

А.Э.Юницкий

# СТРУННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ НА ЗЕМЛЕ И В КОСМОСЕ

## 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 тридцати 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  $T_{\infty}$  — температура набегающего потока;  $M$  — число Маха;  $\gamma$  — отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянных давлении и объеме.

Применительно к ОТС, согласно (5.1), температура торможения составляет около 27500 К. Температура выступающей части несколько ниже вследствие теплообмена с окружающей средой и соседними элементами конструкции.

При рассмотрении вопросов аэродинамического нагрева конструкций в литературе обычно предполагается наличие лобовой части устройства. Плотность подводимого теплового потока  $q_T$  оценивают по формуле [16]:

$$q_T = C_* \rho_a^n V^m,$$

где  $\rho_a$  — 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 максимальную скорость 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  $10^4 + 10^5$  Па, а тепловой поток, подводимый к поверхности ТЛА, —  $10^3 + 10^4$  кВт/м<sup>2</sup>. Отметим, что тепловой поток, подводимый к поверхности космических летательных аппаратов многократного 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 силоксановые 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.

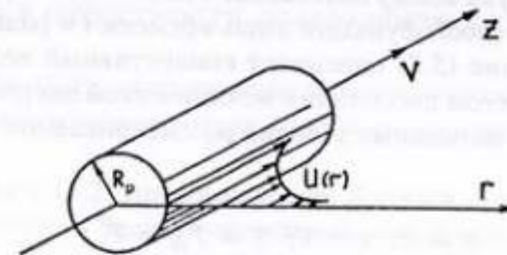


Рис. 5.1. Расчетная схема ротора

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 рис. 5.1, направив ось  $Z$  вдоль оси ротора. С учетом принятых выше допущений распределение скорости воздуха  $v_z$  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 "z" 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  $\rho$  — плотность,  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости,  $C_t$  — удельная теплоемкость,  $\lambda$  — 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.

Граничные и начальные условия рассматриваемой задачи имеют вид

$$r = R; v = V; T = T_W = T_s; \quad (5.4)$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial r} = \varepsilon \sigma (T_W^4 - T_\infty^4) + JL; \quad (5.5)$$

$$r \rightarrow \infty; v = 0; T = T_\infty; \quad (5.6)$$

$$t = 0; v = 0; T = T_\infty; \quad (5.7)$$

$$R_p = R_{p0}. \quad (5.8)$$

Здесь  $R_{p0}$ ,  $R_p$  — начальный и текущий радиус поперечного сечения ротора;  $T_W$  — температура поверхности ротора;  $T_\infty$  — температура воздуха в невозмущенном состоянии;  $L$  — удельная теплота фазового перехода (например, сублимации), на поверхности ротора;  $J$  — плотность массового потока, отводимого с поверхности ротора;  $\varepsilon$  — интегральная степень черноты поверхности ротора;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/м<sup>2</sup>К<sup>4</sup> — 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  $\rho_W$  — 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

$$\operatorname{erfc}(\xi) = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\xi \exp(-\eta^2) d\eta$$

— дополнительная функция 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 воз-

Таблица 5.1  
Изменение во времени радиуса области течения воздуха

$v(t, r_{0\infty}),$ м/с	$r_{0\infty}$ м		
	$t = 0,1$ с	$t = 1$ с	$t = 10$ с
340,3	0,089	0,175	0,444
2,36	0,119	0,267	0,736

духа  $v(t, r_{0\infty})$  составляет наперед заданную часть  $\varepsilon_1$  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  $\varepsilon_2$  — аргумент функции ошибок Гаусса, при котором она принимает значение  $\varepsilon_1$ .

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  $r_{\infty}$  и о его изменении со временем можно получить из табл. 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  $\mu = 13,9 \cdot 10^{-9}$  Па·с и  $\rho = 0,08$  кг/м<sup>3</sup>, соответствующих температуре 4273 °К.

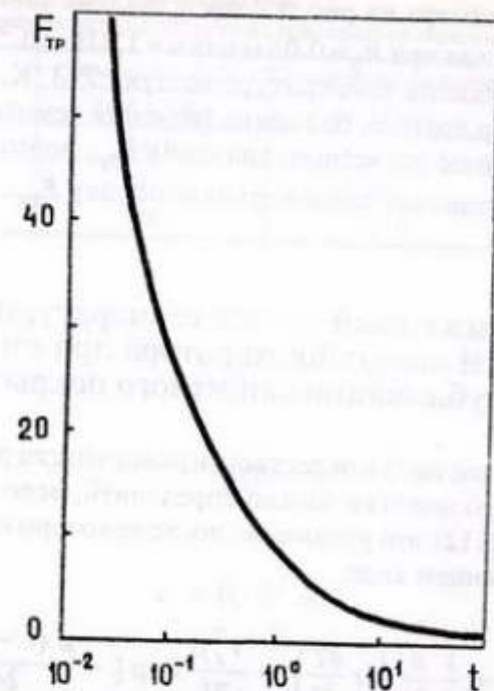


Рис. 5.2. Зависимость удельной силы трения поверхности ротора о воздух от времени

Положим  $R_p \approx r$ , тогда соотношение (5.11) можно представить в виде

$$v(t, r) = V \operatorname{erfc} \left[ \frac{r - R_p}{2} \left(\frac{\rho}{\mu t}\right)^{1/2} \right]. \quad (5.12)$$

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

$$F_{\text{тр}} = 2R_p \left(\frac{\pi \mu \rho}{t}\right)^{1/2}.$$

В качестве примера на рис. 5.2 представлена зависимость  $F_{\text{тр}}$  от времени, построенная при  $R_p = 0,05$  м для  $\mu = 1,819 \cdot 10^{-5}$  Па·с,  $\rho = 1,166$  кг/м<sup>3</sup>, 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 рис. (5.2) 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:

$$C\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( \lambda r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{V_z^2 \rho}{\pi t} \exp \left[ -\frac{\rho (r - R_p)^2}{2\mu t} \right]. \quad (5.13)$$

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

$$\frac{\partial T'}{\partial t'} = \frac{A_1}{r'} \frac{\partial}{\partial r'} \left( r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) + \frac{A_3}{t'} \exp \left[ -\frac{(r' - 1)^2}{A_2 t'} \right], \quad (5.15)$$

$$A_1 = \frac{\lambda t_*}{C\rho R_p^2}, \quad A_2 = \frac{2\mu t_*}{\rho R_p^2}, \quad A_3 = \frac{V^2}{\pi C (T_* - T_\infty)} \quad (5.16)$$

— безразмерные параметры.

Граничные условия (5.5), (5.8) и начальное условие (5.7) в безразмерной форме имеют вид

Таблица 5.2  
Влияние температуры воздуха на температуру поверхности ротора

$T_0, \text{°K}$	Температура $T_W$ (°K) поверхности ротора в момент времени		
	$t = 0,0006$ с	$t = 0,003$ с	$t = 0,06$ с
293	3110	2120	2010
873	3110	2050	1940
2273	3000	1970	1870

$$r' = 1, \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = A_4 [(T' + A_5)^4 - A_5^4]; \quad (5.17)$$

$$r' = r'_\infty = 1 + \varepsilon_2 (2A_2 t')^{1/2}, \quad T' = 0; \quad (5.18)$$

$$t' = 0, \quad T' = 0, \quad (5.19)$$

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  $T_\infty$ .

