью и энергетикой, сможет построить вторую, более мощную экваториальную эстакаду (рисунок 41). Это может произойти в конце будущего века.

Описанная программа – отнюдь не утопия, хотя и требует значительных интеллектуальных, финансовых и материальных затрат, в то время как на Земле сегодня огромное количество нерешенных проблем. В будущем средства будут вкладываться, чтобы сохранить цивилизацию, а не расходоваться на орудия убийства и гонку вооружений, как это происходит во всем мире сейчас.

* Теоретически, при КПД двигателей 100 %, а это возможно при использовании сверхпроводников, ОТС сможет садиться на Землю и выходить обратно в космос без дополнительных затрат энергии, т. е. в режиме «вечного двигателя». Это не противоречит законам физики, так как при установившихся и равных друг другу грузопотоках «на Землю» и в «в космос» суммарная механическая работа равна нулю. А если количество грузов, доставляемых на Землю, превысит обратный грузопоток, то ОТС не только не будет потреблять энергию, а наоборот, станет работать в режиме сверхмощной электростанции, мощность которой будет достигать 1 млрд кВт и выше, если обратный грузопоток превысит величину 100 млн тонн в год.

**В будущее средства
будут вкладываться,
чтобы сохранить
цивилизацию,
а не расходоваться
на орудия убийства
и гонку вооружений,
как это происходит
во всем мире сейчас.**

