

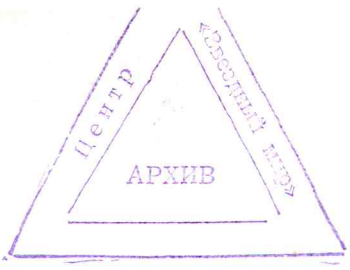
Советский фонд мира
Центр „Звездный мир“

Динамика выхода
ОТС в космос

Руководитель темы
КАЗБАН А.М.

Воронеж-Гомель

1 989



Центр "Звездный мир"

УДК 531.311+533.6.011.6

Экземпляр № 1

"УТВЕРЖДАЮ"

Директор Центра "Звездный мир",
научный руководитель программы ОТС

А.Э.Юницкий А.Э.Юницкий

" 17 " 07 1989 г.

О Т Ч Е Т

О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

"Анализ динамики выхода ОТС в космическое
пространство в экваториальной плоскости Земли"

12/ОТС

Руководитель ВГК

к.ф.-м.н., доцент ВГИ

Казбан А.М.Казбан

" 11 " июля 1989 г.

Воронеж, 1989

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Юницкий

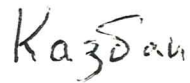
Анатолий Эдуардович,
научный руководитель
программы ОТС



Общие вопросы теории
движения ОТС

Казбан


Анатолий Максимович,
канд. физ.-мат. наук,
доц. каф. теоретической
механики Воронежского
технологического
института



I глава,
разделы I.I - I.II

Колодежнов

Владимир Николаевич,
канд. технических наук,
доц. каф. теоретической
механики Воронежского
технологического
института



2 глава,
разделы 2.I - 2.7

РЕФЕРАТ

Отчет 125 стр., 20 рис., 13 таблиц, 15 источников.

ОБЩЕПЛАНЕТНОЕ ТРАНСПОРТНОЕ СРЕДСТВО, ДИНАМИКА, УПРАВЛЕНИЕ,
ОРБИТА.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ, ЗАЩИТА.

В работе исследуется задача о движении ротора ОТС при выходе на орбиту в экваториальной плоскости Земли.

Получены дифференциальные уравнения движения ротора и вакуумируемой оболочки в атмосфере и движения ротора в космосе, найдены их интегралы. При самых общих предположениях о модели ротора и оболочки установлены основные закономерности движения, условия для неколебательного вывода на орбиту, необходимые соотношения между исходными параметрами и характеристиками орбиты.

Рассмотрены также некоторые оценки параметров аэродинамического разогрева и тепловой защиты ротора для того возможного варианта реализации ОТС, когда ротор в процессе подъема в атмосфере не находится в защитной оболочке.

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Список исполнителей	2
Реферат	3
Содержание	4
Введение	6
I. Динамика ротора ОТС на этапах движения в атмосфере и космосе при выводе на орбиту в экваториальной плоскости	9
I.1. Дифференциальные уравнения движения элемента системы ротор-оболочка на этапе движения в атмосфере	11
I.2. Анализ уравнений движения системы в атмосфере.....	14
I.3. Динамика системы ротор-оболочка в атмосфере.....	16
I.4. Динамика ротора на участке упругого растяжения в открытом космосе	20
I.5. Уравнения движения ротора на участке фрикционного расширения	24
I.6. Методика выбора точек разделения ротора на фрагменты и участков упругого и фрикционного расширения	30
I.7. Движение ротора на заключительном участке фрикционного расширения	34
I.8. Расчетные формулы для реализации задачи на ЭВМ.....	38
I.9. Анализ результатов решения задачи на ЭВМ	44
I.10. Выводы и рекомендации	55
I.11. Приложения	58
Приложение I. О движении ротора-оболочки в атмосфере	58

	стр.
Приложение П. Программа задачи о выходе ротора ОТС на орбиту	61
Список литературы к первой главе	68
2. Оценка некоторых параметров процесса аэродинамического разогрева ротора ОТС	69
2.1. Краткий обзор вопросов аэродинамического разогрева космической техники	69
2.2. Постановка задачи	72
2.3. Приближенный расчет параметров течения воздуха в окрестности поверхности ротора	77
2.4. Приближенный расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации защитного покрытия	79
2.5. Квазистационарный, приближенный расчет температуры поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации	101
2.6. Квазистационарный, приближенный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора	111
2.7. Некоторые предварительные выводы	120
Список литературы ко второй главе	125

В В Е Д Е Н И Е

В работе решается задача о движении ротора ОТС в атмосфере и открытом космосе при выходе на орбиту в экваториальной плоскости Земли. Целью исследования является определение основных закономерностей процесса выхода на орбиту в случае самых общих предположений относительно свойств ротора и условий его движения. В качестве модели ротора берется тонкое упругое кольцо с однородными механическими свойствами, с конечным числом разделений на фрагменты и последующих этапов расширения с учетом сухого трения между фрагментами.

В первой части работы движение ротора через атмосферу считается происходящим внутри вакуумируемой оболочки для изоляции быстродвижущегося ротора от воздушной среды. Оболочка участвует только в радиальном движении ротора, для воздушной среды берется модель стандартной атмосферы.

На основе полученных дифференциальных уравнений и их интегралов разработана методика определения основных динамических характеристик движения ротора в атмосфере и космосе: положения, определяемого полярными координатами, соответствующих скоростей и ускорений, времени движения, силы сопротивления атмосферы, деформаций ротора и его фрагментов, трения между ними. Показано, что в общем случае, при произвольно выбранных параметрах ротора его радиальное движение является колебательным.

Для решения задачи управления движением ротора — с целью гашения колебаний и вывода на заранее заданную орбиту — проведен анализ изменения радиального ускорения и скорости на этапах упругого растяжения, в моменты разделения на фрагменты и этапах

фрикционного расширения. При этом получены ограничения – в виде некоторых возможных областей изменения – на такие параметры, как жесткость ротора, сила трения между фрагментами. Учет ограничений на величину относительной деформации ротора позволяет выбрать число разделений на фрагменты и величины участков упругого и фрикционного расширения.

Проведенный анализ определил общую картину поэтапного движения ротора, степень влияния на него различных параметров, условий и т.д. Выявлено, что для формирования целенаправленного движения ротора – с обеспечением необходимых условий неколебательного выхода на орбиту – основную роль играют фрикционные силы. Предложена методика определения этих сил в зависимости от положения и радиальной скорости ротора: кусочно-постоянные значения на начальных участках фрикционного расширения и убывание по линейному закону на заключительном участке. Установлена зависимость между стартовой скоростью ротора и положением орбиты и орбитальной скоростью. Определено соотношение между исходными параметрами ротора и оболочки для начала радиального движения.

Результаты расчета на ЭВМ приводят к выводу о возможности только двух этапов движения ротора: небольшого по величине начального упругого и завершающего фрикционного с разделением на фрагменты; в этом случае верхняя граница изменения сил трения может быть снижена, чем облегчаются условия работы фрикционных элементов. Возможно также колебательное затухающее – с участием фрикционных сил – движение ротора к орбите; здесь величины таких сил уменьшаются в еще большей степени.

Во второй части работы рассмотрены некоторые оценки параметров аэродинамического разогрева ротора ОТС для того возмож-

ного варианта его движения в атмосфере, когда ротор в процессе подъема не находится в защитной оболочке. На основе предложенной – с целым рядом упрощающих допущений – математической модели процесса проведен расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора. Получено также соотношение для приближенной оценки температуры поверхности ротора.

Проведены исследования математической модели процесса испарения защитного – сублимирующего – покрытия, как возможного подхода к решению проблемы тепловой защиты ротора. Полученные на основе этих моделей оценочные результаты могут быть использованы в качестве основы при дальнейших исследованиях рассматриваемого варианта движения ротора в атмосфере.

I. ДИНАМИКА РОТОРА ОТС НА ЭТАПАХ ДВИЖЕНИЯ В АТМОСФЕРЕ И КОСМОСЕ ПРИ ВЫВОДЕ НА ОРБИТУ В ЭКВАТОРИАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

Исследуется 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: вращающийся по экватору с угловой скоростью ω_0 ротор, неподвижная оболочка. После освобождения от магнитных подвесов ротор приобретает также радиальное движение, сообщая его и оболочке. В общем случае, за счет электромагнитных взаимодействий, оболочка может получить вращательное движение. Но к моменту отделения оболочки ее угловая скорость, ввиду слабости взаимодействий и малости времени движения, будет незначительной; ниже исследуется вариант, когда вращательным движением оболочки можно пренебречь.

Движение системы ротор - оболочка, а затем, после сброса оболочки, ротора определяется по отношению к поступательно движущейся системе отсчета с началом в центре Земли, одна из осей (ось Z) направлена вдоль оси вращения Земли и ротора, оси X и y - в плоскости экватора. Влияния Солнца, Луны, других тел солнечной системы не учитываются по той же причине - их слабости и малой продолжительности этапа вывода на орбиту.

Принята следующая динамическая модель ротора: тонкое кольцо с начальным радиусом, равным экваториальному радиусу, с однородными механическими свойствами; на начальном этапе радиального движения учитывается его упругое растяжение; по достижении определенного значения относительной деформации следует разде-

ление ротора на фрагменты с телескопическим соединением; последующее их относительное перемещение происходит с учетом сухого трения – этап фрикционного расширения. После выхода соединительных элементов на упоры относительное перемещение фрагментов прекращается и начинается новый этап упругого растяжения, затем снова разделение на фрагменты, этап фрикционного расширения и т.д.; всего может быть несколько перемежающихся этапов упругого и фрикционного расширения ротора. На каждом этапе рассматриваются усредненные по длине ротора значения таких его характеристик, как масса единицы длины ротора, коэффициент упругости, сила трения и т.д.

Оболочка рассматривается как замкнутый тонкостенный тор, выдерживающий статическое и динамическое давление атмосферы, способный упруго растягиваться до выхода из плотной атмосферы и отделения от ротора. Форма оболочки в сечении может варьироваться от круговой до хорошо обтекаемой каплеобразной.

Исследуемая задача – в рамках принятой модели ротора и оболочки и других, оговоренных выше ограничений и свойств – определить:

- 1) общие условия, необходимые для вывода ротора на заранее заданную круговую орбиту – величину стартовой скорости V_0 ротора, соотношения между исходными параметрами для начала радиального движения, моменты разделения на фрагменты, величины участков упругого и фрикционного расширения и т.д.;
- 2) значения управляющего воздействия – в данном случае силы трения – для целенаправленного гашения энергии ротора в радиальном движении с целью вывода на орбиту;
- 3) динамическую картину радиального и вращательного движения

II

ротора - положение, скорость, ускорение на различных этапах, время движения и т.д.;

- 4) условия на конечном этапе, обеспечивающие одновременное обращение в нуль - в положении, определяющем заданную орбиту - радиальной скорости, ускорения и деформации фрагментов ротора, что необходимо для дальнейшего нахождения ротора на этой орбите.