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  $\rho$ ,  $\mu$ ,  $\lambda$ ,  $C$  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 табл. 5.2.

Из представленных в этой 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 вычислен-

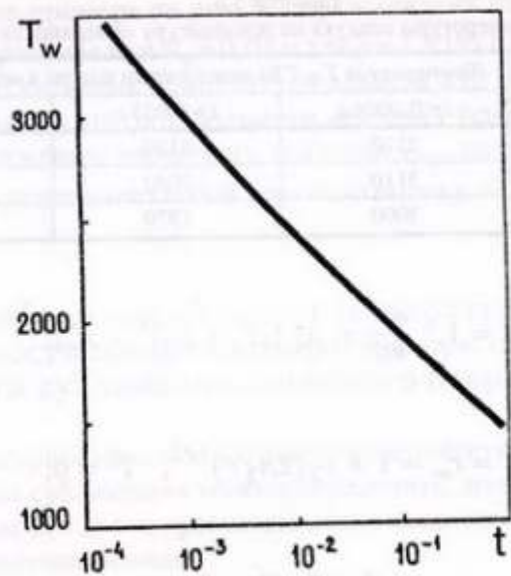


Рис. 5.3. Зависимость температуры поверхности ротора от времени

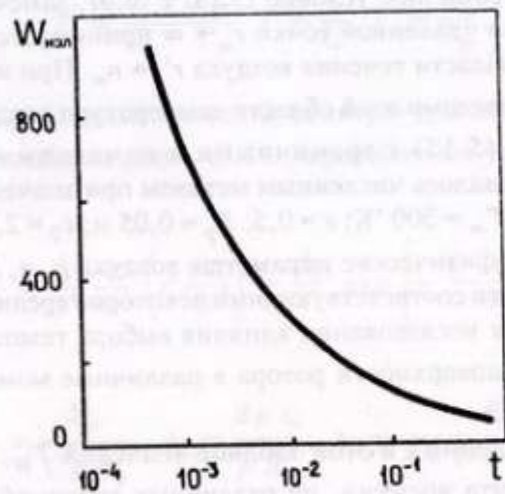


Рис. 5.4. Зависимость удельной мощности излучения ротора от времени

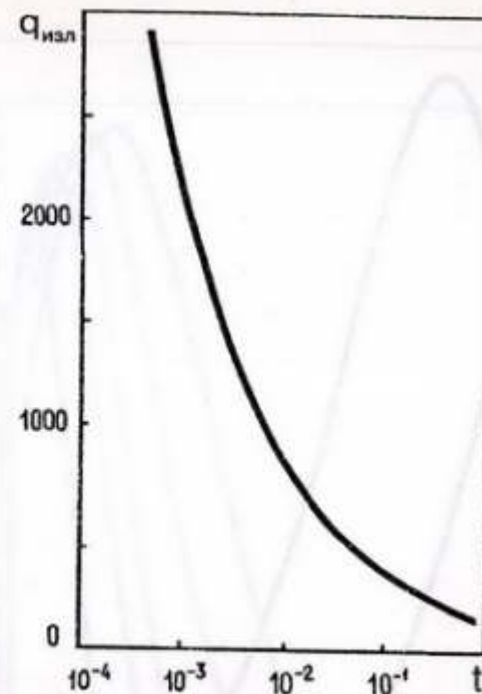


Рис. 5.5. Зависимость плотности потока излучения на поверхности ротора от времени

ная температура поверхности ротора при гидродинамических и теплофизических параметрах воздуха  $\rho, \mu, \lambda, C$ , соответствующих значению  $T_0 = 293 \text{ }^\circ\text{K}$ , дает верхнюю оценку для  $T_w$ . В дальнейшем расчеты выполнены для температуры  $T_0 = 293 \text{ }^\circ\text{K}$ .

При обсуждении варианта ротора ОТС без защитной вакуумной оболочки представляет интерес зависимость температуры  $T_w$  поверхности ротора от времени, представленная на рис. 5.3. 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 составляет около 2000  $^\circ\text{K}$ .

Разогрев до такой температуры вызовет интенсивное тепловое излучение с поверхности ротора. На рис. 5.4 для рассматриваемого примера показана зависимость мощности  $W_{\text{изл}}$  излучения в расчете на 1 м длины ротора, а на рис. 5.5 — зависимость плотности  $q_{\text{изл}}$  потока излу-

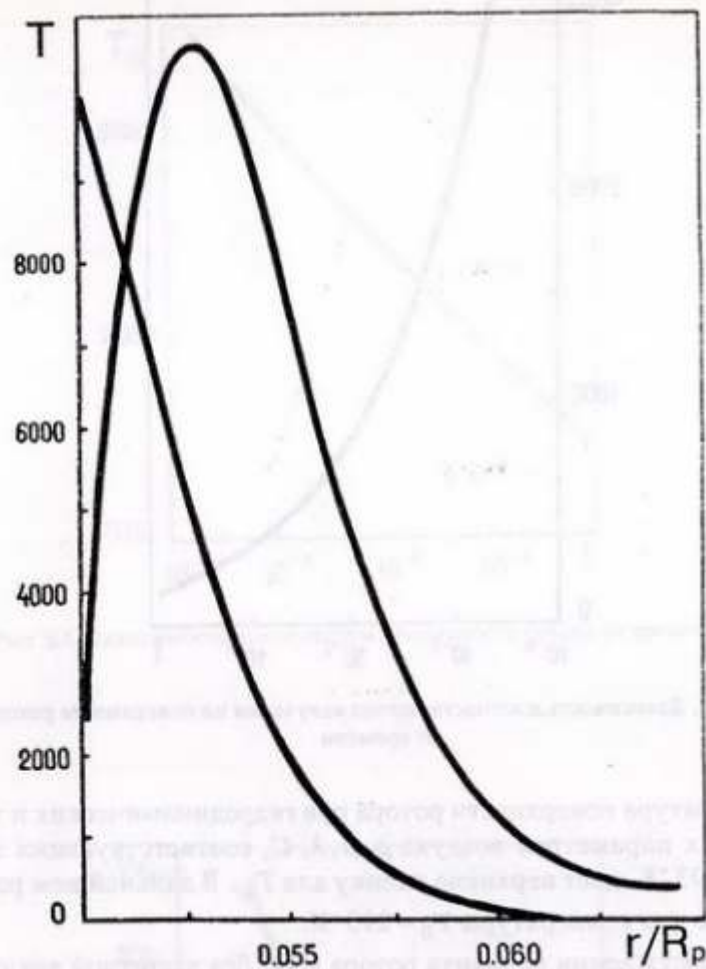


Рис. 5.6. Зависимость скорости воздуха и его температуры от радиальной координаты в момент времени  $t = 0,481$  с

чения на поверхности ротора от времени.  $W_{изл}$  и  $q_{изл}$  с учетом результатов решения уравнения (5.15) вычислялись по формулам

$$q_{изл} = \epsilon \sigma (T_W^4 - T_{\infty}^4), \quad W_{изл} = 2\pi R_p q_{изл}.$$

Здесь также наблюдается резкое снижение этих величин с течением времени.