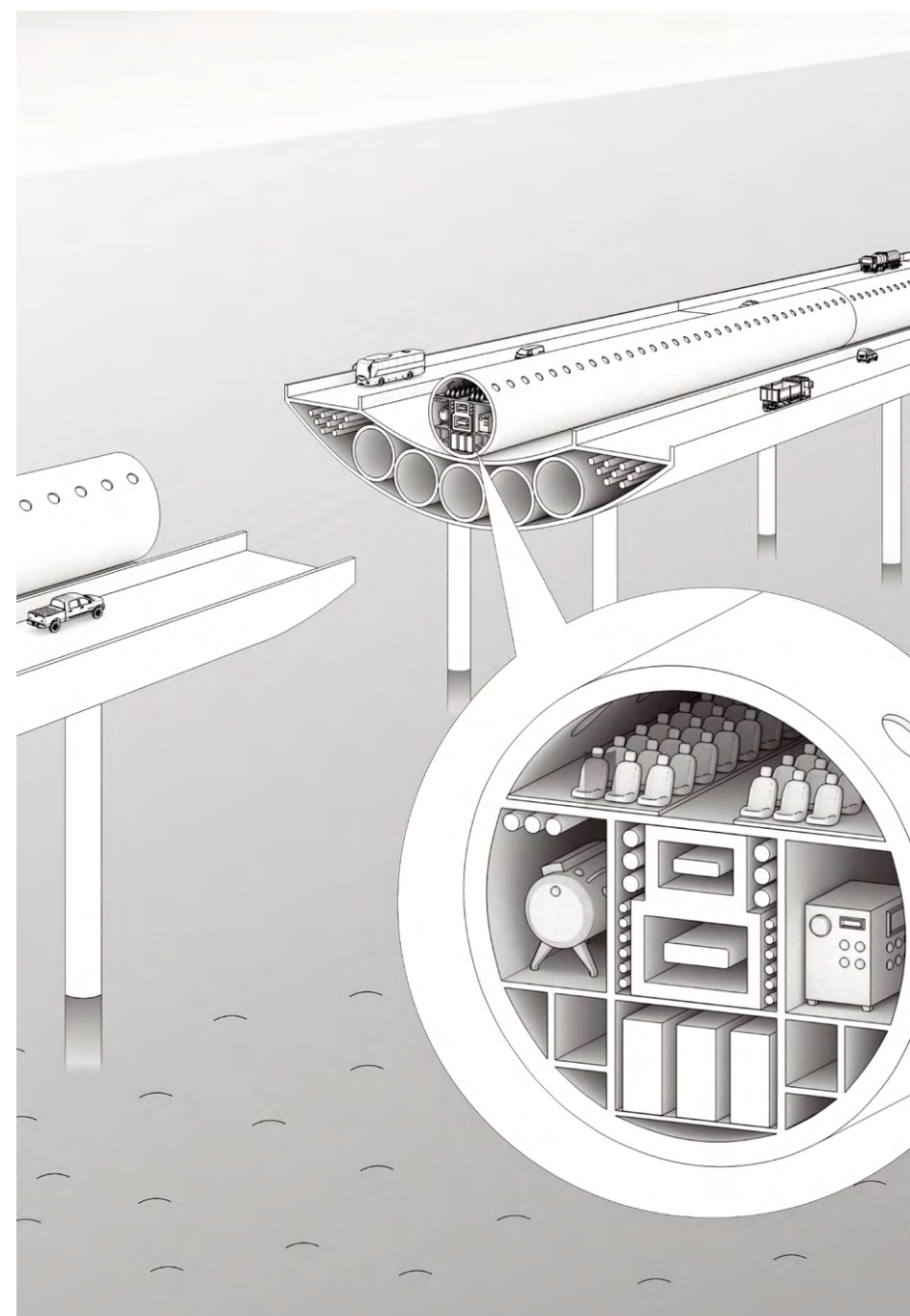


Рисунок 40 – Грузо-пассажирское ОТС

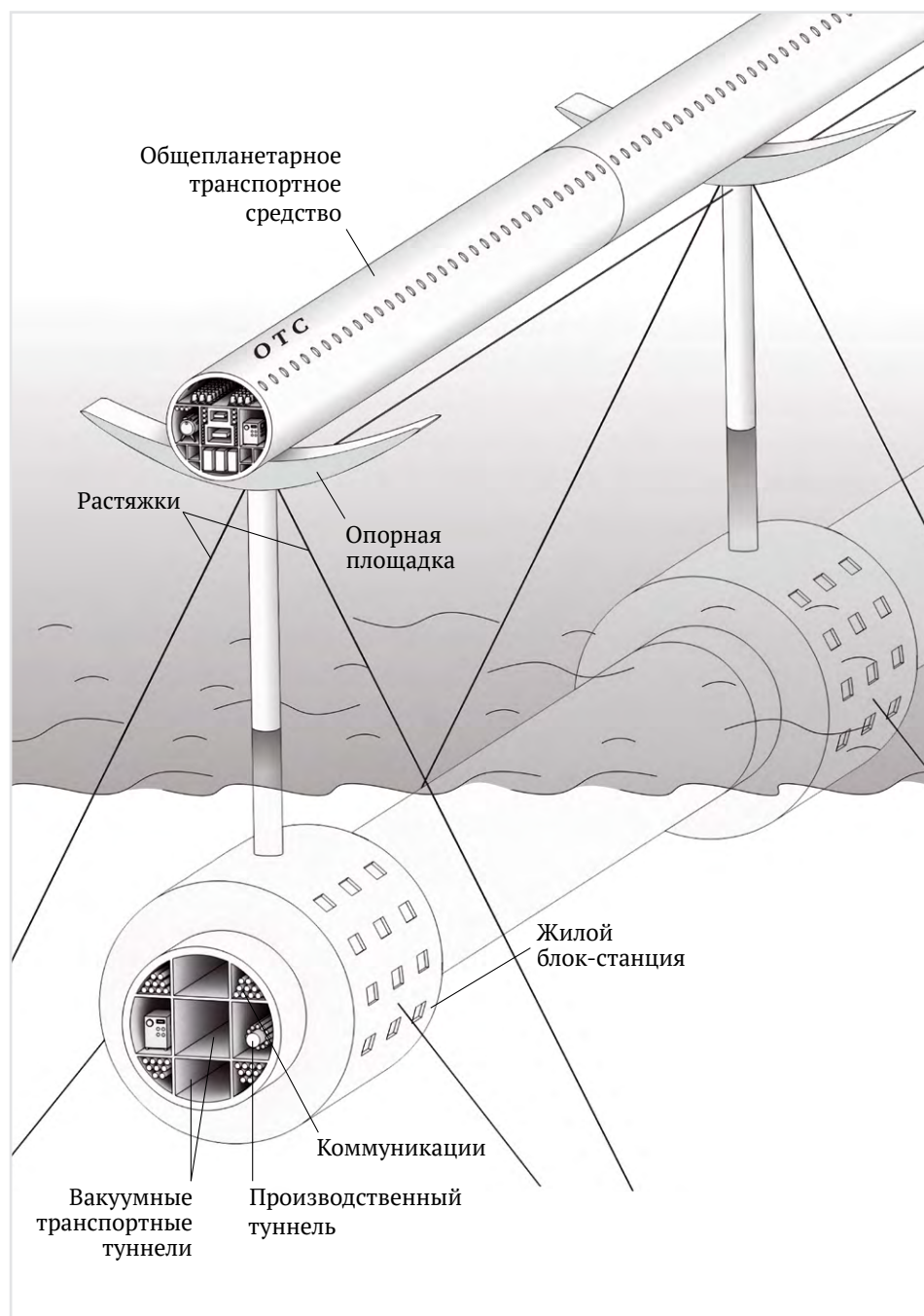


Рисунок 41 – Морской участок грузо-пассажирского ОТС

По ряду прогнозов, на вооружения в последней четверти XX века будет истрчено в мире свыше 20 трлн долл. США. При реализации программы постройки ОТС можно было бы направить эти средства не на разрушение, а на созидание. При этом благодаря своей исключительной наукоемкости и охвату практически всех областей знаний и отраслей промышленности, программа обеспечит конверсию военно-промышленных комплексов и станет гарантом мира на Земле.

Условные обозначения

A_n – полная работа;
 C – суммарная жесткость оболочки и ротора;
 C_o – жесткость элемента оболочки;
 C_p – жесткость элемента ротора;
 C_* – коэффициент лобового сопротивления оболочки;
 C_t – удельная теплоемкость;
 d – диаметр;
 E – модуль упругости материала ротора;
 $\text{erfc}(\xi)$ – функция ошибок Гаусса;
 e – удельный расход энергии на подъем 1 кг массы полезного груза;
 F – сила упругости;
 $F_{\text{тр}}$ – сила трения;
 F_* – максимальное значение силы трения;
 f_i – приведенный коэффициент трения;
 G – сила притяжения к центру планеты;
 g – гравитационное ускорение;
 H – высота орбиты над экватором;
 H_a – высота плотных слоев атмосферы;
 $h_k = H/R$ – безразмерная высота орбиты;
 J – плотность массового потока, отводимого с поверхности ротора;
 K – кинетическая энергия;
 K_* – кинетическая энергия на этапе вывода ротора на орбиту;
 K_0 – параметр системы;
 L – длина ротора;
 L_s – удельная теплота фазового перехода;
 l – длина элемента ротора;
 M – число Маха;
 M_p – масса всего ротора;

M_o – масса всей оболочки, окружающей ротор;
 M_z – главный момент тяговых усилий относительно оси Z ;
 m – суммарная масса элементов ротора и окружающей оболочки;
 m_o – масса элемента оболочки, окружающей ротор;
 m_p – масса элемента ротора;
 $m_{\text{кр}}$ – критическая масса элемента ротора;
 m_r – масса груза;
 N – магнитное давление системы подвеса (левитационное усилие);
 $P(x)$ – диссипативная сила;
 p – параметр движения системы;
 Q – сила сопротивления атмосферы;
 Q_r, Q_φ, Q_v – обобщенные силы;
 Q_* – суммарное тяговое усилие;
 q – тяговое усилие от одной секции электродвигателя;
 $q_* = g/R$ – гравитационный параметр движения системы;
 q_t – плотность подводимого теплового потока;
 q_s – тяговое усилие от электродвигателя;
 R – экваториальный радиус Земли;
 R_a – радиус сферы, ограничивающий плотную атмосферу;
 R_k – радиус круговой орбиты ротора;
 $R_{\text{кр}}$ – радиус кривизны траектории движения ротора;
 R_p – текущий радиус поперечного сечения ротора;
 R_{p0} – начальный радиус поперечного сечения ротора;
 R_* – текущий радиус поперечного сечения ротора;
 r_{p0} – начальный радиус орбиты ротора;
 r_p – текущий радиус орбиты ротора;
 r_∞ – радиус области захвата ротором окружающего воздуха;
 S – длина пути;
 S_p – площадь поперечного сечения ротора;
 s – дуговая координата;
 T – температура;
 T_0 – температура воздуха в невозмущенном состоянии;

T_s – температура фазового перехода;
 T_w – температура поверхности ротора;
 T_∞ – температура набегающего потока;
 t – время;
 t_n – время выхода ротора на заданную орбиту;
 $u(x) = \dot{x}^2$ – параметр скорости;
 V – скорость ротора;
 V_1, V_2 – первая и вторая космические скорости;
 V_e – переносная скорость;
 V_0 – стартовая окружная скорость ротора;
 V_r – относительная скорость;
 V_{r0} – начальная радиальная скорость ротора и оболочки;
 V_z – осевая составляющая скорости ротора;
 v_r – линейная скорость вращательного движения точек экватора;
 v_b – скорость воздуха;
 W – радиальное ускорение;
 W_3 – полезная мощность электродвигателя;
 $x = r/R$ – безразмерный радиус;
 x_0, x_n – начальное и конечное положение системы относительно центра Земли;
 x_k – точка орбиты, в которой одновременно обращаются в нуль радиальные скорость и ускорение ротора;
 X, Y, Z – координаты;
 α – угол между касательными к траектории движения и экватору;
 α_n – величина, зависящая от высоты слоя атмосферы;
 $\beta = (V_0/V_1)^2$ – безразмерный параметр, зависящий от скорости ротора;
 γ – отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме;
 δ – центральный угол дуги;
 ε – заданная малая положительная величина;
 ε_* – интегральная степень черноты поверхности ротора;