I.I. Дифференциальные уравнения движения элемента системы ротор - оболочка на этапе движения в атмосфере

Для учета действия - прежде всего на энергетику движения - упругих сил и сил трения, представляющих собой внутренние силы системы, рассмотрим движение элемента, состоящего из дуги ротора и окружающей его оболочки с начальной длиной $l_0 = 1$ м и массами m_1 и m_0 (рис. I.I).

В качестве обобщенных координат системы берутся угол поворота φ и радиус r ротора; в этом случае кинетическая энергия элемента системы

$$T = \frac{1}{2} (m_1 r^2 \dot{\varphi}^2 + m \dot{r}^2), \quad (I.I)$$

где $m = m_1 + m_0$; $\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$ - угловая скорость ротора, $\dot{r} = \frac{dr}{dt}$ - радиальная скорость ротора и оболочки.

Силы, действующие на элемент.

I) Сила притяжения к центру Земли

$$G = m g \frac{R^2}{r^2}, \quad (I.2)$$

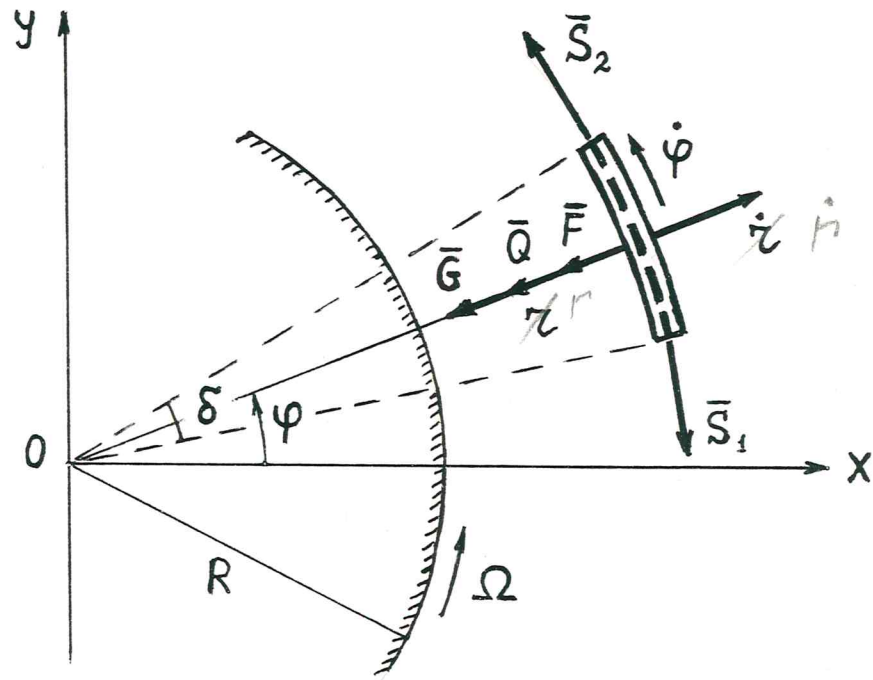


Рис. 1.1

Схема движения элемента системы ротор - оболочка

где $g = g_e + \Omega^2 R = 9,814 \text{ м/с}^2$ - ускорение силы тяжести на экваторе [1.1], Ω - угловая скорость Земли, R - радиус экватора.

2) Силы упругости \bar{S}_1 , \bar{S}_2 , действующие на концах выделенного элемента со стороны остальной части системы ротор - оболочка, при этом $S_1 = S_2 = S$, $S = C \cdot \Delta L$, где $C = C_1 + C_0$ - суммарная жесткость ротора - оболочки, $\Delta L = 2\pi(\tau - R)$ - деформация ротора и оболочки. Равнодействующая \bar{F} сил \bar{S}_1 и \bar{S}_2 приложена в центре элемента и направлена по радиусу к центру Земли; ее модуль равен: $F = 2S \sin \frac{\delta}{2}$, где $\delta = \frac{l}{R}$ - центральный угол, на который опирается дуга l . Ввиду малости δ можно записать $F = S \cdot \delta$ и окончательно

$$F = 2\pi c \ell \left(\frac{z}{R} - 1 \right). \quad (I.3)$$

3) Сила \bar{Q} сопротивления атмосферы; поскольку с ней контактирует оболочка, участвующая только в радиальном движении, то, с учетом убывания плотности атмосферы, имеем:

$$Q = \lambda g_0 \dot{z}^2 e^{-\alpha \left(\frac{z}{R} - 1 \right)}, \quad (I.4)$$

где λ — коэффициент, зависящий от формы оболочки, g_0 — начальная плотность атмосферы, α — величина, обеспечивающая малость $e^{-\alpha \left(\frac{z}{R} - 1 \right)}$ при значении $z_1 = R + h$, $h \approx 100$ км.

Используем формализм Лагранжа; в данном случае имеем:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}} - \frac{\partial T}{\partial \varphi} = 0;$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{z}} - \frac{\partial T}{\partial z} = -G - F - Q;$$

где $\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}} = m_1 z^2 \dot{\varphi}$; $\frac{\partial T}{\partial \varphi} = 0$; $\frac{\partial T}{\partial \dot{z}} = m \dot{z}$; $\frac{\partial T}{\partial z} = m_1 z \dot{\varphi}^2$.

Произведя дифференцирование и сделав некоторые преобразования и упрощения, получаем дифференциальные уравнения движения элемента ротора — оболочки на этапе движения в атмосфере:

$$\ddot{\varphi} z + 2\dot{\varphi} \dot{z} = 0; \quad (I.5)$$

$$\ddot{z} = \frac{m_1}{m} z \dot{\varphi}^2 - g \frac{R^2}{z^2} - \frac{2\pi c \ell}{m} \left(\frac{z}{R} - 1 \right) - \frac{\lambda g_0}{m} \dot{z}^2 e^{-\alpha \left(\frac{z}{R} - 1 \right)}. \quad (I.6)$$

Уравнение (I.6) приведено к форме уравнения относительного движения (если в качестве последнего рассматривать радиальное движение); первое слагаемое представляет собой ускорение от действия центробежной силы инерции элемента ротора.

1.2. Анализ уравнений движения системы в атмосфере

Не трудно заметить, что координата φ является циклической и, следовательно, имеется соответствующий первый интеграл.

Интегрирование (1.5) дает соотношение, отражающее закон сохранения кинетического момента системы относительно оси вращения ротора:

$$\tau^2 \dot{\varphi} = R^2 \omega_0 \quad \text{или} \quad \dot{\varphi} = \omega_0 \frac{R^2}{\tau^2} = \frac{V_0 R}{\tau^2}, \quad (1.7)$$

где $V_0 = \omega_0 R$ - стартовая линейная скорость ротора.

Соотношения (1.5) и (1.7) дают выражения углового ускорения $\ddot{\varphi}$ и угловой скорости $\dot{\varphi}$ ротора через τ , $\dot{\tau}$ и начальные параметры системы:

$$\ddot{\varphi} = -2\dot{\varphi} \frac{\dot{\tau}}{\tau} = -2V_0 R \frac{\dot{\tau}}{\tau^3}; \quad \dot{\varphi} = \frac{V_0 R}{\tau^2}. \quad (1.8)$$

В начальный момент, когда $\dot{\tau}_0 = 0$, $\tau_0 = R$ имеем:

$$\ddot{\varphi}_0 = 0, \quad \dot{\varphi}_0 = \frac{V_0}{R} = \omega_0;$$

в конечный, когда $\dot{\tau}_* = 0$, $\tau_* = R + H$ - заданный радиус орбиты, где H - ее высота над экватором:

$$\ddot{\varphi}_* = 0, \quad \dot{\varphi}_* = \frac{V_0 R}{\tau_*^2} < \omega_0.$$

Второе соотношение (1.8) - при известной зависимости $\tau = \tau(t)$ - позволяет получить выражение $\varphi = \varphi(t)$ в квадратурах и, тем самым, определить положение системы ротор - оболочка на этапе ее движения в атмосфере.

Из уравнения (1.6) можно определить начальную величину радиального ускорения и установить условие начала радиального

движения. При значениях $z_0 = R$, $\dot{z}_0 = 0$, $\dot{\varphi}_0 = \omega_0$ имеем:

$$\ddot{z}_0 = \frac{m_1}{m} R \omega_0^2 - g; \quad (I.9)$$

вводя безразмерные величины

$$\beta = \frac{R \omega_0^2}{g} = \frac{V_0^2}{R g}; \quad \mu = \frac{m_0}{m_1}, \quad (I.10)$$

получаем окончательно

$$\ddot{z}_0 = \left(\frac{\beta}{1+\mu} - 1 \right) g. \quad (I.11)$$

Отсюда вытекает необходимое условие для начала радиального движения ротора

$$\beta > 1 + \mu. \quad (I.12)$$

В физических величинах это соотношение принимает вид

$$V_0 > \sqrt{(1+\mu) R g} = \sqrt{\frac{m_1 + m_0}{m_1} R g}, \quad (I.13)$$

- условие, которому должны подчиняться начальная окружная скорость ротора и погонные массы m_1 , m_0 при подъеме системы.

Пусть $\mu = 0,5$; при значениях $R = 6,37 \cdot 10^6$ м и $g = 9,814$ м/с² имеем: $V_0 > \sqrt{1,5 R g} = 9,68 \cdot 10^3$ м/с = 9,68 км/с. Если учесть, что V_0 равна сумме: $V_0 = V_e + V_z$, где $V_e = \Omega R = 0,46$ км/с - скорость вращения вместе с Землей, V_z - дополнительная по отношению к Земле (относительная) скорость, то получаем - для начала подъема системы ротор - оболочка в случае $m_0 = 0,5 m_1$ необходимо разогнать ротор до скорости $V_z = V_0 - V_e > 9,22$ км/с.

Радиальное ускорение при этом будет небольшим; пусть $V_z = 10,72$ км/с, $V_0 = 11,18$ км/с, $\beta = 2$, $\mu = 0,5$, тогда $\ddot{z}_0 = \frac{1}{3} g = 3,27$ м/с². В дальнейшем, при расширении ротора и обо-

лочки, радиальное ускорение будет уменьшаться; отсюда можно заключить, что радиальная скорость \dot{z} при движении в атмосфере будет небольшой (по сравнению с окружной скоростью V_0 или V_z), небольшим, следовательно, будет и сопротивление атмосферы.

В этом случае может оказаться возможным вариант запуска ротора на орбиту без вакуумируемой оболочки: воздействие атмосферы сведется, в основном, к касательной (вязкой) силе сопротивления. В качестве защиты необходимо только покрыть ротор растяжимой сублимирующей оболочкой, рассчитанной на выгорание при движении ротора в плотных слоях атмосферы. Значительно упростится конструкция вакуумируемой оболочки (остающейся на Земле) и эстакады, уменьшатся значения $\beta > 1$ ($\mu = 0$) и, следовательно, V_0 , расход энергии и т.д. Этот вариант требует специального анализа, в частности, с точки зрения экологии — последствий прохождения нагретого ротора через атмосферу.