Характер радиального распределения скорости воздуха и его температуры в окрестности ротора в фиксированный момент времени  $t = 0,48$  с представлен на рис. 5.6. Температурная кривая имеет ярко

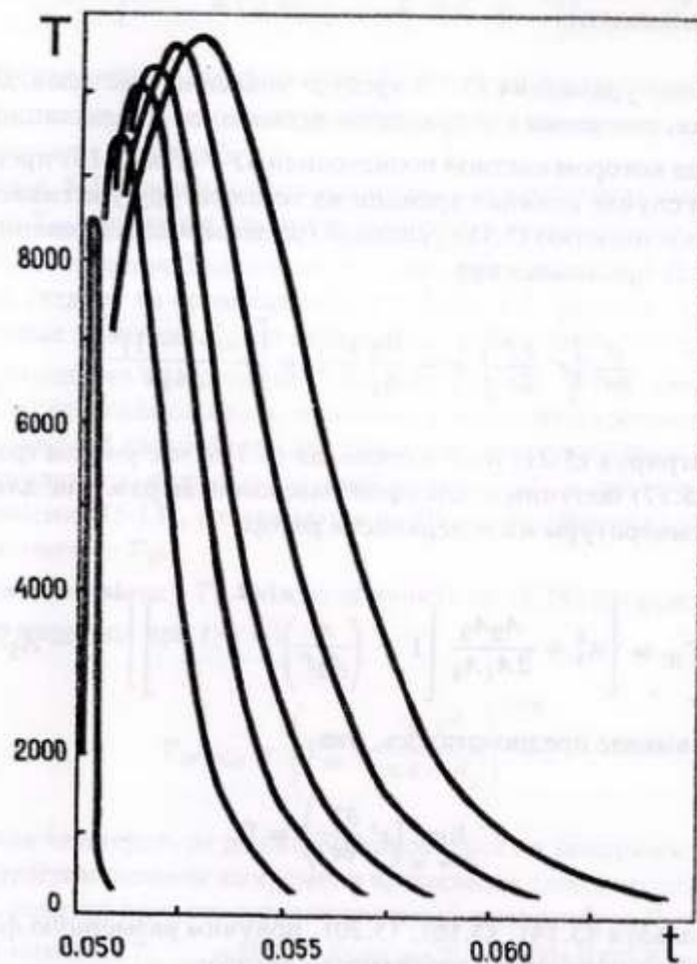


Рис. 5.7. Зависимость температурного профиля воздуха от времени

выраженный максимум, температура воздуха в пике превышает  $10^4$  °К.

Изменение температурного профиля во времени представлено на рис. 5.7. 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

$$\frac{\partial}{\partial r'} \left( r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = - \frac{A_3 r'}{A_1 t'} \exp \left[ - \frac{(r' - 1)^2}{A_2 t'} \right]. \quad (5.21)$$

Интегрируя (5.21) по  $r'$  в пределах от 1 до  $\infty$  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:

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		
	$t = 0,0006 \text{ c}$	$t = 0,03 \text{ c}$	$t = 0,06 \text{ c}$
293	4030	2470	2270
873	3870	2380	2200
2273	3800	2360	2180

$$T_W = \left\{ T_\infty^4 + \frac{\mu V_z^2}{\pi \epsilon \sigma R_p} \left[ 1 + \left( \frac{\pi \rho R_p^2}{A_2 t'} \right)^{1/2} \right] \right\}^{1/4} - A_5. \quad (5.24)$$

Определение  $T_W$  по формуле (5.24) менее точно по сравнению с непосредственным решением уравнения (5.13), но эта формула удобна при оценочных расчетах.

В табл. 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 табл. 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  $t \rightarrow \infty$ :

$$T_{W,\min} = \left( T_\infty^4 + \frac{\mu V_z^2}{\pi \epsilon \sigma R_p} \right)^{1/4}. \quad (5.25)$$

Такая температура должна установиться на поверхности ротора при его неограниченном во времени вращении в слое атмосферы. Если вязкость воздуха принять соответствующей температуре  $T_0 = 293 \text{ K}$ , то из (5.25) находим  $T_{W,\min} = 803 \text{ K}$ . Если же  $T_0 = 3000 + 5000 \text{ K}$ , то нижняя оценка температуры поверхности ротора  $T_{W,\min} = 1180 + 1300 \text{ K}$ . При  $T_0 = 10^4 \text{ K}$ , соответствующей температуре воздуха в пике (рис. 5.7), из (5.25) находим  $T_{W,\min} = 1490 \text{ K}$ .

## 5.6 Квазистационарный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора

Температура поверхности ротора, как следует из полученных выше результатов, для  $t \geq 0,05 \text{ c}$  достигает 1500—2000 °K. Для большин-

ства 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, т.к. 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

$$\frac{\partial}{\partial r'} \left( r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = - \frac{A_6 r'}{t} \exp \left[ - \frac{(r' - R_p')^2}{A_2 t} \right]. \quad (5.26)$$

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

$$r' = R_p', \quad T' = 1, \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = A_4 [(1 + A_5)^4 + A_5^4] + J', \quad (5.27)$$

$$r' \rightarrow \infty, \quad r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \rightarrow 0, \quad J' = \frac{J L R_{p0}}{\lambda (T_S - T_\infty)}. \quad (5.28)$$

Здесь  $A_2$  и  $A_4$  определяются по формулам (5.16), (5.20) и заменами  $R_p$  и  $T_*$  на  $R_{p0}$  и  $T_S$ .

Уравнения (5.8) динамики испарения защитного покрытия в безразмерной форме

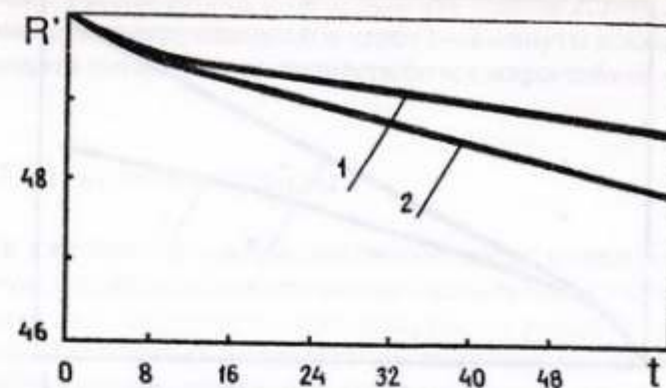


Рис. 5.8. Зависимость радиуса поперечного сечения ротора, имеющего сублимирующее покрытие, от времени

$$\frac{dR_p'}{dt'} = - A_7 J', \quad (5.29)$$

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  $\infty$  и привлекая граничные условия (5.27), (5.28) получим после преобразований формулу безразмерного массового потока

$$J' = - A_4 [(1 + A_5)^4 - A_5^4] + \frac{A_2 A_6}{2R'} + \frac{A_6}{2} \left( \frac{\pi A_2}{t'} \right). \quad (5.30)$$