η – массовый коэффициент полезного действия системы (отношение поднятой массы к исходной);
 η_3 – энергетический коэффициент полезного действия системы;
 η_d – КПД двигателя;
 k_ϕ – коэффициент, зависящий от формы оболочки;
 λ – коэффициент теплопроводности воздуха;
 μ – коэффициент динамической вязкости;
 $\mu_0 = m_o/m_p$ – отношение масс элементов оболочки и ротора;
 $\mu_1 = m_o/m$ – отношение масс элемента оболочки к общей массе элементов оболочки и ротора;
 $\mu_1 = m_n/m_1$ – отношение остаточной массы элемента оболочки (после частичного сбрасывания) к массе ротора;
 μ_3 – гравитационный коэффициент Земли;
 ρ – плотность материала;
 ρ_w – плотность материала покрытия ротора;
 ρ_a – плотность атмосферы;
 ρ_{a0} – начальная плотность атмосферы;
 σ – постоянная Стефана – Больцмана;
 τ – период колебаний;
 ϕ – угол поворота ротора;
 ψ – угол поворота оболочки;
 ψ_0 – начальное значение угла ψ ;
 ω_3 – угловая скорость вращения Земли;
 ω_p – угловая скорость вращения ротора;
 ω_{p0} – начальная угловая скорость вращения ротора.

Литература

1. **Авдуевский, В.С.** Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдуевский, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов [и др.] – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.
2. **Гантмахер, Ф.Р.** Лекции по аналитической механике / Ф.Р. Гантмахер. – М.: Физматгиз, 1960. – 296 с.
3. **Градштейн, И.С.** Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений / И.С. Градштейн, И.М. Рыжик. – 5-е изд. – М.: Наука, 1971.
4. **Грушинский, Н.П.** В мире сил тяготения / Н.П. Грушинский, А.Н. Грушинский. – М.: Недра, 1978. – 175 с.
5. **Кларк, Р.К.** Пиролитические покрытия на жаропрочных теплозащитных экранах, увеличивающие степень черноты и снижающие каталитическую активность поверхности / Р.К. Кларк, Дж.Р. Каннингтон, Дж.К. Робинсон // *Аэрокосмическая техника*. – 1987. – № 11. – С. 60–67.
6. **Краснов, Н.Ф.** Аэродинамика тел вращения / Н.Ф. Краснов. – М.: Машиностроение, 1964.
7. **Леже, Л.Ж.** Защита космических летательных аппаратов от воздействия атомарного кислорода / Л.Ж. Леже, Дж.Т. Вайсентайн // *Аэрокосмическая техника*. – 1987. – № 2. – С. 7–11.
8. **Лойцянский, Л.Г.** Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1973. – 848 с.
9. **Матвеев, Н.М.** Сборник задач и упражнений по обыкновенным уравнениям / Н.М. Матвеев. – М.: Росвузиздат, 1962. – 291 с.
10. **Нариманов, Е.А.** Космические солнечные электростанции / Е.А. Нариманов. – М.: Знание, 1991. – № 3. – 54 с.
11. **Осадин, Б.А.** Взлетит ли колесо Юницкого? / Б.А. Осадин // *Энергия*. – 1989. – № 8. – С. 50–54.
12. **Полежаев, Ю.В.** Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Е. Юревич. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.

13. **Прабху, Д.К.** Численный анализ обтекания КЛАМИ с учетом эффектов реального газа / Д.К. Прабху, Дж.К. Таниехилл // *Аэрокосмическая техника*. – 1987. – № 11. – С. 60–67.
14. **Салливан, У.** Мы не одни / У. Салливан. – М.: Мир, 1967. – 383 с.
15. **Справочник по технической механике;** под ред. А.Н. Динника. – М. – Л.: Гостехиздат, 1949.
16. **Тобер, М.Э.** Аэродинамический нагрев трансатмосферных летательных аппаратов / М.Э. Тобер, Г.Г. Адельман // *Аэрокосмическая техника*. – 1989. – № 3. – С. 109–120.
17. **Тобер, М.Э.** Характеристики аэродинамического нагрева трансатмосферных летательных аппаратов / М.Э. Тобер, Г.П. Мениз, Г.Г. Адельман // *Аэрокосмическая техника*. – 1988. – № 6. – С. 41–51.
18. **Фабрикант, Н.Я.** Аэродинамика / Н.Я. Фабрикант. – М.: Наука, 1964.
19. **Фертрегт, М.** Основы космонавтики / М. Фертрегт. – М.: Просвещение, 1969. – 114 с.
20. **Хантер, Л.В.** Метод расчета абляции графитового покрытия возвращаемого аппарата при сверхзвуковых и дозвуковых скоростях полета / Л.В. Хантер, Л.Л. Пирини, Д.В. Конн, П.Т. Бренза // *Аэрокосмическая техника*. – 1987. – № 8. – С. 31–37.
21. **Чекалин, С.В.** Влияние пусков транспортных космических систем на атмосферу Земли. Космос и экология / С.В. Чекалин, Я.Т. Шатров. – М.: Знание, 1991. – № 7.
22. **Шлихтинг, Г.** Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
23. **Эльясберг, П.Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П.Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 540 с.
24. **Юницкий, А.Э.** Пересадочная, космическая, кольцевая / А.Э. Юницкий // *Изобретатель и рационализатор*. – 1982. – № 4. – С. 28–29.
25. **Юницкий, А.Э.** В космос... на колесе / А.Э. Юницкий // *Техника – молодежи*. – 1982. – № 6. – С. 34–36.

26. Юницкий, А.Э. В космос – без ракеты / А.Э. Юницкий // Техника и наука. – 1987. – № 4. – С. 40–43.

27. Юницкий, А.Э. «Спасательный круг» планеты / А.Э. Юницкий // Век XX и мир. – 1987. – № 5. – С. 14–19.

28. Юницкий, А.Э. Озоновый слой: щит – сегодня, саван – завтра? / А. Юницкий // Новости науки и техники. Приложение к вестнику АПН «Советская панорама». – 1988. – № 13 (156).

29. Юницкий, А.Э. Геокосмические транспортные альтернативы. Программа центра «Звездный мир». Проект Земного шара будущего / А.Э. Юницкий. – Каталог выставки. – М.: 1990. – С. 33–35.

30. Янке, Е. Специальные функции / Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Леш. – М.: Наука, 1977. – 344 с.

31. Бахвалов, Ю.А. Транспорт с магнитным подвесом / Ю.А. Бахвалов, В.И. Бочаров, В.А. Винокуров, В.Д. Нагорский; под ред. В.И. Бочарова и В.Д. Нагорского. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.

Научно-технические отчеты

I. Казбан, А.М., Колодежнов, В.Н., Юницкий, А.Э. Проблемы выхода ротора ОТС на орбиту / А.М. Казбан, В.Н. Колодежнов, А.Э. Юницкий. – Воронеж – Гомель, 1989. – 187 с.