Некоторые аспекты движения ротора в атмосфере без вакуумируемой оболочки рассматриваются во второй части отчета.

1.3. Динамика системы ротор — оболочка в атмосфере

Заменяя в уравнении (1.6) $\dot{\varphi}$ с помощью интеграла (1.7), используя обозначения (1.10) и переходя к безразмерной координате $X = \frac{z}{R} \gg 1$, запишем дифференциальное уравнение радиально-го движения в виде:

$$\ddot{X} = q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \cdot \frac{1}{X^3} - \frac{1}{X^2} \right) - K_0 (X-1) - \rho \dot{X}^2 e^{-\alpha(X-1)}, \quad (1.14)$$

где $\dot{X} = \frac{\dot{z}}{R}$, $\ddot{X} = \frac{\ddot{z}}{R}$, а также введены следующие безразмерные или частично безразмерные коэффициенты:

$$q = \frac{g}{R}; \quad K_0 = \frac{2\pi c v}{m R}; \quad \rho = \frac{\lambda \rho_0 R}{m}. \quad (\text{I.15})$$

Радиальное ускорение \ddot{X} убывает от начального значения $\ddot{X}_0 = q \left(\frac{\beta}{1+\mu} - 1 \right)$ (см. (I.11)) до значения $\ddot{X}_1 = q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \frac{1}{X_1^3} - \frac{1}{X_1^2} \right) - K_0(X_1 - 1)$ в положении $X_1 = \frac{r_1}{R} = \frac{R+h}{R} = 1 + \frac{h}{R}$, где влияние атмосферы исчезает и происходит сброс оболочки. При этом возможны два случая: 1) $\ddot{X}_1 \geq 0$ и 2) $\ddot{X}_1 < 0$. В первом случае имеем очевидное ограничение на величину K_0 :

$$K_0 \leq \frac{q}{X_1 - 1} \left(\frac{\beta}{1+\mu} \frac{1}{X_1^3} - \frac{1}{X_1^2} \right); \quad (\text{I.16})$$

воспользовавшись соотношениями (I.10) и (I.15), это ограничение можно выразить через соответствующие начальные параметры системы. Во втором случае необходимо обеспечить условие необращения в нуль радиальной скорости \dot{X} , что будет рассмотрено ниже.

Умножим обе части уравнения (I.14) на dx ; левая часть при этом преобразуется к виду:

$$\ddot{X} dx = \frac{d\dot{X}}{dt} dx = d\dot{X} \frac{dx}{dt} = d\dot{X} \cdot \dot{X} = d\left(\frac{\dot{X}^2}{2}\right).$$

Проинтегрируем полученное соотношение с пределами X_0 и X , \dot{X}_0 и \dot{X} ; получаем:

$$\frac{\dot{X}^2}{2} \Big|_{\dot{X}_0}^{\dot{X}} = q \left[\frac{\beta}{1+\mu} \left(-\frac{1}{2X^2} \right) - \left(-\frac{1}{X} \right) \right] \Big|_{X_0}^X - K_0 \left[\frac{X^2}{2} - X \right] \Big|_{X_0}^X - \rho \int_{X_0}^X \dot{X}^2 e^{-\alpha(X-1)} dx.$$

Подставив пределы и сделав простые преобразования, находим выражение \dot{X}^2 на этапе движения в атмосфере:

$$\dot{X}^2 - \dot{X}_0^2 = (X - X_0) \left[q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \frac{X+X_0}{X^2 \cdot X_0^2} - \frac{2}{X \cdot X_0} \right) - K_0(X+X_0-2) \right] - 2\rho \int_{X_0}^X \dot{X}^2 e^{-\alpha(X-1)} dx.$$

Окончательно, имея в виду значение $\dot{X}_0 = 0$, $X_0 = 1$, получаем:

$$\dot{X}^2 = (X - X_0) \left[q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \frac{X+X_0}{X^2 \cdot X_0^2} - \frac{2}{X \cdot X_0} \right) - K_0 (X - X_0) \right] - 2a(X, X_0), \quad (I.17)$$

где величина

$$a(X, X_0) = \rho \int_{X_0}^X \dot{X}^2 e^{-\alpha(X-1)} dX, \quad a(X_0, X_0) = 0, \quad (I.18)$$

представляет собой долю работы сил сопротивления атмосферы, приходящуюся (с учетом перехода к безразмерным величинам) на единицу массы ротора - оболочки. При реализации задачи на ЭВМ эта величина определяется путем численного интегрирования.

Выражение (I.17) представляет собой следствие теоремы об изменении кинетической энергии в радиальном движении ротора - оболочки с учетом сил упругости и сопротивления атмосферы: \dot{X}^2 является удвоенной долей кинетической энергии (в полубезразмерной форме), приходящейся на единицу массы ротора - оболочки. Вычисляя из (I.17) $\dot{X}(X)$ и умножая на R , находим величину радиальной скорости $V_{\text{раг}} = \dot{X}(X) \cdot R$ в зависимости от положения X или радиуса $r = X \cdot R$ системы.

Радиальная скорость \dot{X} возрастает от значения $\dot{X}_0 = 0$ до некоторого наибольшего значения. Если $\ddot{X}_1 \geq 0$, то наибольшее значение \dot{X} на этапе движения в атмосфере достигается в точке X_1 ; если $\ddot{X}_1 < 0$, то в точке X' , $X_0 < X' < X_1$, где ускорение \ddot{X}' обращается в нуль, становясь затем отрицательным. Условие необращения в нуль скорости \dot{X} на этапе движения в атмосфере имеет вид:

$$\dot{X}_1^2 = (X_1 - X_0) \left[q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \frac{X_1+X_0}{X_1^2 \cdot X_0^2} - \frac{2}{X_1 \cdot X_0} \right) - K_0 (X_1 - X_0) \right] - 2a(X_1, X_0) > 0, \quad (I.19)$$

что также можно выразить через параметры системы, в том числе определяющие ее аэродинамику.

Наличие двух интегралов: (I.7) и (I.17) - позволяет решить в квадратурах задачу об определении закона движения системы на этапе движения в атмосфере. Пусть $u(x)$ - правая часть (I.17), тогда $\dot{x} = \sqrt{u(x)}$; отсюда

$$\frac{dx}{\sqrt{u(x)}} = dt. \quad (I.20)$$

После интегрирования получаем

$$t = \int_{x_0}^x \frac{dx}{\sqrt{u(x)}} = P(x), \quad (I.21)$$

что означает момент времени, когда достигается положение x . Решая (I.21) относительно x , можно найти зависимость

$$x = x(t). \quad (I.22)$$

Согласно (I.7) имеем: $d\varphi = \frac{v_0 R}{r^2} dt = \frac{v_0}{R} \frac{dt}{x^2} = \omega_0 \frac{dt}{x^2}$; воспользовавшись (I.20), получаем: $d\varphi = \frac{\omega_0}{x^2 \sqrt{u(x)}} dx$, откуда

$$\varphi = \omega_0 \int_{x_0}^x \frac{dx}{x^2 \sqrt{u(x)}} = \Phi(x). \quad (I.23)$$

Здесь φ - абсолютный угол поворота ротора по отношению к системе отсчета $Oxyz$. Угловое положение φ' по отношению к системе отсчета $Ox'y'z'$, связанной с Землей и вначале совпадавшей с $Oxyz$, определяется соотношением

$$\varphi' = \varphi - \Omega t = \Phi(x) - \Omega P(x). \quad (I.24)$$

Используя зависимость (I.22), можно выразить φ и φ' в функции t :

$$\varphi = \varphi(t), \quad \varphi' = \varphi'(t). \quad (I.25)$$

Таким образом, исходные дифференциальные уравнения, имея первые интегралы, позволяют получить в квадратурах соотношения, полностью определяющие динамику системы ротор – оболочка на этапе движения в атмосфере.

1.4. Динамика ротора на участке упругого растяжения в открытом космосе

После выхода из плотных слоев атмосферы, т.е. в положении $x_1 = 1 + \frac{h}{R}$, происходит сброс оболочки. Поскольку она не участвовала во вращательном движении, то уравнение (1.5) и интеграл (1.7) остаются неизменными.

Уравнение радиального движения меняется: 1) сопротивление атмосферы не учитывается; 2) величина $\mu = 0$; 3) коэффициент K_0 меняется на

$$K_1 = \frac{2\pi c_1 \ell}{m_1 R}, \quad (1.26)$$

где c_1 и m_1 – жесткость ротора и масса его элемента ℓ . В этом случае уравнение (1.14) принимает вид:

$$\ddot{x} = q \left(\frac{\beta}{x^3} - \frac{1}{x^2} \right) - K_1 (x - x_0), \quad x \geq x_1. \quad (1.27)$$

Таким образом, радиальное ускорение увеличивается в точке x_1 скачком – в силу того, что $\beta > \frac{\beta}{1+\mu}$ и $K_1 < K_0$; при дальнейшем расширении ротора радиальное ускорение монотонно уменьшается. Как и раньше, имеют место два случая. 1) Если ускорение в конце предыдущего этапа удовлетворяло условию $\ddot{x}_1 \geq 0$, то после сброса оболочки \ddot{x} скачком увеличивается, принимая значение $\ddot{x}_{1,0} > \ddot{x}_1$, и радиальное движение ускоряется. (Здесь через $\ddot{x}_{1,0}$ обозначена величина ускорения в начале перво-

го этапа движения в космосе). 2) Если $\ddot{X}_1 < 0$, то для того, чтобы движение ротора не замедлялось, надо потребовать выполнения условия

$$\ddot{X}_{1,0} = q \left(\frac{\beta}{X_1^3} - \frac{1}{X_1^2} \right) - K_1 (X_1 - X_0) > 0; \quad (I.28)$$

в этом случае в положении X_1 скорость \dot{X} принимает некоторое минимальное значение, образуя угловую точку.

В дальнейшем считаем, что $\ddot{X}_{1,0}$ и $\dot{X}_{1,0} = \dot{X}_1$ удовлетворяют условиям: $\ddot{X}_{1,0} > 0$; $\dot{X}_{1,0} > 0$.