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

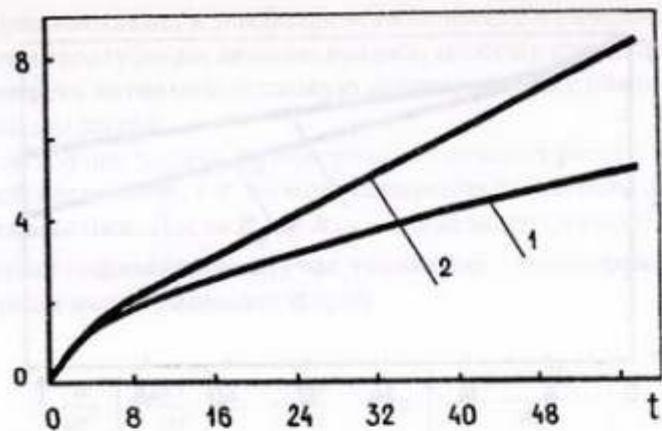


Рис. 5.9. Зависимость процентов потери массы ротора от времени

$$B_1 = A_4 A_7 [(1 + A_5^4)], \quad B_2 = \frac{A_2 A_6 A_7}{2}, \quad B_3 = \frac{A_6 A_7}{2} (\pi A_2)^{1/2}$$

В качестве начального условия для (5.31) принимаем

$$r' = 0, \quad R_p' = 1.$$

На рис. 5.8 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;  $L = 1,743 \cdot 10^6$  Дж/кг;  $\rho_W = 1500$  кг/м<sup>3</sup>). 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 рис. 5.9. При расчетах предполагалось, что средняя плотность ротора равна плотности его защитного покрытия.

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 минуты 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 —  $5 \cdot 10^3$ — $10^4$  кВт/м<sup>2</sup>. 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 за-

щитного, например, сублимирующего покрытия принимает максимальное значение в начальный момент времени, а затем быстро падает так, что через 0,05 сек. 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 сек. Этот период требует построения более точной математической модели.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При геокосмических грузопотоках 10—100 миллионов тонн в год в стратосферу с помощью ОТС можно попутно доставлять 1—20 миллионов 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 четырех процентов 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?

Управлять погодой можно будет и в Южном полушарии, т.к. на завершающей стадии подъема в космос ОТС будет совершать колебания относительно плоскости экватора. Важно, что такое вмешательство в кухню погоды будет экологически чистым, т.к. озон не будет чужеродным для озонового слоя.

\* А. Юницкий. Озоновый слой: щит — сегодня, саван — завтра? — Новости науки и техники. Приложение к вестнику АПН "Советская панорама", № 13(156). 5 мая 1988.

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 превысят затраты на реализацию грузового варианта ОТС (порядка триллиона долларов 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 процентов. Тогда на Земле будет произведено на 20 миллиардов тонн меньше сухого органического вещества ежегодно. Если оценить эту недополученную органику только как топливо по цене 50 долларов США за тонну условного топлива, а также учесть, что часть ее будет сельскохозяйственной продукцией, стоящей значительно дороже, то ущерб, который будет нанесен биосфере, составит более триллиона долларов в год. А как оценить ежегодное недополучение 10 миллиардов 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 жить-то земная цивилизация намерена не один год, поэтому, чтобы сносно существовать в будущем, 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 тоннели для движения высокоскоростных поездов на магнитном подвесе (скорость движения 1000 м/с). Тогда из Европы можно попасть в Америку или в Японию за 2—3 часа. Эстакаду можно строить постепенно, например, сначала по территории России. Каждый построенный километр будет окупаться, т.к. высокоскоростной транспорт позволит начать освоение

\* Не исключено, что система колец Сатурна — технократического происхождения, т.к. ракетный путь освоения космоса с этой планеты-гиганта по целому ряду технических причин невозможен. Но он возможен с помощью системы, аналогичной ОТС.

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 вдоль эстакады в малоосвоенных, экологически чистых районах с прекрасной природой и климатом десятков миллионов людей. Так будет построена почти половина длины эстакады ОТС, и начнет создаваться линейный город, основанный на принципах гармонии человека и природы. Затем эстакада будет продлена в Европу, до Великобритании, а на востоке, через Берингово море — до США (Алеутские острова) и Канады. Далее эстакада будет построена 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 году, если в ближайшее время приступит к проектно-изыскательским работам, а простейший грузовый вариант ОТС — введен в строй до 2050 года. Сразу же после этого начнется широкомасштабная индустриализация околоземного космического пространства, где в первую очередь, в течение первых десяти лет будет создана мощная энергетика (порядка миллиарда киловатт мощности), что позволит начать консервировать на Земле наиболее экологически опасные электростанции (атомные, тепловые и гидроэлектростанции) и наиболее загрязняющую окружающую среду топливо-перерабатывающую промышленность.

Наличие на орбите мощной энергетике позволит до конца будущего столетия перенести в космос почти всю ресурсо-добывающую 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, т.к. 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; наученные горьким опытом люди

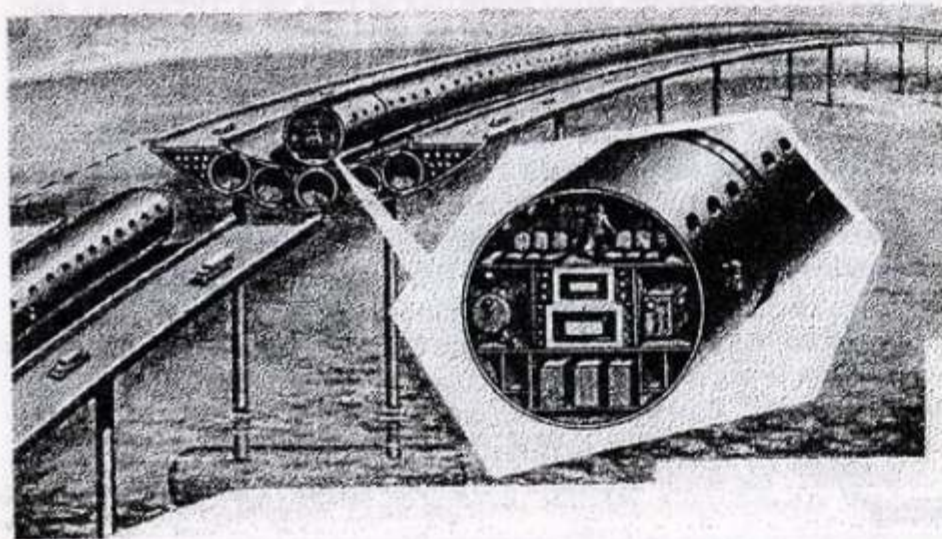


Рис. 1. Грузо-пассажирский ОТС

начнут осваивать и заселять Космос, исходя из вечной красоты и гармонии природы.