II. Кривко, О.П., Логвинов, Г.Ф., Юницкий, А.Э. Анализ вариантов конструкции эстакады ОТС и ее оптимизация / О.П. Кривко, Г.Ф. Логвинов, А.Э. Юницкий. – Гомель, 1989. – 109 с.

III. Омеляненко, В.И., Гончаренко, Л.В., Кудина, Н.В., Сергеев, С.А. Анализ возможности использования сверхпроводимости для создания тяги и электродинамического подвеса ротора ОТС / В.И. Омеляненко, Л.В. Гончаренко, Н.В. Кудина, С.А. Сергеев. – Харьков, 1989. – 164 с.

IV. Поляшов, Л.И., Ефимов, В.Г., Мальков, В.Ф., Никитин, А.Н., Подгузова, Е.В., Родионов, Н.И., Соколов, Ю.Д., Юницкий, А.Э. Анализ технических средств, обеспечивающих разгон объекта неограниченной длины в вакуумном канале до скорости 10 км/с / Л.И. Поляшов, В.Г. Ефимов, В.Ф. Мальков, А.Н. Никитин, Е.В. Подгузова, Н.И. Родионов, Ю.Д. Соколов, А.Э. Юницкий. – М., 1989. – 159 с.

V. Хозин, Г.С., Чапис, А.А., Юницкий, А.Э. Научные основы безракетной индустриализации космоса / Г.С. Хозин, А.А. Чапис, А.Э. Юницкий. – Гомель – М., 1989. – 109 с.

VI. Шишаков, М.Л., Шилько, С.В., Юницкий, А.Э., Трохова, Т.А. Создание математических моделей движения ротора ОТС на стадиях разгона и выхода в атмосферу / М.Л. Шишаков, С.В. Шилько, А.Э. Юницкий, Т.А. Трохова. – Гомель, 1989. – 180 с.

VII. Юницкий, А.Э. Программа «Экомир» / А.Э. Юницкий. – М.: Академия нового мышления, Институт социальных и научно-технических инноваций, 1990. – 82 с.

**Заключение
2019 года**

**Оптимальные
транспортные системы
как платформа перехода
на новый этап
цивилизационного
развития**

558



Заключение 2019 года

Оптимальные транспортные системы как платформа перехода на новый этап цивилизационного развития*

Я расскажу вам о транспортных системах будущего. Всё, что вы узнаете, базируется на законах физики – основной науки, описывающей движение. Созданию теории транспортно-инфраструктурных комплексов, оптимальных с точки зрения этой науки и окружающего мира, я посвятил 50 лет своей жизни. Собранная мною в Республике Беларусь команда сегодня реализует этот транспорт уже в металле и композитах. В ближайшее время разработанные нами технологии обеспечат переход человечества на принципиально новый этап цивилизационного развития. В результате наша земная технократическая цивилизация получит возможность:

- решить глобальные экологические проблемы и вызовы;
- вынести вредное промышленное производство с поверхности планеты за пределы её биосферы – на околоземные орбиты;
- жить на планете Земля комфортно и безопасно в гармонии с Природой.

Фундамент такой программы – мои Небесные дороги, или SkyWay.



* Пленарный доклад инженера Анатолия Юницкого, подготовленный для выступления на торжественной церемонии вручения международной премии «Золотая колесница» за достижения в области транспорта. Форум, отмечающий высокие технологии, инновационные решения и новые проекты, должен был состояться в столице Бразилии в ноябре 2018 г., однако перенесён организаторами на 2019 г.



В основе оптимального транспорта – законы физики

SkyWay – это транспортно-инфраструктурные комплексы, в которых перевозка пассажиров и грузов осуществляется со скоростью до 500 км/ч (а в перспективе в форвакуумной трубе – до 1200 км/ч), по струнным рельсам, образующим лёгкие и прочные транспортные эстакады.

Со временем грузовые, городские и междугородные высокоскоростные линии SkyWay создадут на планете транспортно-инфраструктурную сеть TransNet протяжённостью в несколько десятков миллионов километров, которая станет основой для создания глобальной системы геокосмических перевозок, в тысячи раз более эффективной всей современной космонавтики.

Как я создавал оптимальный транспорт? Мои рассуждения были очень простыми. Что произойдёт с точки зрения физики, если приеду из точки А в точку Б (например, из Беларуси в Бразилию) на любом виде транспорта: по железной дороге, на корабле, в самолёте, автомобиле или ракете? В начале и в конце пути я находился примерно на одной и той же высоте над уровнем моря – значит, в результате перемещения моя потенциальная энергия не изменилась. В обеих точках я оставался неподвижен относительно поверхности Земли – значит, моя кинетическая энергия также не изменилась. Следовательно, если энергетическое состояние груза не менялось, полезная транспортная работа по его перемещению будет равна нулю, и коэффициент полезного действия такого транспорта также будет равен нулю. Здесь нечего изменять и улучшать – как можно улучшить ноль?

Куда же в таком случае тратится вся энергия? Оказывается, что все 100 % энергии в любом виде наземного транспорта уходят не на перемещение, а на борьбу с окружающей средой и на её разрушение. Я сделал вывод: чтобы совершенствовать транспорт, нужно минимизировать именно эти затраты энергии. При этом необходимо понимать, что для высокоскоростного транспорта со скоростями свыше 350 км/ч (к какому относится и SkyWay) более 90 % затрат энергии при движении приходится на аэродинамическое сопротивление.

**Практически
из каждой известной
области технологий
мы берём лучшее,
перерабатываем
и встраиваем
в струнный транспорт,
чтобы сделать его
ещё эффективнее.**

В математической формуле, согласно которой определяется мощность аэродинамического сопротивления, только один показатель – скорость движения – в кубе. Пятикратное увеличение скорости (со 100 до 500 км/ч) потребует увеличения мощности двигателя в $5 \times 5 \times 5 = 125$ раз, например, с 20 до 2500 кВт (как у шести советских танков Т-34). В этом и состоит проблема – в аэродинамике даже небольшое увеличение скорости влечёт за собой значительное увеличение расхода энергии. По данной причине одна из самых быстрых машин – Bugatti Veyron с двигателем мощностью в 1500 лошадиных сил – не сможет развить скорость 500 км/ч: для этого ей не хватит мощности.

Я понял, что самое главное в высокоскоростном наземном транспорте – это аэродинамика; значит, её и нужно совершенствовать в первую очередь. Здесь SkyWay достиг больших успехов: коэффициент аэродинамического сопротивления у нашего рельсового автомобиля, названного «юнибус», в семь раз ниже, чем у Bugatti, – он равен 0,06. Оптимальная аэродинамическая форма юнибуса определена на основании десятков продувок в аэродинамической трубе, начиная с 1995 г. Такие высокие показатели достигнуты в том числе за счёт устранения экранного эффекта.

Известно, что воздух неравномерно сверху и снизу обтекает движущееся по дорожному полотну транспортное средство, при этом возникают уплотнения (под днищем) и турбулентность (сзади). А если просто взять и поднять транспортное средство высоко над дорожным полотном, как это осуществлено в струнном транспорте, то аэродинамика улучшается сразу в 2,5 раза.