Интегрируя аналогично предыдущему уравнение (I.27) в пределах X_1 и $X \geq X_1$, $\dot{X}_{1,0} = \dot{X}_1$ и \dot{X} , получаем выражение скорости \dot{X} на I этапе упругого растяжения ротора в космосе:

$$\dot{X}^2 = \dot{X}_1^2 + (X - X_1) \left[q \left(\beta \frac{X + X_0}{X^2 \cdot X_1^2} - \frac{2}{X \cdot X_1} \right) - K_1 (X + X_1 - 2X_0) \right]. \quad (I.29)$$

Таким образом, соотношения (I.27) и (I.29) определяют значения \ddot{X} и \dot{X} в зависимости от положения X ротора, что является решающим фактором в задаче об управлении его движением с целью вывода на орбиту. Следует только отметить, что управление с помощью упругих сил, а точнее, выбором коэффициента упругости ротора - не является эффективным. На самом деле, в точке орбиты X_* радиальное ускорение \ddot{X}_* и скорость \dot{X}_* должны удовлетворять следующим необходимым условиям - одновременному обращению в нуль:

$$\ddot{X}_* = \dot{X}_* = 0. \quad (I.30)$$

Эти условия трудно, точнее - невозможно - выполнить с помощью выражений (I.27) и (I.28). Действительно, в силу монотонного изменения (уменьшения) ускорения $\ddot{X}(X)$ оно может обратиться в нуль на некотором отрезке, допустим $[X_1, X_*]$,

только один раз; пусть это будет в точке X' , $X_1 < X' < X_*$. Будучи отрицательным на второй части отрезка — от X' до X_* — оно может обратить в нуль скорость \dot{X}_* , но само будет отличным от нуля. Дальнейшее движение ротора будет попятным, в обратном направлении. Когда будет пройдено положение X' , ускорение станет положительным, скорость попятного движения станет убывать вплоть до нуля, после чего цикл движения повторится. Получаем колебательное движение ротора вокруг положения X' .

Итак, сочетание центробежной силы, силы тяготения и упругой силы приводит только к одному результату — колебательному движению ротора.

Достижению цели препятствует в данном случае и то обстоятельство, что деформации ротора могут меняться в некоторых, сравнительно небольших пределах, связанных с упругими, пластическими, прочностными и другими свойствами материалов ротора, в то время как размахи колебаний достигают больших, сравнимых с радиусом Земли, значений.

Исключение упругих сил — при расширении ротора со свободным соединением фрагментов без сопротивления трения — ничего не меняет, приводя к радиальным колебаниям ротора вокруг положения X_* . Действительно, до точки X_* , где $\ddot{X}(X_*) = 0$ (см. также п. I.7) ускорение \ddot{X} положительно, поэтому скорость \dot{X} постоянно растет, достигая в точке X_* максимума. После прохождения положения X_* ускорение $\ddot{X} < 0$, увеличиваясь по модулю, а скорость убывает, достигая в некоторой точке $X_{**} > X_*$ нулевого значения; в результате ротор начнет обратное движение.

Предварительные расчеты, проведенные при составлении алгоритма задачи о выводе ротора на орбиту (с целью определения ос-

новых свойств его движения на различных этапах), полностью подтверждают вышеприведенные рассуждения. Счет велся по формулам (I.14), (I.17), (I.27), (I.29) и другим, приводимым ниже, в отдельных, характерных точках: X_0 , X_1 , X' (где $\ddot{X}' = 0$), X_2 , где происходило I-ое разделение на фрагменты и др., в том числе X_* . Результаты однозначно показывают: постепенное уменьшение ускорения, за исключением точки X_1 , где сбрасывается оболочка, а также точек, где происходит разделение на фрагменты; стремительное возрастание радиальной скорости, достижение ею максимального значения в точке X' и т.д., в итоге – колебательный характер движения ротора.

Для свободного расширения ротора, когда относительное перемещение фрагментов происходит без трения, получен следующий результат, подтверждаемый числовыми расчетами. Если пренебречь сопротивлением атмосферы и другими противодействиями, то, обозначив через $V_{окр}^* = \dot{\varphi}_* \cdot X_* \cdot R$ окружную скорость ротора в положении X_* , $V_{раг}^* = \dot{X}_* \cdot R$ – радиальную скорость в этом же положении, получаем соотношение

$$V_0^2 = (V_{окр}^*)^2 + (V_{раг}^*)^2, \quad (I.31)$$

что вытекает из закона сохранения механической энергии ротора. Для значения $X_* = 1,5$ (см. п. I.7) получено: $V_0 = 9,68$ км/с, $V_{окр}^* = 6,45$ км/с, $V_{раг}^* = 7,22$ км/с. Не трудно убедиться, что эти значения подчиняются соотношению (I.31).

Отметим, что максимальная величина скорости радиального движения – при свободном расширении ротора – и, следовательно, его кинетической энергии, достигают больших значений, сравнимых с начальными, стартовыми значениями этих величин. Именно такую кинетическую энергию радиального движения – за исключением по-

терь на преодоление сопротивления атмосферы и подъем оболочки - предстоит погасить при выводе ротора на орбиту. Порядок ее достигает значения

$$T_{\text{раг}}^* = \frac{1}{2} M (V_{\text{раг}}^*)^2 = \frac{10^9 \text{ кг} \cdot (7,22)^2 \cdot 10^6 \text{ м}^2/\text{с}^2}{2} = 26 \cdot 10^{15} \text{ Дж}, \quad (1.32)$$

где $M = 10^9$ кг - масса ротора.

Колебательный характер радиального движения ротора - в указанных случаях - привел автора идеи ОТС к необходимости использования диссипативных сил, в частности, сил сухого трения, что выразилось в предложении о промежуточных разделениях ротора на фрагменты с их телескопическим соединением и последующих этапах фрикционного расширения. Как будет показано ниже, это единственный - в рамках принятой физической модели ротора - эффективный способ гашения радиальной скорости, придания движению ротора неколебательного характера и выполнения условий (1.30) выхода на постоянную орбиту. При этом (см. п.1.7) положение орбиты X_* можно задавать заранее.

Если правую часть (1.29) обозначить как $U_1(x)$, то, повторив рассуждения п.1.3, можно получить зависимости: $\dot{x} = \sqrt{U_1(x)}$, $t = P_1(x)$, $x = x(t)$, $\varphi = \Phi_1(x)$ и $\varphi = \varphi(t)$, - аналогичные (1.20)-(1.25), т.е. полностью определить динамические характеристики движения ротора как в зависимости от положения x , так и от времени t .

1.5. Уравнения движения ротора на участке фрикционного расширения

Пусть в точке $x_2 > x_1$ происходит разделение ротора на фрагменты. Поскольку таких разделений может быть несколько,

допустим N (происходящих последовательно и разделяемых конечными промежутками времени), то каждое разделение является частичным: разделяется только N -ая часть общего числа частей ротора (назовем их сегментами), предназначенных к разделению на фрагменты. Число и размеры сегментов (и фрагментов) должны быть рассчитаны из условия возможности выхода на орбиту радиусом $r_* = \chi_* \cdot R$ и свободного (телескопического) соединения фрагментов, исключающего появление деформаций и позволяющего совершать небольшие перемещения относительно друг друга. (Возможны, очевидно, и другие способы разделения на фрагменты, например, сразу во всех сегментах; мы ограничимся рассмотрением указанного.)

Таким образом, после разделения ротор представляет собой систему перемежающихся целых, неразделенных еще сегментов, и раздвигающихся фрагментов, соединенных телескопически. Для предотвращения резкого сжатия всех этих элементов ротора, растянутых на участке упругого расширения, предусмотрено их подтормаживание с помощью сил трения между фрикционными элементами фрагментов. Но главное, силы трения являются единственным эффективным средством диссипации кинетической энергии радиального движения ротора и гашения его колебаний. При этом считается, что силы трения могут изменяться по некоторой программе в зависимости от положения ротора — по крайней мере на заключительном этапе движения. Это может быть достигнуто за счет изменения нормального давления между фрикционными элементами или изменения коэффициента трения на разных участках.

Гасимая энергия радиального движения переходит в тепловую и рассеивается затем в космосе. На фрикционные элементы при этом изнашиваются, претерпевая значительные тепловые и механи-

ческие нагрузки. Именно поэтому представляется рациональным взятый для рассмотрения способ поочередного, по отдельным сегментам, разделения на фрагменты: их фрикционные элементы, отслужив на данном этапе и, возможно, потеряв необходимые свойства, в дальнейшем не используются, замещаясь другими на очередных сегментах.

Фрикционные элементы могут быть расположены на концах внутренних фрагментов, выдвигающихся из внешних, служивших оболочкой для первых. Но, возможно, более рационально эти элементы располагать равномерно по длине внутренних фрагментов или по какому-то другому правилу. Это послужит более равномерному их износу, облегчит также задачу управления величиной общей, суммарной силы трения.

Итак, на участке фрикционного расширения ротор представляет собой систему неразделившихся еще сегментов и раздвигающихся фрагментов с разными упругими, прочностными и другими свойствами, различными удельными массами и т.д. Действующие силы также разнообразны: кроме центробежных и гравитационных сил, пропорциональных массам элементов, действуют силы трения и упругие силы, возникающие за счет натяжения элементов силами трения. Для разных пар соединяющихся друг с другом фрагментов относительные перемещения могут быть различными и, вообще, неизвестными заранее; неизвестны будут и их деформации. Можно, очевидно, составить уравнения движения такого ротора, но с намного большим числом степеней свободы. При расчете движения конкретного ротора, с заданными механическими свойствами, конкретным устройством системы разделения на фрагменты, с известными свойствами фрикционных элементов и т.д. — составление полной

схемы движения, вывод соответствующих дифференциальных уравнений, их анализ и решение будут необходимы.

На данном этапе, имея в виду поставленную задачу исследования общей динамической картины движения ротора при выводе на орбиту, ограничимся моделью ротора с усредненными свойствами: средним значением удельной массы $m_2 = \frac{m_1}{X_2}$ (после деления в точке X_2), средними величинами сил трения $F_{тр}$ и т.д. Натяжение элементов ротора, создаваемое силами трения, приводит к их деформации, но значительной меньшей – за счет возможности относительного перемещения фрагментов. Другая, более весомая причина, заключается в том, что жесткость элементов ротора рассчитывается в этом случае по формуле [1.2], с.264 :

$$C_{ik} = \frac{E_i \cdot S_i}{L_{ik}}, \quad (1.33)$$

где E_i – модуль Юнга материала i -го фрагмента, S_i – площадь его поперечного сечения, L_{ik} – расстояние между фрикционными элементами с номерами k и $k+1$. Средняя жесткость ротора на участке упругого расширения определялась аналогично

$$C_1 = \frac{E \cdot S}{L}. \quad (1.34)$$

Но если величины E_i , S_i сравнимы со средними значениями E и S , то L_{ik} намного меньше общей длины ротора L . Поэтому жесткость C_{ik} на несколько порядков превышает C_1 и на отдельных участках – между фрикционными элементами фрагментов или для целых сегментов – ротор можно считать, с определенной степенью приближения, – нерастяжимым.

Возьмем, как и раньше, элемент ротора длиной $l = 1$ м и массой $m_2 = m_1/X_2$; кроме центробежной и гравитационной сил,

на концах элемента приложены натяжения \bar{F}' и \bar{F}'' , направленные по касательным и численно равные суммарным силам трения, действующим на фрикционные устройства фрагмента, содержащего данный элемент: $F' = F'' = F_{2\text{тр}}$. Картина действия сил \bar{F}' и \bar{F}'' такая же, как на рис. I.1 для сил \bar{S}_1 и \bar{S}_2 ; равнодействующая таких сил определяется аналогично

$$F_2 = F_{2\text{тр}} \frac{l}{r_2} = F_{2\text{тр}} \frac{l}{x_2 R}; \quad (\text{I.35})$$

приложена она в центре элемента и направлена по радиусу противоположно радиальному движению.