Анализ показывает, что даже в худших вариантах выполнения, например, при грузопотоке 10 миллионов тонн в год и КПД 50 процентов, стоимость доставки грузов на орбиту с помощью ОТС будет менее 10 долларов США за один килограмм, что в тысячи раз ниже современных цен. При этом каждые 100 миллионов киловатт мощностей запитки ОТС в мировую энергосистему (или, в зависимости от широты своего размещения всего 2,5—5 киловатт на погонный метр) обеспечат выведение в космос около 20 миллионов тонн грузов в год.

После того, как широтное грузовое ОТС вступит в строй и начнет индустриализация космического пространства, потребность в геокосмических перевозках будет резко расти. Вначале эта потребность

\* По заказу центра "Звездный мир" (г. Гомель) разработана схема линейного электродвигателя для ОТС с ожидаемым КПД 92 процента 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. — г. Москва, 1989).

\*\* Для сравнения: мощность крупнейшего ракетносителя "Энергия" (Россия), который способен вывести на орбиту всего 100 тонн грузов, также составляет величину около 100 миллионов киловатт.

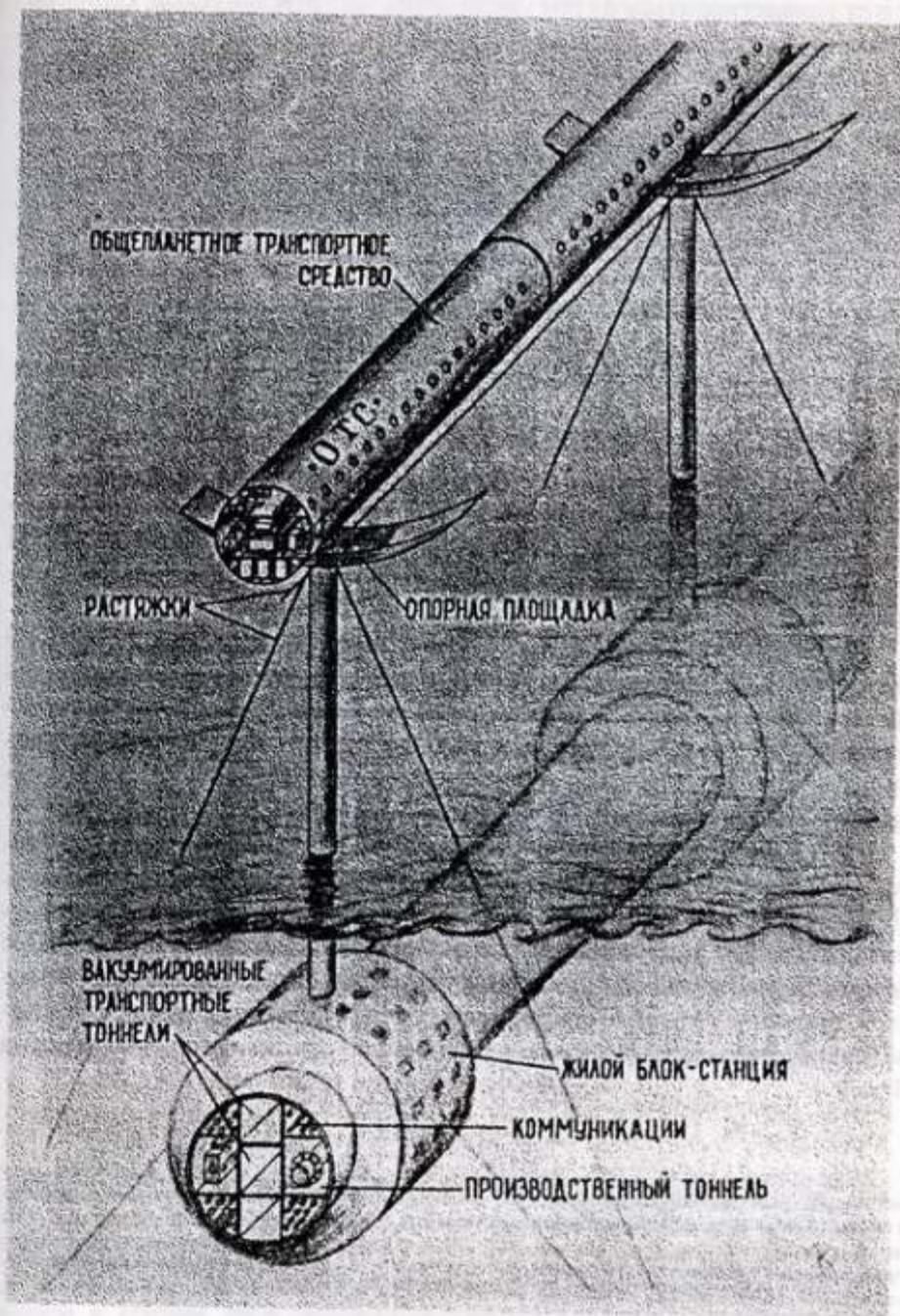


Рис. 2. Морской участок грузо-пассажирского ОТС

может 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 (рис. 1) с двумя стационарными роторами-маховиками. Такое ОТС, построенное из космического сырья по космическим технологиям и питаемое орбитальными электростанциями, будет многоразовым: оно может садиться на планету и выходить в космос. Благодаря трем кольцевым элементам, охватывающим планету (корпус и два ротора-маховика) 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 (рис. 2). Это может произойти в конце будущего века.

Описанная программа может показаться утопией, т.к. потребует значительных интеллектуальных, финансовых и материальных затрат, в то время, как на Земле сегодня огромное количество нерешенных проблем. Но в будущее средства будут вкладываться, чтобы сохранить цивилизацию, а не расходоваться на орудия убийства и гонку вооружений, как это происходит во всем мире сейчас.

По ряду прогнозов на вооружения в последней четверти двадцатого века будет истрачено в мире свыше 20 триллионов долларов 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.

\* Теоретически, при КПД двигателей 100 процентов, а это возможно при использовании сверхпроводников, ОТС сможет садиться на Землю и выходить обратно в космос без дополнительных затрат энергии, то есть в режиме "вечного двигателя". Это не противоречит законам физики, т.к. при установившихся и равных друг другу грузопотоках "на Землю" и "в космос" суммарная механическая работа равна нулю. А если количество грузов, доставляемых на Землю, превысит обратный грузопоток, то ОТС не только не потребляет энергию, а, наоборот, будет работать в режиме сверхмощной электростанции, мощность которой будет достигать 1 млрд. кВт и выше, если обратный грузопоток превысит величину 100 млн. тонн в год.