Наш подвижной состав перемещается по струнным рельсам, которые не создают экранного эффекта (фактически они натянуты по воздуху).

Эстакады SkyWay состоят из:

- анкерных опор, воспринимающих горизонтальную нагрузку от растяжения и устанавливаемых с шагом до 5 км;
- промежуточных опор, располагаемых на удалении 50–2000 м друг от друга;
- тонких композитных струнных рельсов.

Мы делаем путевую структуру неразрезной и предварительно напряжённой растяжением специальных струн, благодаря чему наши дороги:

- не имеют температурных швов;
- обладают низкой материалоемкостью и высокой прочностью;
- обеспечивают высокую ровность пути;
- стоят на порядок дешевле других транспортных систем в эстакадном исполнении.



Кроме этого, наше транспортное средство демонстрирует отличные характеристики плавности хода благодаря комплексному решению:

- наилучшая модель опирания колеса на рельс по схеме «цилиндр катится по плоскости» (повышает срок службы рельса и увеличивает эффективность качения стального колеса);
- эффективно решена вторая по важности проблема (после аэродинамики) в затратах энергии – на подвес транспортного средства относительно путевой структуры;
- оптимизированы материалы в паре «стальное колесо – стальной рельс».

Из всех известных вариантов подвеса транспортного средства относительно путевой структуры – воздушная подушка, магнитная левитация и даже антигравитация – именно схема «стальное колесо по стальному рельсу» имеет самый высокий КПД, равный 99,8 %, так как усилием в 2 кг можно двигать по горизонтальному рельсовому пути тележку весом в 1 тонну.

Наш транспорт управляется искусственным интеллектом, за его движение отвечают мотор-колёса – высокоэффективные электродвигатели, вписанные в стальные колёса. Потоки конфиденциальной информации внутри транспортного комплекса защищены с помощью технологии Blockchain. Практически из каждой известной области технологий мы берём лучшее, перерабатываем и встраиваем в струнный транспорт, чтобы сделать его ещё эффективнее. Но главное, что позволяет нам вплотную приблизиться к совершенству, это максимальное внимание к законам физики, в широком смысле – науке о Природе.

Человечество в долгу у природы

Сегодня у всех на слуху экологические проблемы: парниковый эффект, разрушение озонового слоя и глобальное потепление, а также многие другие опасности, связанные с воздействием индустрии на природу. Всё это, несмотря на объективную значимость, будет иметь катастрофические последствия лишь в отдалённой перспективе. Почти не говорят о реальном ущербе, который индустриальная техносфера наносит популяции людей уже сегодня, в эти самые минуты. Пока были сказаны эти слова, техника убила более десяти человек, искалечила сотни. Вдумайтесь: в год происходит 9 млн человеческих смертей только от загрязнения воды и воздуха. Основным же источником загрязнения в промышленно развитых странах является автомобильный транспорт. Кроме того, он становится причиной ещё 1,5 млн ежегодных смертей на дорогах и 10 млн случаев инвалидности. Это очень дорогая цена. За что мы готовы платить её?

Основной миф звучит так: техника дала человеку свободу, поэтому он может не заботиться о тепле и воде в домах, тратить меньше сил на производство продуктов питания, одежды и других предметов повседневного пользования, передвигаться с большей скоростью на любые расстояния, видеть далёкие страны и быть участником захватывающих приключений, не вставая с дивана. Такая свобода современного человека на поверку оказывается иллюзией. Производство тепла для наших жилищ загрязняет воздух; производство купленных нами предметов потребления отравляет воду, почву и пищу; путешествия для большинства людей – слишком дорогое удовольствие, а легкодоступные развлечения – лишь способ отвлечься и забыть о бессмысленности своей жизни в коротких промежутках между сменами на нелюбимой работе в сфере услуг, на производстве или в офисе. Мир, в котором мы живём, отражает лучшие намерения, которыми и порождён, но он неправилен в большинстве своих проявлений, потому как зеркало – кривое.

Современный экологический кризис – закономерный результат накопленного человечеством опыта в процессе взаимодействия с Природой. Увеличивается население

**До точки
невозврата, когда
пагубное воздействие
техногенной цивилизации
на биосферу станет
необратимым
и сделает планету Земля
непригодной
для жизни человека,
остатётся всего
два-три поколения.**

планеты, растёт и уровень его потребления: в современном мире за 15 лет потреблено столько природных ресурсов, сколько было использовано человечеством за всё предыдущее время его существования.

Уменьшается разнообразие животного и растительного мира, а это угрожает устойчивости живой земной оболочки – биосферы. С начала 80-х годов прошлого века в среднем один вид животных исчезал ежедневно, а вид растений – еженедельно. Ежегодно сжигается более 10 млрд тонн топлива – угля, нефти, газа, дров, выбрасываются в биосферу десятки миллиардов тонн вредных веществ, золы, пыли. С лица земли полностью исчезли степи как тип экосистем и ландшафтов, резко уменьшились площади лесов (до появления человека они занимали примерно 70 % суши, а сейчас – не более 20 %). Идёт дальнейшее, невиданное по масштабам уничтожение лесных экосистем, особенно наиболее ценных и сложных – тропических, спрямление русел рек, создание промышленных районов.

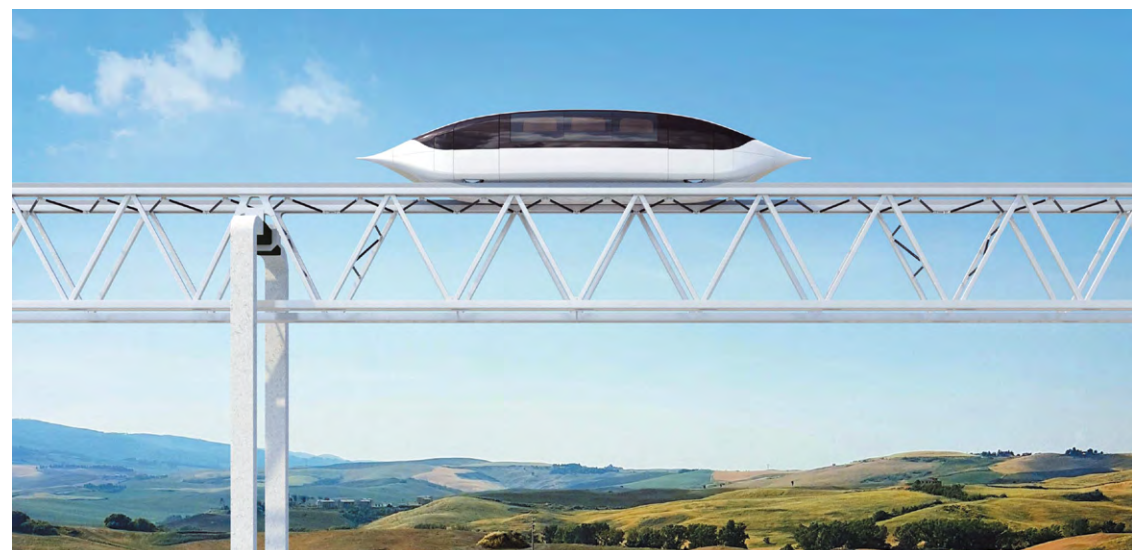
Исследователи ввели понятие – день экологического долга. Это тот день в году, до которого человечество успевает потребить объём ресурсов, вырабатываемый планетой за год. В 1986 г. такой день приходился на конец года – 31 декабря, а уже в 2018-м – это 1 августа. При подобной тенденции день экологического долга будет отмечен 1 февраля уже в 2049 г. Мы живём в долг и истощаем планету, потребляя больше, чем Земля может нам дать. До точки невозврата, когда пагубное воздействие техногенной цивилизации на биосферу станет необратимым и сделает планету Земля непригодной для жизни человека, остаётся всего два-три поколения. Это то время, которое есть у нас для принятия решительных мер.