Поскольку силы трения - внутренние силы системы, то уравнение вращательного движения (I.5) и интеграл (I.7) сохраняются и в этом случае. Уравнение радиального движения меняется: в правой части вместо упругих сил и их равнодействующей \bar{F} появляются силы трения и их равнодействующая \bar{F}_2 . В частично безразмерной форме дифференциальное уравнение радиального движения принимает вид:

$$\ddot{x} = q \left(\frac{\beta}{x^3} - \frac{1}{x^2} \right) - f_2, \quad x \geq x_2; \quad (\text{I.36})$$

где введено обозначение

$$f_2 = \frac{F_2}{m_2 R} = \frac{F_{2\text{тр}} \cdot l}{m_1 \cdot R^2}. \quad (\text{I.37})$$

Выше выдвигалось предположение, что $F_{2\text{тр}}$ и вместе с нею f_2 могут изменяться в зависимости от положения x . Это свойство потребуется на заключительном участке перед выходом на орбиту. На предыдущих участках фрикционного расширения, в том числе и на первом, будем считать $F_{2\text{тр}}$ и f_2 постоянными. Тогда для того, чтобы ускорение \ddot{x} стало отрицательным и, следовательно,

радиальное движение замедленным, необходимо выполнить условие

$$f_2 \geq q \left(\frac{\beta}{x_2^3} - \frac{1}{x_2^2} \right). \quad (\text{I.38})$$

Это условие можно смягчить, если потребовать обращение в нуль \ddot{x} в некоторой точке $x' > x_2$ участка фрикционного расширения $[x_2, x_3]$:

$$f_2 \geq q \left(\frac{\beta}{(x')^3} - \frac{1}{(x')^2} \right) = f_2', \quad x_2 < x' \leq x_3; \quad (\text{I.39})$$

для $x > x'$ ускорение отрицательно и в дальнейшем убывает.

С другой стороны, исходя из условия $F_{\text{тр}} \leq F_{\text{max}}$, вытекающего из условия неразрушения фрикционных элементов, величина f_2 ограничена сверху; имеем следующие границы для выбора величины f_2 :

$$f_2' \leq f_2 \leq f_{\text{max}} = \frac{F_{\text{max}} \cdot \ell}{m_1 \cdot R^2}. \quad (\text{I.40})$$

Случай $f_2' > f_{\text{max}}$ означает, что радиальное ускорение не обращается в нуль на участке $[x_2, x_3]$.

Интегрируя (I.36), находим зависимость $\dot{x}(x)$, $x_2 \leq x \leq x_3$:

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_2^2 + (x - x_2) \left[q \left(\beta \frac{x + x_2}{x^2 \cdot x_2^2} - \frac{2}{x \cdot x_2} \right) - 2f_2 \right], \quad (\text{I.41})$$

где \dot{x}_2^2 вычисляется в конце участка $[x_1, x_2]$ согласно (I.29).

Упругая энергия элемента ℓ ротора, накопленная в конце участка упругого расширения $[x_0, x_2]$, может быть погашена за счет работы дополнительной силы трения $\Delta F_{\text{тр}}$ на некотором участке $[x_2, x'']$, где происходит фрикционное подтормаживание. Это можно выразить как равенство работ упругих сил и дополнительной силы трения в следующем виде:

$$\frac{K_1}{2} (x_2^2 - x_0^2) = \Delta f_2 \cdot (x'' - x_2),$$

где $\Delta f_2 = \frac{\Delta F_{тр} \cdot \ell}{m_L \cdot R^2}$ в сумме с f_2 должна подчиняться ограничениям (I.40).

Фрикционное расширение происходит на участке $[X_2, X_3]$; начальная и конечная точки этого участка должны выбираться согласно определенной методики; ниже предлагается один из возможных вариантов такой методики.

I.6. Методика выбора точек разделения ротора на фрагменты и участков упругого и фрикционного расширения

Предлагаемый вариант методики рассмотрим на примере вывода ротора на орбиту с положением $X_* = 1,5$ или $Z_* = 1,5 R$. Пусть ротор разделяется на фрагменты 4 раза.

Безразмерная высота орбиты $\eta = \frac{H}{R} = X_* - X_0 = 0,5$; взяв в качестве некоторого характерного размера l км подъема, что соответствует шагу $\Delta X = 1/6,37 \cdot 10^3 = 0,00015698587$, имеем зависимость:

$$\eta = 3185 \Delta X.$$

В размерных величинах высота орбиты над экватором

$$H = 0,5 R = 3185 \text{ км.}$$

На рис. I.2 представлена схема участков упругого и фрикционного расширения ротора, последние выделены более жирно. Целые числа снизу участков - 300, 500 и т.д. - означают:

- 1) в безразмерных величинах - число шагов ΔX , т.е. $300 \Delta X$, $500 \Delta X$, ...;
- 2) в размерных - число километров высоты, т.е. 300 км, 500 км и т.д.

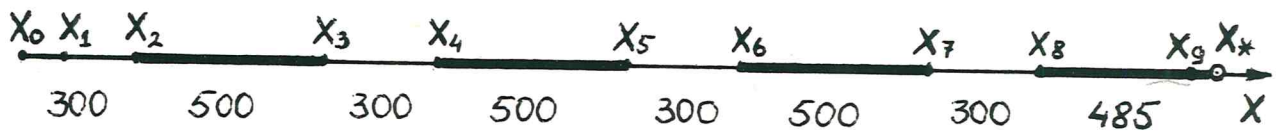


Рис. 1.2

Схема участков упругого и фрикционного расширения ротора

Для удобства и наглядности рассуждений примем следующие обозначения:

- 0) $X_0 = I$ – стартовая точка ротора – оболочки и начало первого участка упругого расширения; характерные параметры этого участка: $m = m_1 + m_0$ – удельная масса; $C = C_1 + C_0$ – жесткость системы;
- 1) $X_1 = X_0 + 100\Delta X$ – точка сброса оболочки и выхода ротора в космос; имеем соответственно: m_1 ; C_1 ;
- 2) $X_2 = X_0 + 300\Delta X$ – точка первого разделения на фрагменты и начала участка фрикционного расширения: $m_2 = m_1/X_2$; $f_2 = \text{const}$ – удельная частично безразмерная сила трения;
- 3) $X_3 = X_2 + 500\Delta X = X_0 + 800\Delta X$ – точка выхода соединительных элементов фрагментов на упоры и начала второго участка упругого расширения: $m_3 = m_1/X_3$; $C_3 < C_1$;
- 4) $X_4 = X_3 + 300\Delta X$ – точка второго разделения на фрагменты и начала следующего участка фрикционного расширения: $m_4 = m_1/X_4$; $f_4 = \text{const}$.

Остальное – аналогично. Последний участок фрикционного расширения имеет величину $485\Delta X$ (485 км).

Как видно, точки X_1 , X_3 , X_5 , X_7 являются точками выхода

ротора на участки упругого расширения, которые в дальнейшем будут обозначаться теми же, т.е. нечетными номерами. (Точка X_1 в некотором смысле не является исключением: она является началом выхода ротора (без оболочки) на участок упругого расширения в космосе. Отличие заключается в том, что в точке X_1 безразмерная деформация ротора $\xi_1 = X_1 - X_0$ отлична от нуля, в то время как в точках X_3 , X_5 , X_7 , являющихся концами предшествующих участков фрикционного расширения, деформации ротора считаются равными нулю.)

Точка X_9 — особая точка последнего участка фрикционного расширения; речь о ней в п. I.7.

Точки X_2 , X_4 , X_6 , X_8 являются точками разделения ротора на фрагменты и началом участков фрикционного расширения; последние также будут иметь те же четные номера.

Точка X_0 могла бы быть включена в число четных точек: она служит началом движения системы в атмосфере с учетом ее сопротивления на участке $[X_0, X_1]$.

Имеется, по крайней мере, три критерия выбора точек X_2 , X_3 , ... X_8 и тем самым величин участков упругого и фрикционного расширения.

Первый критерий вытекает из условия ограниченности относительных деформаций ротора на участках его упругого расширения. Пусть допустимая величина относительной деформации $\xi = 0,05$ (или 5 %). Тогда имеем следующее условие на выбор величин участков упругого расширения:

$$\xi_i = \frac{L_{i+1} - L_i}{L_i} = \frac{X_{i+1} - X_i}{X_i} \leq \xi, \quad i = 3, 5, 7; \quad (I.42)$$

где $L_i = 2\pi r_i = 2\pi x_i R$ - длина ротора в положениях x_i .

На первом участке упругого расширения имеем несколько другую формулу для ξ_1 :

$$\xi_1 = \frac{L_2 - L_0}{L_0} = \frac{x_2 - x_0}{x_0} = 300 \Delta x = 0,0471 < 0,05; \quad (I.43)$$

т.е. ξ_1 удовлетворяет ограничению (I.42). Не трудно убедиться, что на остальных участках упругого расширения при указанных на рис. I.2 величинах это условие также выполняется.

Второй критерий связан с ограничением на величину силы трения. Для погашения кинетической энергии радиального движения (см. п. I.4) нужно, чтобы сумма работ сил трения на всех участках фрикционного расширения была приблизительно равна наибольшему значению этой кинетической энергии. И чем больше длина фрикционных участков, тем меньше может быть величина сил трения, тем больше надежность фрикционных элементов. Следовательно, величина участков фрикционного расширения должна быть как можно большей.

Третий критерий связан с техническими требованиями к устройству фрагментов, в частности, к их длине. Этот критерий будет, очевидно, определять число разделений на фрагменты; последнее зависит также от изменения длины ротора на его орбите по сравнению с начальной длиной.

Для выбранной на рис. I.2 схемы движения считалось, что на каждом разделении ротора суммарная длина фрагментов обеспечивает увеличение его длины на 5024 км, что совпадает с величиной

$$\Delta L = L_3 - L_0 = 2\pi (R + 800 - R) = 1600\pi = 5024 \text{ км},$$

на которую должен удлиняться ротор в итоге упругого и фрикционного расширения с условием, чтобы в конце этого этапа деформа-

ция ротора была равна нулю. Такие же изменения ΔL на втором и третьем этапах, несколько меньше — на четвертом.

Выбор значений величин f_2 , f_4 и f_6 (f_8 — в п. I.7) осуществляется из условия целенаправленного изменения (уменьшения) радиальной скорости ротора. 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 1/4:

$$\dot{X}_3 = \frac{3}{4} \dot{X}_2. \quad (I.44)$$

Подставляя это значение в соотношение (I.41) при $X = X_3$, найдем соответствующее значение f_2 , т.е. эта величина может быть подсчитана заранее, в самом начале движения на участке $[X_2, X_3]$.