## 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;
$C$	— удельная теплоемкость;
$d$	— диаметр;
$E$	— модуль упругости материала ротора;
$\operatorname{erfc}(\xi)$	— 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;

$m_{кр}$  — 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;  
 $Q_r, Q_\varphi, Q_\psi$  — обобщенные силы;  
 $Q_*$  — суммарное тяговое усилие;  
 $q$  — тяговое усилие от одной секции электродвигателя;  
 $q_* = q/R$  — параметр движения системы;  
 $q_T$  — плотность подводимого теплового потока;  
 $q_\Sigma$  — тяговое усилие от электродвигателя;  
 $R$  — экваториальный радиус Земли;  
 $R_a$  — радиус сферы, ограничивающий плотную атмосферу;  
 $R_k$  — радиус круговой орбиты 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;  
 $r_\infty$  — 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;  
 $T_\infty$  — 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;  
 $v_a$  — скорость воздуха;  
 $W$  — радиальное ускорение;  
 $W_\Sigma$  — 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 радиальная скорость и ускорение ротора;  
 $X, Y, Z$  — координаты;  
 $\alpha$  — угол между касательными к траектории движения и экватору;  
 $\alpha_n$  — величина, зависящая от высоты слоя атмосферы;  
 $\beta = (V_0/V_1)^2$  — безразмерный параметр, зависящий от скорости ротора;  
 $\gamma$  — отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме;  
 $\delta$  — центральный угол дуги;  
 $\epsilon$  — заданная малая положительная величина;  
 $\epsilon_*$  — интегральная степень черноты поверхности ротора;  
 $\eta$  — массовый коэффициент полезного действия системы (отношение поднятой массы к исходной);  
 $\eta_\Sigma$  — энергетический коэффициент полезного действия системы;  
 $\eta_d$  — КПД двигателя;  
 $\kappa_\phi$  — коэффициент, зависящий от формы оболочки;  
 $\lambda$  — коэффициент теплопроводности воздуха;  
 $\mu$  — коэффициент динамической вязкости;  
 $\mu_0 = m_0/m_p$  — отношение масс элементов оболочки и ротора;  
 $\mu_1 = m_0/m$  — 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;



- $\mu_3$  — гравитационный коэффициент Земли;
- $\rho$  — плотность материала;
- $R_{кр}$  — радиус кривизны траектории движения ротора;
- $\rho_w$  — плотность материала покрытия ротора;
- $\rho_a$  — плотность атмосферы;
- $\rho_{a0}$  — начальная плотность атмосферы;
- $\sigma$  — постоянная Стефана-Больцмана;
- $\tau$  — период колебаний;
- $\varphi$  — угол поворота ротора;
- $\psi$  — угол поворота оболочки;
- $\psi_0$  — начальное значение угла  $\psi$ ;
- $\omega_3$  — угловая скорость вращения Земли;
- $\omega_p$  — угловая скорость вращения ротора;
- $\omega_{p0}$  — начальная угловая скорость вращения ротора.

1. Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М.: Машиностроение, 1975. — 624 с.
2. Гантмахер Ф.Р. Лекции по аналитической механике. — М.: Физматгиз, 1960. — 296 с.
3. Градштейн И.С., Рыжик И.М. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. — Изд. 5-е. — М.: Наука, 1971.
4. Грушинский Н.П., Грушинский А.Н. В мире сил тяготения. — М.: Недра, 1978. — 175 с.
5. Кларк Р.К., Каннингтон Дж.Р., Робинсон Дж.К. Пиролитические покрытия на жаропрочных теплозащитных экранах, увеличивающие степень черноты и снижающие каталитическую активность поверхности. Аэрокосмическая техника, 1987, №11. с. 60—67.
6. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения. — М.: Машиностроение, 1964.
7. Леже Л.Ж., Вайсентайн Дж.Т. Защита космических летательных аппаратов от воздействия атомарного кислорода. Аэрокосмическая техника, 1987, №2, с. 7—11.
8. Лойцянский Л.Г., Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1973. — 848 с.
9. Матвеев Н.М. Сборник задач и упражнений по обыкновенным уравнениям. — М.: Росвузиздат, 1962. — 291 с.
10. Нариманов Е.А. Космические солнечные электростанции. — М.: Знание, 1991, №3, 54 с.
11. Осадин Б.А. Взлетит ли колесо Юницкого? Энергия, 1989, №8, с. 50—54.
12. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Е. Тепловая защита. — М.: Энергия, 1976. — 392 с.
13. Прабху Д.К., Таниехилл Дж.К. Численный анализ обтекания КЛАМИ с учетом эффектов реального газа. Аэрокосмическая техника, 1987, №11, с. 60—67.
14. Салливан У. Мы не одни. — М.: Мир, 1967. — 383 с.
15. Справочник по технической механике. — Под ред. Динника. — М.: —Л.: Гостехиздат, 1949.
16. Тобер М.Э., Адельман Г.Г. Аэродинамический нагрев трансатмосферных летательных аппаратов. Аэрокосмическая техника, 1989, №3, с. 109—120.
17. Тобер М.Э., Мениз Г.П., Адельман Г.Г. Характеристики аэродинамического нагрева трансатмосферных летательных аппаратов.

- Аэрокосмическая техника, 1988, №6, с. 41—51.
18. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. —М.: Наука, 1964.
  19. Фертретт М. Основы космонавтики. —М.: Просвещение, 1969, — 114 с.
  20. Хантер Л.В., Пирини Л.Л., Конн Д.В., Бренза П.Т. Метод расчета абляции графитового покрытия возвращаемого аппарата при сверхзвуковых и дозвуковых скоростях полета. Аэрокосмическая техника, 1987, №8, с. 31—37.
  21. Чекалин С.В., Шатров Я.Т. Влияние пусков транспортных космических систем на атмосферу Земли. Космос и экология. —М.: Знание, №7, 1991.
  22. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. —М.: Наука, 1974. —712 с.
  23. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. —М.: Наука, 1965. —540 с.
  24. Юницкий А.Э. Пересадочная, космическая, кольцевая. Изобретатель и рационализатор, 1982, №4, с. 28—29.
  25. Юницкий А.Э. В космос ... на колесе. Техника — молодежи, 1982, №6, с. 34—36.
  26. Юницкий А.Э. В космос — без ракеты. Техника и наука, 1987, №4, с. 40—43.
  27. Юницкий А.Э. "Спасательный круг" планеты. Век XX и мир, 1987, с. 14—19.
  28. Юницкий А.Э. Озоновый слой: щит — сегодня, саван — завтра? Новости науки и техники. приложение к вестнику АПН "Советская панорама", 1988, №13.
  29. Юницкий А.Э. Геокосмические транспортные альтернативы. Программа центра "Звездный мир". Проект Земного шара будущего. —Каталог выставки. —М.: 1990, с. 33—35.
  30. Янке Е., Эмде Ф., Леш Ф. Специальные функции. —М.: Наука, 1977. —344 с.
  31. Бахвалов Ю.А., Бочаров В.И., Винокуров В.А., Нагорский В.Д. Транспорт с магнитным подвесом. Под ред. Бочарова В.И. и Нагорского В.Д. —М.: Машиностроение, 1991. —320 с.

## НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ОТЧЕТЫ

- I. Казбан А.М., Колодежнов В.Н., Юницкий А.Э. Проблемы выхода ротора ОТС на орбиту. —Воронеж-Гомель, 1989. —187 с.
- II. Кривко О.П., Логвинов Г.Ф., Юницкий А.Э. Анализ вариантов конструкции эстакады ОТС и ее оптимизация. —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. —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. —М.: 1989. —159 с.
- V. Хозин Г.С., Чапис А.А., Юницкий А.Э. Научные основы безракетной индустриализации космоса. —Гомель-Москва, 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. —Гомель, 1989. —180 с.
- VII. Юницкий А.Э. Программа "Экомир". —Академия Нового Мышления, Институт социальных и научно-технических инноваций. —М.: 1990. —82 с.