Кардинальный выход из сложившейся ситуации только один: необходимо предоставить земной техносфере экологическую нишу вне земной биосферы.

Данный шаг обеспечит сохранение и развитие биосферы по законам и направлениям, сформированным в течение миллиардов лет эволюции, а также гармоничное взаимодействие общности людей как биологических объектов с биосферой.

Такой экологической ниши для техносферы на Земле нет, но она есть в космосе, совсем рядом – на расстоянии каких-то 100 км и выше от поверхности планеты, где для большинства технологических процессов существуют идеальные условия: невесомость, вакуум, высокие и криогенные температуры, неограниченные сырьевые, энергетические и пространственные ресурсы. Для совершения подобного качественного перехода у человечества уже сегодня имеется всё необходимое.

Описанная мною транспортная система SkyWay – это первый шаг в реализации программы по вынесению промышленной индустрии в космос.



SkyWay – в гармонии с природой

Благодаря конструктивным особенностям и высокой эффективности SkyWay, уровень вредного воздействия на окружающую среду будет значительно ниже, чем у всех существующих и перспективных видов транспорта. Юнибус SkyWay, в том числе семейного типа, который сможет купить любая семья, отличается уникальными аэродинамическими характеристиками.

Например, улучшение этого показателя по сравнению с высокоскоростным легковым автомобилем типа Bugatti Veyron, если бы он двигался со скоростью 500 км/ч, приведёт к уменьшению мощности привода более чем на 1000 кВт. При его работе всего 2 ч в сутки (средние данные обычного легкового автомобиля), это даст экономию в год 180 тонн топлива со среднемировой стоимостью более 200 тыс. USD. Если на всей планете будет всего 100 млн транспортных средств SkyWay с такими показателями, что не так уж и много (только легковых автомобилей сегодня в мире насчитывается более 1 млрд), это позволит в год сэкономить топлива около 18 млрд тонн стоимостью более 20 трлн USD. Легко посчитать, какое произойдёт улучшение экологии: на каждый сожжённый на Земле миллиард тонн топлива из атмосферы выжигается более 3 млрд тонн кислорода, или почти 15 трлн м³ воздуха, при этом выделяется более 4 млрд тонн экологически вредных продуктов сгорания.

Такая передовая страна, как Германия, ставила перед собой амбициозную цель: в период с 2007 по 2020 г. сократить выбросы CO₂ на 40 %. В итоге истрачено 580 млрд USD, однако обозначенная планка так и не достигнута.

А может, стоило пойти другим путём? Например, внедрение струнного транспорта дало бы возможность одновременно:

- снижать объёмы вредных выбросов в атмосферу, почву и воду;
- сокращать расходы на топливо и уменьшать потребление природных ресурсов;
- смещать день экологического долга к концу года, выигрывая время для будущих поколений.

Наряду с этими экологическими преимуществами транспортные системы SkyWay имеют и ряд других:

- работа на электроэнергии – позволяет интегрировать в конструкцию эстакад солнечные панели и ветряные электростанции, что особенно важно для городов;
- безопасность – за счёт расположения дорог над землёй и автоматизации управления исключены столкновения транспортных средств друг с другом или иными предметами на пути движения.

Повсеместная замена автомобильного транспорта на SkyWay ежегодно могла бы спасать 1,5 млн человеческих жизней и предотвращать более 10 млн инвалидностей, что дало бы ежегодный экономический и социально-политический эффект в 3 трлн USD.

Кроме того, земля под дорогами SkyWay сохраняется нетронутой за счёт незначительного землеотвода и минимального объёма земляных работ: на ней и далее будут расти леса, вестись сельское хозяйство, сохранится естественная гидрология почв и останутся пути миграции животных.

Современные автомобильные и железные дороги всего перечисленного обеспечить не могут: сегодня «закатаны» в асфальт и «похоронены» под шпалами почвы, по площади равные пяти Великобританиям. На территории вдоль дорог, на порядок большей, почвы деградированы и загрязнены канцерогенами. Эти земли, и в первую очередь плодородную почву, следует вернуть

**Создание
глобальной
транспортной
сети TransNet
на основе струнного
транспорта SkyWay
уже сейчас сможет
придать нашей планете
первозданный вид
и обеспечить лучшие
условия для жизни
и путешествий,
отдыха и работы.**



прежним землепользователям – Природе, живым существам, населяющих биосферу. Ведь именно живая плодородная почва – основа здоровья биосферы, по своей сути, является её иммунной системой.

Таким образом, создание глобальной транспортной сети TransNet на основе струнного транспорта SkyWay уже сейчас сможет придать нашей планете первозданный вид и обеспечить лучшие условия для жизни и путешествий, отдыха и работы. Следующий шаг в развитии сети станет решительным прорывом в будущее, переходом человечества в космическую эпоху существования.

Необходимость выноса индустрии в космическое пространство диктуется всё теми же логикой и физикой. Они же определяют и то, какое техническое средство позволит человечеству осуществить подобный прорыв – вероятно один из самых главных прорывов за всю историю нашей технократической цивилизации.

Конечно, мы не знаем, каким образом станут развиваться технологии и техника в будущем, в том числе и космическая, как не знаем и грядущих открытий. Подобные предсказания – неблагоприятная, да и, в общем-то, бессмысленная затея. Для того чтобы убедиться в сказанном, достаточно вспомнить наивные научные прогнозы 50- или 100-летней давности. Единственное, что можно утверждать с полной уверенностью, какой бы эта техника ни была, она будет подчиняться фундаментальным законам Природы. Такие законы, многократно проверенные практикой, останутся справедливыми во все времена. В области механики к их числу относятся

четыре закона сохранения, к которым могут быть сведены все остальные частные случаи законов сохранения, а именно: энергии, импульса, момента импульса и движения центра масс системы.