При этом должно учитываться ограничение (I.40); если оно нарушается, т.е. $f_2 > f_{\max}$, то берется значение $f_2 = f_{\max}$ и тогда величина \dot{X}_3 подсчитывается в конце участка обычным способом.

На участках $[X_4, X_5]$ и $[X_6, X_7]$ величины f_4 и f_6 подсчитываются, например, из таких (возможны и другие) условий:

$$\dot{X}_5 = \frac{1}{2} \dot{X}_4; \quad \dot{X}_7 = \frac{1}{4} \dot{X}_6, \quad (I.45)$$

при этом должны выполняться ограничения типа (I.40):

$$f'_i \leq f_i \leq f_{\max}, \quad i = 4, 6. \quad (I.46)$$

I.7. Движение ротора на заключительном участке фрикционного расширения

Для исключения упругих сил, которые вместе с центробежными

и гравитационными силами вызывают колебательное движение ротора (см. п. I.4), последний участок - перед выходом на орбиту - должен быть фрикционным. Это необходимо также и для гашения радиальной скорости, имеющейся в начале этого участка. В этом случае дифференциальное уравнение радиального движения имеет вид:

$$\ddot{x} = q \left(\frac{\beta}{x^3} - \frac{1}{x^2} \right) - f_g(x), \quad x \geq x_g, \quad (I.47)$$

где $f_g(x)$ считается переменной - в зависимости от положения x .

Интегрирование (I.47) приводит к результату:

$$\dot{x}^2 = \dot{x}_g^2 + q(x - x_g) \left(\beta \frac{x + x_g}{x^2 \cdot x_g^2} - \frac{2}{x \cdot x_g} \right) - 2 \int_{x_g}^x f_g(x) dx. \quad (I.48)$$

Для вывода ротора на заранее заданную орбиту x_* требуется выполнить следующие условия (см. также (I.30)):

$$\ddot{x}_* = \ddot{x}(x_*) = 0; \quad \dot{x}_* = \dot{x}(x_*) = 0. \quad (I.49)$$

Кроме того, должны выполняться еще два условия: свободное (телескопическое) соединение фрагментов и отсутствие их деформаций и напряжений. Эти два условия можно обеспечить, если потребовать убывание и обращение в нуль (в точке x_*) сил трения и, соответственно, величины $f_g(x)$:

$$f_g(x_*) = 0. \quad (I.50)$$

Нарушение этого условия означает заклинивание фрагментов и, как следствие, наличие их напряжений; свободное относительное перемещение отсутствует. При демонтаже ротора, например для строительных целей, возможно резкое (ударное) их разгружение с непредсказуемыми последствиями.

Условие $\ddot{x}_* = 0$ с учетом (I.50) принимает вид:

$$\frac{\beta}{X_*^3} - \frac{1}{X_*^2} = 0, \quad (I.51)$$

откуда получаем соотношение, имеющее принципиальное значение:

$$\beta = X_*. \quad (I.52)$$

Условие (I.51) говорит о том, что постоянная орбита ротора возможна только в том положении X_* , где обращается в нуль равнодействующая центробежной и гравитационной сил. Если эта равнодействующая не равна нулю, то имеется соответствующее радиальное ускорение, возникнет и радиальная скорость и, следовательно, ротор будет совершать радиальное движение.

Соотношение (I.52) представляет собой необходимое условие выхода на орбиту в положении X_* , накладываемое на стартовую окружную скорость V_0 ротора; согласно (I.10) $\beta = V_0^2 / g R$ и тогда имеем:

$$V_0 = \sqrt{X_* R g} = \sqrt{r_* g}. \quad (I.53)$$

Для $X_* = 1,5$ получаем: $V_0 = 9,68$ км/с; согласно условию (I.12) величина $\mu = m_0 / m_1$ при этом должна быть меньше 0,5.

Попутно здесь определяется соотношение для орбитальной скорости ротора (при этом использован интеграл (I.8)):

$$V_{орд} = r_* \cdot \dot{\varphi}_* = r_* \frac{V_0 R}{r_*^2} = \frac{V_0}{X_*} = \sqrt{\frac{R g}{X_*}}. \quad (I.54)$$

Найденное значение $V_{орд}$ может быть проверено с помощью обычно используемого условия равенства на круговой орбите силы тяжести и центробежной силы некоторого свободного тела массы m :

$m \cdot g \frac{R^2}{r_*^2} = m \frac{V_{орд}^2}{r_*}$. Отсюда $V_{орд} = \sqrt{\frac{R^2 g}{r_*}} = \sqrt{\frac{R g}{X_*}}$, что совпадает с (I.54). Для $X_* = 1,5$ имеем: $V_{орд} = 6,45$ км/с.

Переходим к выполнению второго условия (I.49): $\dot{X}_* = 0$, -

и связанному с этим вопросу об определении зависимости $f_g(x)$ при условии (I.50). В качестве одного из самых простых вариантов (в том числе и в смысле технической реализации) предлагается следующий. Разобьем участок $[X_g, X_*$] точкой X_9 на две части; пусть на первой части $f_g = \text{const}$, на второй части $f_g(x)$ убывает от f_g до нуля по линейному закону:

$$f_g(x) = \begin{cases} f_g = \text{const}; & X_g \leq x \leq X_9; \\ f_g \frac{X_* - x}{X_* - X_9}; & X_9 \leq x \leq X_* . \end{cases} \quad (\text{I.55})$$

В этом случае интеграл в (I.48) принимает значения:

$$J(x) = \int_{X_g}^x f_g(x) dx = \begin{cases} f_g \cdot (x - X_g); & X_g \leq x \leq X_9; \\ f_g \cdot (x_9 - X_g) + f_g \frac{x - X_9}{X_* - X_9} \left[X_* - \frac{1}{2} (x + X_9) \right], & X_9 \leq x \leq X_* . \end{cases}$$

В точке $x = X_*$ получаем: $J(X_*) = \frac{1}{2} f_g \cdot (X_9 + X_* - 2X_g)$. Пусть $X_9 = X_g + 400 \Delta x$; для X_* имеем $X_* = X_g + 485 \Delta x$; тогда

$$J(X_*) = \frac{1}{2} f_g \cdot 885 \Delta x. \quad (\text{I.56})$$

Величину f_g определим из условия, чтобы в точке X_* радиальная скорость погасалась до нуля: $\dot{X}(X_*) = 0$. Согласно (I.48) имеем:

$$0 = \dot{X}_g^2 + q(X_* - X_g) \left(\beta \frac{X_* + X_g}{X_*^2 \cdot X_g^2} - \frac{2}{X_* \cdot X_g} \right) - f_g \cdot 885 \Delta x. \quad (\text{I.57})$$

Отсюда определяется значение f_g и вместе с этим зависимость $f_g(x)$ (I.55), удовлетворяющая условиям (I.49) и (I.50) выхода ротора на заранее заданную орбиту в положении X_* .

Если найденное таким образом значение f_g не подчиняется ограничениям (I.40), например, превосходя f_{max} , то надо перераспределить участки упругого и фрикционного расширения, умень-

шив первые и увеличив вторые. Если отклонение небольшое, то можно ограничиться соответствующими изменениями последних двух участков.

1.8. Расчетные формулы для реализации задачи на ЭВМ

Алгоритм решения задачи о движении ротора при выходе на орбиту приведен в программе (см. Приложение II). Вкратце структура его такова (приводится вместе с конкретными числовыми значениями величин, используемых в решаемом примере).

1) Задаются значения следующих постоянных параметров:

$R = 6,37 \cdot 10^6$ (м) - радиус экватора Земли;

$g = 9,814$ (м/с²) - ускорение силы тяготения на экваторе;

$q = g/R = 1,5406593 \cdot 10^{-6}$ (с⁻²);

$\rho_0 = 1,225$ (кг/м³) - плотность атмосферы на поверхности Земли;

$H_0 = 6665$ (м) - пьезометрическая высота усредненной атмосферы с постоянной температурой [1.3], с.53, [1.4], с.565;

$\alpha = R/H_0 = 955,736$ - показатель степени экспоненты в формуле Галлея, определяющей убывание плотности с высотой.

2) Значения параметров, задание которых определяет различные возможные варианты движения ротора в атмосфере и космосе (значения $\mu = \frac{m_0}{m_1} = 0,2$ и $K = \frac{C_0}{C_1} = 0,5$ берутся предположительно, поскольку отсутствуют какие-либо конкретные данные о конструкции ротора и оболочки):

$\beta = \chi_x = 1,5$ - параметр, определяющий постоянную орбиту ротора;

$V_0 = \sqrt{\beta g R} = 9,6836 \cdot 10^3$ (м/с) - стартовое значение скорости

ротора;

$\omega_0 = V_0/R = 1,5202 \cdot 10^{-3} \text{ (с}^{-1}\text{)}$ - начальная угловая скорость ротора;

$l_0 = l \text{ (м)}$ - начальная длина элемента ротора (и оболочки);

$m_1 = 25 \text{ (кг)}$ - погонная масса ротора (элемента l_0);

$m_0 = \mu \cdot m_1, \text{ (}\mu = 0,2\text{)}$ - погонная масса оболочки;

$m = m_1(1 + \mu) = 30 \text{ (кг)}$ - погонная масса ротора-оболочки;

$W_0 = g \left(\frac{\beta}{1 + \mu} - 1 \right) = 2,4535 \text{ (м/с}^2\text{)}$ - стартовое радиальное ускорение ротора;

для начала радиального движения необходимо выполнение условия:

$$\beta > 1 + \mu;$$

$C_1 = \frac{E \cdot S}{L} = 42,39 \text{ (н/м)}$ - коэффициент упругости (жесткость) ротора, где $E = 2,16 \cdot 10^{11} \text{ (н/м}^2\text{)}$ - модуль Юнга стали; $S = \frac{\pi d^2}{4}$ -

площадь сечения ротора, $d = 0,1 \text{ (м)}$; $L = 2\pi R$ - длина ротора;

$C_0 = K \cdot C_1, \text{ (}K = 0,5\text{)}$ - жесткость оболочки;

$C = C_1 + C_0 = C_1(1 + K) = 63,58 \text{ (н/м)}$ - жесткость ротора-оболочки;

$K_0 = 2\pi c l_0 / m R = 2,08888725 \cdot 10^{-6} \text{ (с}^{-2}\text{)}$;

$K_1 = 2\pi C_1 l_0 / m_1 R = 1,6716433 \cdot 10^{-6} \text{ (с}^{-2}\text{)}$;

$\lambda = \frac{1}{2} C_x \cdot S_1 = 0,1365 \text{ (м}^2\text{)}$, где $C_x = 0,9$ - коэффициент лобового сопротивления цилиндра [1.3], с.191; $S_1 = d_1 \cdot l_0$ - площадь миделевого сечения единицы длины оболочки, $d_1 = 0,3 \text{ (м)}$ - диаметр оболочки; $\rho = \lambda \cdot g_0 \cdot R / m = 3,2773833 \cdot 10^4$ - безразмерный коэффициент для вычисления работы A сил сопротивления атмосферы.