ЧАСТЬ 1. СТРУННАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА .....	3
Предисловие .....	3
ГЛАВА 1. Общая концепция СТС, как альтернативы существующим видам транспорта .....	7
ГЛАВА 2. Конструктивные варианты СТС .....	15
2.1. Принципиальная схема СТС .....	15
2.2. Струнная путевая структура .....	20
2.3. Опоры .....	29
2.4. Транспортный модуль .....	35
2.5. Технология строительства СТС .....	39
2.6. Техничко-экономическое сравнение транспортных систем .....	41
ГЛАВА 3. Задачи механики высокоскоростного транспорта .....	54
3.1. Динамика движения транспортных модулей по струнной направляющей .....	54
3.2. Прочность модулей и струнной направляющей .....	59
3.3. Трибология контакта колесо—струна .....	61
ГЛАВА 4. Динамическая модель и расчетные оценки параметров движения транспортных модулей по струнной транспортной линии (СТЛ) .....	67
4.1. Вывод уравнений движения струнной транспортной системы .....	67
4.2. Исследование колебаний гибкой струны (первое приближение СТЛ) .....	83
4.3. Колебания струнной транспортной системы с упругим корпусом .....	104
4.4. Численное исследование динамического прогиба пролета СТЛ .....	130
Условные обозначения .....	146
Литература .....	148

ЧАСТЬ 2. ОБЩЕПЛАНЕТНОЕ ТРАНСПОРТНОЕ СРЕДСТВО (ОТС) .....	151
ВВЕДЕНИЕ .....	151
1. Необходимость индустриализации космоса .....	151
2. Выбор критериев индустриализации космоса .....	154
3. Законы сохранения применительно к геокосмическому транспорту .....	159
3.1. Закон сохранения энергии .....	159
3.2. Законы сохранения импульса и момента импульса .....	160
3.3. Закон сохранения движения центра масс .....	162
3.4. Анализ законов сохранения применительно к ГКТ .....	162
4. Общепланетное транспортное средство .....	171
ГЛАВА 1. Динамика выхода ОТС в космическое пространство в экваториальной плоскости Земли .....	177
1.1. Постановка задачи .....	178
1.2. Дифференциальные уравнения движения элемента системы ротор — оболочка в атмосфере .....	179
1.3. Анализ уравнений движения системы в атмосфере .....	182
1.4. Динамика системы ротор—оболочка при движении в атмосфере .....	183
1.5. Динамика ротора на участке упругого растяжения в открытом космосе .....	186
1.6. Динамика колебательного движения ротора .....	189
1.7. Уравнения движения ротора на участке фрикционного расширения .....	194
1.8. Выбор участков упругого и фрикционного расширения. Динамика управляемого радиального движения ротора .....	198
1.9. Движение ротора на заключительном этапе .....	202
1.10. Задача о выводе ротора ОТС на орбиту. Пример .....	206
ГЛАВА 2. Динамика выхода ОТС на орбиту с диссипацией энергии за счет подъема оболочки .....	212
2.1. Управление движением элемента ротора—оболочки в атмосфере с учетом вращения оболочки .....	213
2.2. Динамика радиального движения системы в атмосфере .....	217
2.3. Радиальное движение системы с остановкой в положении $x = x'$ .....	219

2.4. Движение ротора и оболочки на последующих этапах .....	222
2.5. Движение системы на последнем этапе .....	227
2.6. Зависимость между параметрами системы на начальном и конечном этапах движения .....	230
2.7. Динамика системы при выходе на постоянную орбиту .....	235
2.8. Задача о выводе системы на промежуточную орбиту .....	240
2.9. Изменение радиального ускорения системы .....	242
<b>ГЛАВА 3. Маневрирование ротора с целью обхода объектов, движущихся в экваториальной плоскости .....</b>	<b>246</b>
3.1. Постановка задачи о маневрировании ротора ОТС .....	248
3.2. Дифференциальные уравнения движения ротора ОТС вне экваториальной плоскости .....	250
3.3. Методика решения задачи .....	255
3.4. Динамика свободного движения ротора. Решение задачи о выводе ротора из зоны притяжения планеты .....	257
3.5. Динамика ротора на этапе гашения углового движения .....	262
3.6. Движение ротора на этапе гашения радиального движения .....	266
3.7. Задачи о маневрировании ротора в условиях Урана и Сатурна .....	268
<b>ГЛАВА 4. Проблемы создания ускорителя для разгона ротора ОТС .....</b>	<b>274</b>
4.1. Система подъема ротора в центр оболочки .....	274
4.2. Проблемы создания линейного электродвигателя для разгона ротора до космических скоростей .....	278
4.3. Проект комбинированной системы разгона и левитации ротора .....	281
4.4. Задача о разгоне ротора ОТС .....	285
4.5. Динамика возмущенного движения ротора при нарушениях работы системы разгона .....	288
4.6. Другие возможные возмущения движения ротора при разгоне .....	293
<b>ГЛАВА 5. Оценка параметров процесса аэродинамического разогрева ротора ОТС при отсутствии защитной оболочки .....</b>	<b>299</b>
5.1. Результаты исследований разогрева аэродинамической техники. Обзор .....	299
5.2. Постановка задачи .....	302

5.3. Приближенный расчет параметров течения воздуха в окрестности поверхности ротора .....	305
5.4. Приближенный расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации защитного покрытия .....	308
5.5. Квазистационарный расчет температуры поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации .....	314
5.6. Квазистационарный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора .....	315
5.7. Некоторые выводы .....	319
Заключение .....	321
Условные обозначения .....	327
Литература .....	331
Оглавление .....	334