Исходя из данных законов, основные условия индустриализации космоса следующие:

- размещение космической индустрии на орбитах в плоскости экватора;
- соблюдение физических законов сохранения при создании внеземной индустрии;
- возможность создания геокосмического транспорта:
 - с КПД, близким к 100 %;
 - работающего на экологически чистой энергии (электрической);
 - обеспечивающего грузопотоки в миллионы, а в перспективе и миллиарды тонн в год;
 - являющегося самонесущей конструкцией, не взаимодействующей с окружающей средой во время полёта.

Ракетный путь – тупиковое направление

Если не соблюдать эти условия, технологии вывода больших объёмов груза в космическое пространство будут или неработоспособны, или представят существенную опасность для биосферы, как и современные ракетносители, рассматриваемые основным транспортом для масштабного освоения космоса и популяризируемые, например, американскими миллиардерами Илоном Маском и Джефом Безосом. Говоря о спасении Земли, такие бизнесмены либо просто пользуются этим для привлечения дополнительных инвестиций и увеличения своего и без того огромного состояния, либо не понимают, что предлагаемые ими меры могут лишь окончательно уничтожить нашу планету.

Ракетный путь освоения космоса, по которому сегодня идёт человечество, – тупиковое направление. Основная цель, которая преследуется сегодня в ракетно-космической отрасли, состоит в снижении стоимости запуска за счёт создания ракет-носителей многократного использования. Однако даже если удастся уменьшить стоимость доставки грузов на орбиту в 100 раз, например, до 100 тыс. USD за тонну груза, масштабное освоение космоса по-прежнему останется дорогостоящим. В качестве показательного примера можно провести параллели с земной реальностью: бессмысленно строить завод при цене одного кирпича, соизмеримой с ценой автомобиля.

Следующее обстоятельство, делающее бессмысленными попытки индустриализации космоса при помощи ракет, состоит в их крайне низком

КПД – менее 1 %. Звучит как парадокс, но транспортная производительность всей современной мировой ракетно-космической отрасли сопоставима с одной конной упряжкой, о чём я сказал впервые 36 лет назад и что очень не понравилось КГБ СССР. Такая упряжка, непрерывно с 1957 г. перевозящая 1 тонну груза на расстояние полёта ракеты на орбиту (примерно 300 км), на сегодняшний день перевезла бы столько же грузов, как и все вместе взятые ракеты доставили его в космос за всё это время.

Кроме того, неэффективная ракетная космонавтика создаёт глобальные экологические проблемы.

Скорость истечения реактивной струи при полёте ракеты достигает 4 км/с, что в пять раз выше скорости полёта пули снайперской винтовки. Температура струи достигает 4000 °С, что почти в три раза выше температуры плавления стали. Вся эта мощь в виде химически активного пламени выбрасывается в чрезвычайно уязвимом озоновом слое. Каждый запуск тяжёлого ракетносителя делает в озоновом слое дыру размером со среднюю европейскую страну, такую как Франция.

Ещё в 1980-х годах американцами, склонными занижать показатели вредного воздействия ракет на окружающую среду, подсчитано, что носитель челночного типа «Шаттл» за один старт может уничтожить до 40 млн тонн озона, потому что в качестве компонентов топлива он использует озоноразрушающие вещества – азот, хлор и другие химические элементы. Учитывая, что всего в атмосфере Земли находится около 4 млрд тонн этого газа, легко подсчитать, что для полного уничтожения озонового слоя достаточно одновременно запустить всего около 100 ракет-носителей такого типа. Помимо гашения озона ракетные пуски меняют и физикохимию верхней атмосферы, вызывают турбулентность ионосферы и даже влияют на геомагнитное поле. Многократное использование ракет и переход на новые виды ракетного топлива не смогут решить эту проблему, так как для индустриализации космоса потребуется число запусков в тысячи раз большее, чем есть сегодня, – это попросту убьёт планету.

Точно также, как многократные ракеты, бессмысленны ввиду неэффективности и другие продвигаемые на уровне государств проекты.

ЕЕ
Помимо
гашения озона
ракетные пуски
меняют
и физикохимию
верхней атмосферы,
вызывают
турбулентность
ионосферы
и даже влияют
на геомагнитное поле.

Например, «Космический лифт», который сможет перевозить 2500 тонн грузов в год, что, конечно, в несколько раз больше, чем могут дать ракеты, но недостаточно для индустриализации космоса, – всего пять «космических телег». Или по 0,3 г грузов в год на каждого жителя планеты – то есть всего по одному миллиграмму в день (!). Это даже не песчинка, а так, – одна пылинка для каждого жителя планеты Земля под девизом: «Да будет вам космическое индустриальное счастье!»

Другой получивший известность проект StarTram – «Звёздный трамвай» – можно сравнить со старым советским автобусом на 20 человек, который способен перевезти 400 тыс. человек в год, или порядка 1000 пассажиров в день. Представьте себе индустрию, на которую будут «завязаны» интересы порядка 10 млрд человек, а обслуживающий персонал которой будет состоять всего из 1000 сотрудников – по одному на каждые 10 млн жителей планеты. Не нужно доказывать, что это не просто глупость. Это абсурд.

ОТС – Общепланетарное транспортное средство

Предлагаемое и реализуемое сегодня в рамках проекта SkyWay решение впервые было озвучено мною ещё в начале 80-х годов прошлого века и получило широкую известность в СССР. С тех пор проделана большая работа, создана собственная научно-конструкторская школа, на базе которой это решение было исследовано и проверено расчётными методами. Данный проект, получивший название «Общепланетарное транспортное средство» – ОТС, может быть реализован уже в обозримом будущем при наличии политической воли и консолидации бизнеса.

ОТС – это геокосмическая транспортная система многоразового использования для безракетного освоения ближнего космоса. ОТС позволит за один рейс выводить на орбиту порядка 10 млн тонн грузов и 10 млн человек, которые будут задействованы в создании и функционировании околоземной космической индустрии. За один год ОТС сможет выходить в космос до 100 раз. То, что способно сделать ОТС за один год, современной мировой ракетно-космической отрасли, в которую уже вложены триллионы долларов, потребует порядка миллиона лет. При этом затраты на доставку каждой тонны полезного груза на орбиту будут в десятки тысяч раз ниже, чем у современных ракетносителей.

Экологически чистое ОТС, работающее исключительно на электрической энергии, позволит реально осуществить индустриализацию ближнего космоса. Для этого необходимо будет закрыть на планете все вредные для земной биосферы промышленные производства, создав их вновь на околоземной орбите на новых, экологически чистых для космоса принципах. Данный шаг откроет доступ к принципиально новым промышленным



технологиям за счёт использования уникальных космических возможностей, недоступных на Земле, – невесомости, глубокого вакуума, сверхнизких и сверхвысоких температур, неисчерпаемых источников энергии и ресурсов, в том числе минеральных и пространственных. Потрясающие возможности открываются и в области информационных и энергетических коммуникаций. Вынос промышленности за пределы планеты радикально улучшит нашу общую среду обитания, наш общий дом – биосферу планеты Земля, особенно в индустриальных регионах, без каких-либо ограничений роста производства.