3) Параметры, определяющие распределение участков упругого и фрикционного расширения ротора, точек разделения на фрагменты; величины, связанные с этими параметрами (см. рис.1.2,1.3,1.4):

$X_0 = l$ - начальное положение ротора, начало I-го этапа упругого расширения ротора;

$X_1 = X_0 + \frac{h}{R} = 1,015698587$ - точка выхода из атмосферы и сброса оболочки;

$h = 10^5$ (м) - высота плотных слоев атмосферы;

$DX = 1,5698587 \cdot 10^{-4}$ - шаг итераций, соответствующий 1 км подъема ротора;

$X_2 = X_1 + 200 \cdot DX$ - точка 1-го разделения на фрагменты и начало 2-го этапа - фрикционного расширения ротора;

$X_3 = X_2 + 500 \cdot DX$ - начало 3-го этапа (упругое расширение);

$X_4 = X_3 + 300 \cdot DX$ - начало 4-го этапа (фрикц. расширение);

$X_5 = X_4 + 500 \cdot DX$ - начало 5-го этапа (упр. расширение);

$X_6 = X_5 + 300 \cdot DX$ - начало 6-го этапа (фрикц. расширение);

$X_7 = X_6 + 500 \cdot DX$ - начало 7-го этапа (упр. расширение);

$X_8 = X_7 + 300 \cdot DX$ - начало 8-го этапа (фрикц. расширение);

$X_9 = X_8 + 400 \cdot DX$ - промежуточная точка 8-го этапа;

$X_* = X_9 + 85 \cdot DX = 1,5$ - положение орбиты ротора;

$C_n = \lambda_n \cdot C_1$, ($n = 3, 5, 7$) - жесткость ротора на 3, 5 и 7 этапах;

$\lambda_3 = \frac{4}{5}$; $\lambda_5 = \frac{3}{5}$; $\lambda_7 = \frac{2}{5}$ (берутся предположительно);

$K_n = \lambda_n \cdot K_1$;

f_n , ($n = 2, 4, 6, 8$) - полубезразмерная величина силы трения между фрагментами на четных этапах; значения f_n определяются из условий по-этапного гашения радиальной скорости ротора в следующих отношениях:

$$V_3 = V_2 ; \quad V_5 = \frac{1}{2} V_4 ; \quad V_7 = \frac{1}{4} V_6 ; \quad V_* = 0.$$

3) Вычисляются следующие динамические характеристики движения ротора (в скобках приводятся символы, используемые в программе):

$X = \frac{r}{R}$ - безразмерный радиус ротора;

$H = (x - x_0) \cdot R$ - высота ротора над земной поверхностью;

$\dot{X} = \frac{dx}{dt}$, (PEI, I - номер итерации) - полубезразмерное значение радиальной скорости ротора;

$V = \dot{X} \cdot R$ - натуральное значение радиальной скорости;

\dot{X}^2 , (PEKI) - квадрат \dot{X} ;

$\ddot{X} = \frac{d^2x}{dt^2}$, (PE2I) - радиальное ускорение ротора;

$W = \ddot{X} \cdot R$ - натуральное значение радиального ускорения;

T - время движения, соответствующее положению ;

$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$, (PEF) - угловая скорость вращения ротора;

φ , (F) - угол поворота ротора;

A - работа сил сопротивления атмосферы;

f_n , (FN, N - номер этапа) - составляющая радиального ускорения \ddot{X} от действия сил трения между фрагментами;

$F_{\text{тр}n}$, (FZN) - значение сил трения между фрагментами.

I. I-й этап упругого расширения.

I) Движение ротора-оболочки в атмосфере. Алгоритм счета строится на уравнениях (I.I4) и (I.I7), определяющих значения радиального ускорения \ddot{X} и квадрата радиальной скорости \dot{X}^2 в зависимости от положения ротора. Используются также дискретные варианты соотношений: (I.I8) - для определения величины $A(x)$, связанной с работой сил сопротивления атмосферы; (I.20) и (I.21) - для определения времени движения $T(x)$; (I.23) - для определения зависимости угла поворота ротора от его положения $\varphi(x)$.

$$1 \quad X = x + DX ; \quad H = (x - x_0) \cdot R ;$$

$$2 \quad \dot{X}^2 = q \left[\frac{\beta}{1+\mu} (x_0^{-2} - x^{-2}) - 2(x_0^{-1} - x^{-1}) \right] - k_0 (x - x_0)^2 - 2A ;$$

$$3 \quad \dot{X} = \sqrt{\dot{X}^2} ; \quad V = \dot{X} \cdot R ;$$

$$4 \quad \ddot{X} = q \left[\frac{\beta}{1+\mu} x^{-3} - x^{-2} \right] - k_0 (x - x_0) - p \cdot \dot{X}^2 e^{-\alpha(x-1)} ; \quad W = \ddot{X} \cdot R ;$$

$$5 \quad DT = DX / \dot{X} ;$$

$$6 \quad T = T + DT ; \quad T^* = T / 60 ;$$

$$7 \quad \dot{\varphi} = \omega_0 \cdot x^{-2};$$

$$8 \quad \varphi = \varphi + \dot{\varphi} \cdot DT;$$

$$9 \quad A = A + \rho \cdot \dot{x}^2 \cdot e^{-d(x-1)} \cdot DX; \quad A^* = A \cdot m \cdot R^2;$$

Если $x < x_1$, то I, иначе IO.

2) Движение ротора в открытом космосе. Алгоритм строится на уравнениях (I.27), (I.28) и дискретных вариантах соотношений (I.20), (I.21) и (I.23); последние три участвуют также в вычислениях на всех последующих этапах движения ротора.

$$10 \quad N = N + 1; \quad xN = x; \quad x^*N = xN + 200 \cdot DX; \quad \dot{x}^2N = \dot{x}^2;$$

$$11 \quad x = x + 2 \cdot DX; \quad H = (x - x_0) \cdot R;$$

$$12 \quad \dot{x}^2 = \dot{x}^2N + q [\beta(xN^{-2} - x^{-2}) - 2(xN^{-1} - x^{-1})] - K_1(x - xN)^2;$$

$$13 \quad \dot{x} = \sqrt{\dot{x}^2}; \quad V = \dot{x} \cdot R;$$

$$14 \quad \ddot{x} = q(\beta \cdot x^{-3} - x^{-2}) - K_1(x - x_0); \quad W = \ddot{x} \cdot R;$$

$$15 \quad DT = 2DX / \dot{x};$$

$$16 \quad T = T + DT; \quad T^* = T / 60;$$

$$17 \quad \dot{\varphi} = \omega_0 \cdot x^{-2};$$

$$18 \quad \varphi = \varphi + \dot{\varphi} \cdot DT;$$

19 Если $x < x^*N$, то IO, иначе 20.

II. 2-й этап - фрикционное расширение.

Алгоритм строится на основе уравнений (I.36), (I.41) и соотношения (I.37) для связи величин f_2 и $F_{тр2}$. Значение f_2 (F_2 для $N = 2$) ищется из условия равенства значений \dot{x}^2 в начале ($x = x_2$) и конце ($x = x_3$) этого этапа: $\dot{x}_2^2 = \dot{x}_3^2$, - с использованием (I.41).

$$20 \quad N = N + 1; \quad xN = x; \quad x^*N = xN + 500 \cdot DX; \quad \dot{x}^2N = \dot{x}^2;$$

$$FN = q [\beta(xN^{-2} - x^*N^{-2}) - 2(xN^{-1} - x^*N^{-1})] / 1000 \cdot DX;$$

$$21 \quad x = x + 50DX; \quad H = (x - x_0) \cdot R;$$

$$22 \quad \dot{x}^2 = \dot{x}^2N + q [\beta(xN^{-2} - x^{-2}) - 2(xN^{-1} - x^{-1})] - 2 \cdot FN \cdot (x - xN);$$

$$23 \quad \dot{x} = \sqrt{\dot{x}^2}; \quad V = \dot{x} \cdot R;$$

$$24 \quad \ddot{x} = q [\beta \cdot x^{-3} - x^{-2}] - FN; \quad w = \ddot{x} \cdot R;$$

$$25 \quad DT = 5 \cdot DX / \dot{x};$$

$$26 \quad T = T + DT; \quad T^* = T/60;$$

$$27 \quad \dot{\varphi} = \omega_0 \cdot x^{-2};$$

$$28 \quad \varphi = \varphi + \dot{\varphi} \cdot DT;$$

29 Если $x < x^*_N$, то 21, иначе 30.

Далее идет 3-й этап упругого расширения. Алгоритм счета на этом этапе, а также на 5-м и 7-х этапах — тот же, что и в операторах 10 — 19, за исключением соответственно:

$$30 \quad \dots \quad x^*_N = x_N + 300 \cdot DX; \quad \dots$$

$$31 \quad x = x + 3 \cdot DX;$$

32 вместо K_1 нужно ставить K_n , $n = 3, 5, 7$;

34 то же самое;

$$35 \quad DT = 3 \cdot DX / \dot{x}.$$

Этапы упругого расширения (3-й, 5-й и 7-й) перемежаются 4-м и 6-м этапами фрикционного расширения. Алгоритм счета — тот же, что и в операторах 20 — 29, за исключением:

$$40 \quad \dots \quad FN = \left\{ \dot{x}^2_N [1 - (N-2)^{-2}] + q [\beta (x_N^{-2} - x^*_N{}^{-2}) - 2(x_N^{-1} - x^*_N{}^{-1})] \right\} / 1000 \cdot DX,$$

что вытекает из условий: $\dot{x}_5 = \frac{1}{2} \dot{x}_4$ для $N=4$ и $\dot{x}_7 = \frac{1}{4} \dot{x}_6$ для $N=6$.

УШ. Заключительный 8-й этап фрикционного расширения.