Список замеченных опечаток

Стр.	Абзац, строка или номер формулы	Исправление
69	2 абзац, 6 строка	Вместо " v " необходимо " v <sub>0</sub> "
70	формула (4.2)	В круглой скобке должно быть : $\left( u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right)$
71	левая часть формулы (4.7)	$E \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[ l \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left( u + \mu' \frac{\partial u}{\partial t} \right) \right] + \rho_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - T_1 \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = \dots$
73	левая часть формулы (4.16)	$\rho' \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = \dots$
74	формула (4.18)	Оператор в круглых скобках : $\left( c + v_s \frac{d}{dt} \right)$
75	5 строка сверху	С учетом равенств (4.18) запишем уравнения (4.17) в виде
80	нижняя строка, первые две круглые скобки	$= \sum_{i=1}^{l_0} \left[ (m_i + 2m_k) \frac{g}{2} + \left( c + v_s \frac{d}{dt} \right) (\dots) - \right.$
93	формула (4.56), 2 строка	$2u_0^{2 \text{ max}} = \dots = 2u_0^{1 \text{ max}} \left( 1 - \frac{l_1}{l_0} \frac{a}{a+v} \right) = 2u_0^{1 \text{ max}} \left( 1 - \frac{l_1}{l_0} \frac{a}{a+v} \right) \frac{a}{v}$
105	формула (4.70)	Добавить второе уравнение системы (4.39)
110	левые части формул (4.85) и (4.86)	$\frac{\partial \lambda_k(0,0)}{\partial \mu^*} = \dots; \quad \frac{\partial \lambda_k(0,0)}{\partial \mu_2} = \dots;$
115	формула (4.102), первый член 2 <sup>го</sup> уравнения	$q_{20}^* + \dots$
123 124	формулы (4.134), (4.135)	Второе слагаемое круглой скобки : $n \frac{z}{l_0}$
146	6 строка сверху	Вместо " v " необходимо " v <sub>0</sub> "
159	формула (2)	$V_r^2 = \frac{2\mu_3}{R} \left( 1 - \frac{R}{2r} \right) = V_2^2 \left( 1 - \frac{R}{2r} \right)$
160	формула (4)	$N_{II} = \dots = \frac{m_t \mu_3}{\eta R t} \left( 1 - \frac{R}{2r} \right) = \frac{m_t V_2^2}{\eta t} \left( 1 - \frac{R}{2r} \right)$
180	5 строка снизу	$\Delta L = 2\pi(r_p - R)$
180	3 строка снизу	$\delta = l/R$
181	конец 1 абзаца	...влиянием Q на высоте H <sub>a</sub> ≥ 100км можно пренебречь
182	конец 2 строки	V <sub>0</sub> - стартовая скорость ротора
183	3 абзац	$r_0 = 0,233g = 2,28 \text{ м/с}^2$
183	последняя строка	$F(x, \mu_1) = \frac{q}{x^2} \left( \frac{\beta}{1 + \mu_1} \frac{1}{x} - 1 \right)$

186	2 строка сверху	$d\varphi = \frac{\omega_0 dx}{x^2 [u(x)]^{1/2}}$
186	формула (1.14)	$\varphi = \omega_0 \int_x^z \frac{dx}{x^2 [u(x)]^{1/2}} = \omega_0 \Phi(x)$
186	формула (1.15)	$\varphi' = \varphi - \omega_3 t = \omega_0 \Phi(x) - \omega_3 P(x)$
188	конец 1 <sup>го</sup> абзаца	... относительно положения x <sub>k</sub>
192	1 строка	... проходит положение постоянной орбиты ...
192	4 абзац, 1 и 2 строка	$\Delta = x_{2k} - x_k = \dots; \quad \Delta = 1,5$
197	3 абзац, 2 строка	... не изменяются и на этапе [x <sub>2</sub> , x <sub>3</sub> ].
202	3 абзац, 3 строка	... где $u(x) = \dot{x}^2$ ...
203	формула (1.38)	$\dot{x} = F(x, 0) - f_g(x), x \geq x_g$
206	6 строка сверху	$\alpha_n = \frac{R}{H_0} = 995,736 - \dots$
215	формула (2.1)	$(m_p - m_0) \ddot{r} = m_p r \dot{\varphi}^2 + m_0 r \dot{\varphi}^2 - \dots$
216	1 и 3 строка	$\dot{x} = \frac{r}{R}, \dots, q = \frac{g}{R}, \dots$
217	последняя строка, множитель в квадратных скобках	$[q\beta_0 J_1(x) - qJ_2(x) - K_0 J_3(x)]$
220	4 строка снизу	$\dot{x} = \dots$
230	5 и 6 строки п. 2.3	Из сопоставления правых частей (2.28) и (2.8) вытекает : $(1 + \mu_{n-1})x_n - (1 + \mu_0)x_0 > -(\mu_0 - \mu_{n-1})\beta_e$
231	2 абзац, 3 строка	...x <sub>0</sub> и x <sub>n</sub> , аналогичное правилу равновесия рычага ...
233	формула (2.36)	$\varphi_n = \frac{\omega_3}{x_n^2}$
236	формула (2.41)	$\varphi + \mu_n \psi = \dots$
236	формула (2.42)	$\varphi - \psi = \frac{r_n^2}{r_k^2} \frac{\varphi_n + \mu_n \psi_n}{1 + \mu_n}$
253	3 абзац, 7 строка	..., где $\delta = l_0/r_{p0} = \frac{l}{r} \cos \psi$
253	формула (3.4)	$r - \varphi^2 r \cos^2 \psi - \psi^2 r = \frac{1}{m} Q_s$

254	3 уравнение системы (3.7)	$\psi + 2\psi \frac{x}{x'} + \alpha\beta \frac{\sin\psi}{x^4 \cos^3\psi} = \begin{cases} 0, \\ \frac{r}{x}, \\ \frac{r}{x} \sin\psi. \end{cases}$
255	формулы (3.9)-(3.10)	$x = F(x, G) = \begin{cases} 0, \\ 0, \\ r. \end{cases} \quad \psi + 2\psi \frac{x}{x'} + \alpha\beta \frac{\psi}{x^4} = \begin{cases} 0, \\ \rho/x \\ r\psi/x \end{cases}$ где
261	1 строка	$\psi_1(\infty) = -\frac{\psi_0}{\beta_{sp} - 1} = -\psi_0; \psi_2(\infty) = -\psi_0 \frac{1}{1 - \beta}.$
283	4 строка	$\dots \frac{(V_0^2 - V_1^2)}{V_1^2} \dots$
291	формула (4.10)	$t_{ij+1} = \left[ t_i^2 + \frac{3}{2} \left( \frac{M_p}{2W} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{L}{n} \right]^{\frac{2}{3}}$
292	формула (4.11)	Показатель степени в квадратных скобках : 1/3
295	4 строка снизу	$N = m \left( g \cos \alpha - \frac{V_a^2}{\rho} \right), V_a \leq V^* < V_1,$
315	формула (5.24)	$T_w = \left\{ T_w^4 + \frac{\mu V_z^2}{\pi \sigma R_p} \left[ 1 + \left( \frac{\pi \rho R_p^2}{2\mu} \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{\frac{1}{2}} \right\}^{\frac{1}{4}}$
318	1 строка	$B_1 = A_4 A_7 \left[ (1 + A_3)^4 - A_3^4 \right] \dots$
328	10 строка	$q_* = \frac{g}{R}$ - гравитационный параметр движения системы

*Научное издание*

Анатолий Эдуардович Юницкий  
**СТРУННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ:  
 НА ЗЕМЛЕ И В КОСМОСЕ**

Отзывы направлять по адресу:  
 246000, Республика Беларусь, г. Гомель,  
 ул. Кирова, 32а, ООО "ИнфоТрибо",  
 тел./факс 0232/52-78-48, тел. 0232/52-62-73

Напечатано на ризографе с оригинала-макета ООО "ИнфоТрибо".  
 Подписано в печать 21.12.95.  
 Формат издания 60×84/16. Печ. л. 22,7. Тираж 50 экз.

"ИнфоТрибо", г. Гомель, ул. Кирова, 32а  
 Лицензии: ЛП № 205, ЛВ № 413