Практически все инженерные решения, применяемые в проекте, широко известны, апробированы на практике и реализованы в настоящее время в промышленности. Бюджет проекта составит порядка 2 трлн USD. Это не так уж и много, если учесть, что годовой военный бюджет США составляет почти 700 млрд USD. При этом технологической базой для сооружения стартовой эстакады будут являться системы SkyWay, что позволит получать прибыль от проекта уже на начальных этапах его реализации за счёт перевозки пассажиров и грузов по поверхности планеты.

Технологической базой для сооружения стартовой эстакады будут являться системы SkyWay.

SkyWay: уверенное настоящее и будущее

Струнные дороги станут зарабатывать деньги, вокруг них люди смогут строить жильё и развивать бизнес – новый экологически чистый транспорт сделает ещё более привлекательной жизнь в зоне транспортной доступности. Струнные транспортно-инфраструктурные комплексы дадут импульс к развитию ранее неосвоенных земель. Благодаря эстакадам SkyWay в самые отдаленные уголки планеты придут линии современных информационных коммуникаций, электричество, вода и плодородная почва. Вокруг них появится жизнь, с планеты исчезнут пустыни. Жильё в горах и на шельфе моря будет престижнее, чем, например, в Нью-Йорке или Париже. Человек и Природа станут, наконец, пребывать в гармонии друг с другом.

Параллельно будут осуществляться научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по ОТС, которые потребуют около 5 % от общей суммы инвестиций. В общей сложности решение всех инженерных задач потребует минимум пару десятилетий. Несмотря на то что работа уже ведётся, реализация проекта вряд ли возможна силами только созданной мною команды.

Есть надежда, что такая глобальная геокосмическая программа общими целями и задачами объединит вокруг себя все развитые страны мира, привлечёт их к финансированию этого сверхамбициозного проекта, призванного спасти человечество. В силу своих технических особенностей проект напрямую затронет территорию десятков стран (в основном расположенных вдоль экватора), а по политико-экономическим причинам – весь мир. ОТС также станет незаменимой платформой для перспективного освоения дальнего космоса космическими аппаратами многоразового использования, типа тех, разработкой которых занимаются сегодня такие компании, как SpaceX и Blue Origin. Срок реализации проекта составит около 20 лет с учётом социально-политических, научно-исследовательских, опытно-конструкторских, проектно-изыскательских и строительно-монтажных работ.

Окружающий нас мир создан инженерами. Не банкирами, не политиками, не художниками, а инженерами! Однако управляется этот мир зачастую другими – теми, для кого во главе угла стоит личное обогащение; теми, кто наивно полагает, что в ситуации, когда планета будет стоять на грани гибели, их смогут спасти деньги. Они уверены, что вместе со своими семьями смогут укрыться на личных островах, в подземных бункерах, на подводных лодках и «Боингах» с противоракетной защитой. Но они ошибаются. Планета – одна большая комната, лишённая перегородок. Когда-то первобытные люди вместе со своими вождями жгли костры

в своих пещерах и умирали от рака лёгких в 20 лет. Они смогли выжить лишь благодаря тому, что догадались переместить огонь за пределы своего жилища. Так теперь и мы, земная цивилизация, должны вынести техносферу за пределы биосферы. Все инженерные решения для этого шага, обеспечивающие переход человечества на новый этап цивилизационного развития, уже созданы.

Если когда-то меня могли посчитать мечтателем, фантазёром и даже сумасшедшим, то реализованный мною проект струнного транспорта SkyWay – это весомый аргумент против голосов скептиков. Всё работает именно так, как это было просчитано мною в качестве инженера десятки лет назад. Спрос на технологию – подтверждение её экономической эффективности. На пути к тому, чтобы доказать это, мне пришлось преодолеть немало. Не вызывает сомнения, что в ходе реализации проекта Общепланетарного транспортного средства необходимо будет справиться с ещё большим количеством трудностей как в техническом, так и в социальном плане. Однако они ничтожны по сравнению с теми проблемами, которые предстоит решить цивилизации, если она хочет выжить и развиваться.

Идеи, которые изменяли мир в прошлом, всегда казались современникам фантастическими и нереальными, но усилиями инженеров они обрели реальное воплощение. Наука дала нам инструменты, чтобы сделать мир лучше, но мы не хотим этим пользоваться из-за своей косности и консерватизма. Неужели сегодня, продолжая строить миллионы километров автомобильных дорог и считая ракету единственным «ключом» к Космосу, мы готовы мириться с тем, что нам предстоит переселиться на Марс, по цене билета в одну сторону в миллиард долларов, и там умереть? Не хочется в это верить. Если это не так и мы хотим жить, то для этого нам необходимо обрести мужество измениться. Каждому из нас измениться! Мы не получили Землю в наследство от наших предков, мы взяли её в долг у наших потомков. Мы обязаны этот долг отработать, иначе будущего у всех у нас не будет – земная технократическая цивилизация исчезнет как неудавшийся эксперимент Вселенной.

Глобальная геокосмическая программа общими целями и задачами объединит вокруг себя все развитые страны мира, привлечёт их к финансированию этого сверхамбициозного проекта, призванного спасти человечество.

УДК [629.3 + 629.78].01

Юницкий А.Э. Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе / А.Э.Юницкий. – Силакрорг: «ПНБ принт», 2019. – 576с. – ISBN 978-985-90498-1-1.

Основой данного издания является монография А.Э. Юницкого «Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе», впервые вышедшая в 1995 г. В фундаментальном научном труде изложены теория, состояние разработки, перспективы и основные результаты исследований высокоскоростного наземного транспорта, движение которого осуществляется по струнной путевой структуре, и неракетного космического транспортного средства в виде кольцевой струнной системы, охватывающей планету в плоскости, параллельной экватору.

В 2017 г. научное издание, дополненное авторским предисловием и вклейкой новых иллюстраций, опубликовано во второй раз.

Издание 2019 г. расширено новым авторским предисловием, новыми иллюстрациями, а также другими материалами, раскрывающими содержание струнной транспортной системы, рассказывающими об истории развития инновационных транспортно-инфраструктурных технологий SkyWay. Кроме того, данный выпуск включает раздел «Интеллектуальная собственность на геокосмический транспортно-инфраструктурный комплекс «Общепланетарное транспортное средство», в котором отображены результаты более чем 40-летней интеллектуальной, творческой, научной, экспериментальной и производственной деятельности инженера, учёного и предпринимателя Анатолия Эдуардовича Юницкого.

Научное издание

Юницкий Анатолий Эдуардович
Струнные транспортные системы:
на Земле и в Космосе

Издательская группа – ЗАО «Струнные технологии»



Подписано в печать 25/01/2019

Формат 170×240

Тираж 2500 экз.

Заказ № 120269

Отпечатано в типографии SIA «PNB Print».
«Янсили», Силакрорг, Ропажский район, Латвия, LV-2133

ISBN 978-985-90498-1-1

© Юницкий А.Э., 2019