Алгоритм счета на этом этапе строится на основе уравнений (I.47), (I.48), (I.53), (I.57) с выполнением условий (I.49), (I.50) выхода ротора на заданную орбиту $x_* = 1,5$.

$$50 \quad N = N + 1; \quad x_N = x; \quad x^*_N = x_N + 400 \cdot DX; \quad x_* = 1,5;$$

$$\dot{x}^2_N = \dot{x}^2; \quad FN = \left\{ \dot{x}^2_N + q [\beta (x_N^{-2} - x_*^{-2}) - 2(x_N^{-1} - x_*^{-1})] \right\} / 885 \cdot DX;$$

$$\dot{x}^2_{N^*} = \dot{x}^2_N + q [\beta (x_N^{-2} - x^*_N{}^{-2}) - 2(x_N^{-1} - x^*_N{}^{-1})] - FN \cdot 800 \cdot DX;$$

$$51 \quad x = x + 5 \cdot DX; \quad H = (x - x_0) \cdot R;$$

52 Если $x < x^*_N$, то

$$\dot{x}^2 = \dot{x}^2_N + q [\beta (x_N^{-2} - x^{-2}) - 2(x_N^{-1} - x^{-1})] - 2 \cdot FN \cdot (x - x_N), \text{ иначе}$$

$$\dot{x}^2 = \dot{x}^2_{N^*} + q [\beta (x^*_N{}^{-2} - x^{-2}) - 2(x^*_N{}^{-1} - x^{-1})] - FN \cdot [85 \cdot DX - (x_* - x)^2 / 85 \cdot DX];$$

- 53 $\dot{X} = \sqrt{\dot{X}^2}$; $V = \dot{X} \cdot R$;
- 54 Если $X < X^*N$, то $\ddot{X} = q(\beta \cdot X^{-3} - X^{-2}) - FN$, иначе
 $\ddot{X} = q(\beta \cdot X^{-3} - X^{-2}) - FN \cdot (X_* - X) / 85 \cdot DX$; $W = \ddot{X} \cdot R$;
- 55 Если $\dot{X} > 0$, то $DT = 5 \cdot DX / \dot{X}$, иначе "конец".
- 56 $T = T + DT$; $T^* = T / 60$;
- 57 $\dot{\varphi} = \omega_0 \cdot X^{-2}$;
- 58 $\varphi = \varphi + \dot{\varphi} \cdot DT$;
- 60 Если $X < X_*$, то 5I, иначе "конец".

I.9. Анализ результатов решения задачи на ЭВМ

Представленные на графиках (см. ниже) результаты счета задачи о выходе ротора на орбиту $X_* = 1,5$ с 4-мя этапами разделения на фрагменты и предшествующими им этапами упругого расширения отражают ожидавшуюся динамическую картину движения. Но имеются и некоторые новые моменты, в частности, четко обозначившуюся тенденцию резкого падения радиального ускорения ротора уже на этапе движения в атмосфере, основной причиной чего является подъем инертной массы оболочки. Это явление требует дополнительного анализа, поскольку оно будет являться определяющим в картине движения грузо-пассажирского варианта ротора ОТС и, возможно, в других случаях.

На графиках представлено изменение наиболее важных динамических характеристик движения ротора в зависимости от его положения и режимов движения на отдельных участках оси X , вдоль которой отложены значения безразмерного радиуса ротора $X = \frac{r}{R}$. Через $X_0, X_1, X_2, \dots, X_*$ обозначены начальное, ряд характерных промежуточных и конечное положения ротора в его радиальном

движении, при этом более жирно выделены этапы фрикционного расширения ротора.

На графике рис. I.3 представлено изменение натуральной величины радиального ускорения ротора $W = \ddot{x} \cdot R$ (м/с²) в зависимости от его положения и заданных режимов движения.

На участке движения в атмосфере $[x_0, x_1]$ ускорение резко уменьшается от начального значения 2,45 м/с² до 0,2 м/с² (примерно в точке $x = 1,0004$), после чего возрастает до локального максимума 2,2 м/с² в точке $x = 1,0009$ и снова падает до 2 м/с² в точке $x_1 = 1,0015$. Более полно изменение W на участке движения в атмосфере представлено в таблице I, Приложение I. Для объяснения поведения $W(x)$ напомним выражение (I.14) соответствующего "безразмерного" ускорения:

$$\ddot{x} = q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \cdot \frac{1}{x^3} - \frac{1}{x^2} \right) - K_0(x-x_0) - \rho \cdot \dot{x} \cdot e^{-\alpha(x-1)}$$

Положительная составляющая $\frac{q\beta}{1+\mu} \cdot \frac{1}{x^3}$ (от действия центробежной силы) убывает с ростом x быстрее, чем отрицательная составляющая от силы притяжения $\frac{q}{x^2}$; их разность, будучи положительной, убывает, стремясь к нулю, и тем быстрее, чем больше $\mu = m_0/m_1$, т.е. чем больше инертная (пассивная) масса оболочки. Отсюда, кстати, следует, что движение ротора ОТС в грузо-пассажирском варианте, когда на орбиту поднимаются большие массы пассивного груза, будет иметь существенные отличия от исследуемого случая и требует, очевидно, специального анализа.

Отрицательная составляющая от действия сил упругости $K_0(x-x_0)$, изменяясь от нуля по линейному закону, в начале имеет небольшой вклад в изменение \ddot{x} , но затем этот вклад увеличивается, уменьшая общее ускорение.

Еще сложнее обстоит дело с отрицательной составляющей от

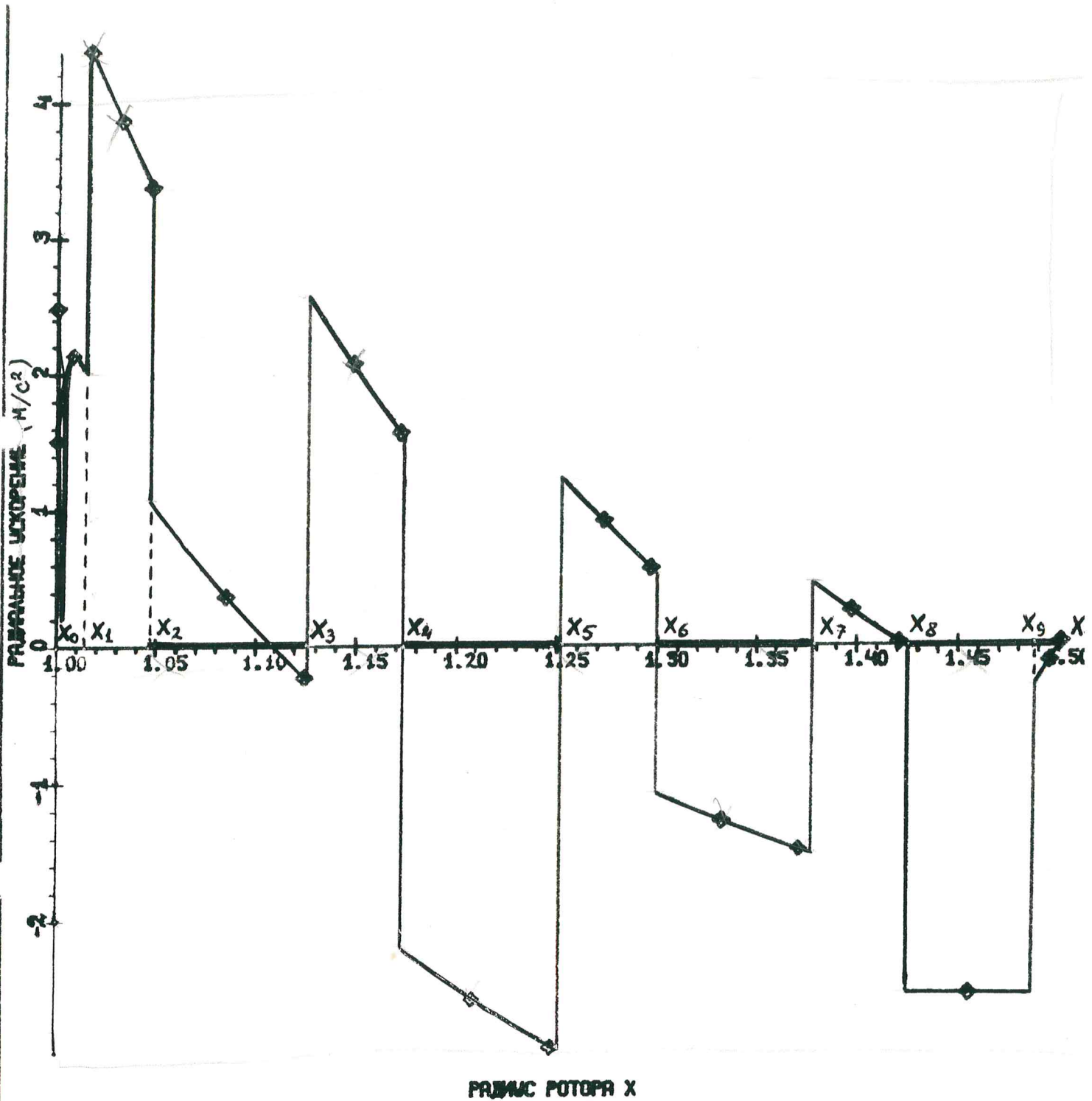


Рис. I.3. График радиального ускорения ротора

силы сопротивления воздуха: квадрат скорости $\dot{\chi}^2$, в начале имеющий небольшую величину, затем резко увеличивается (см. рис. I.4); напротив, плотность воздуха, в начале наибольшая, за-

тем уменьшается по закону экспоненты.

Сложная связь всех этих неодинаково изменяющихся и в чем-то "противоборствующих" факторов и определяет, очевидно, полученную картину изменения W при движении ротора в атмосфере.

В точке X_1 происходит сброс оболочки и пренебрегается действием атмосферы: ускорение скачком возрастает до своего наибольшего значения $4,4 \text{ м/с}^2$; основной причиной скачкообразного возрастания является, конечно, сброс инертной массы оболочки. Отметим, кстати, что такого явления как перегрузка, обычного при ракетном способе транспортирования, здесь не возникает, скорее имеет место обратное явление - "недогрузка". Дальнейшее убывание радиального ускорения происходит за счет убывания составляющей ускорения от совместного действия центробежной силы и силы притяжения $g\left(\frac{R}{X^3} - \frac{1}{X^2}\right)$ и возрастания отрицательной составляющей от действия сил упругости $K_1(X - X_0)$, см. (I.27).

В точке X_2 происходит I-ое разделение ротора на фрагменты и начинается этап фрикционного расширения на участке $[X_2, X_3]$. За счет тормозящего действия постоянной силы трения появляется постоянная отрицательная составляющая радиального ускорения, см. (I.36), которая скачком меняет ускорение от значения $3,4 \text{ м/с}^2$ до 1 м/с^2 ; дальнейшее его убывание происходит за счет убывания составляющей от действия равнодействующей центробежной и гравитационной сил. В точке $X' = 1,10$ ускорение меняет знак и становится отрицательным, достигая значения $-0,30 \text{ м/с}^2$ в точке X_3 .

В точке X_3 фрагменты ротора выходят на упоры и начинается следующий этап упругого расширения на участке $[X_3, X_4]$; ускорение меняется скачком и его дальнейшее изменение имеет тот же характер, что и на участке $[X_1, X_2]$.

Аналогичную картину имеем на этапах $[X_5, X_6]$, $[X_7, X_8]$

упругого расширения ротора и $[X_4, X_5]$, $[X_6, X_7]$ – фрикционно-го. На заключительном этапе $[X_8, X_*)$ фрикционного расширения имеем: на участке $[X_8, X_9]$ сила трения $F_{тр8}$ и соответствующая составляющая ускорения – постоянны; на участке $[X_9, X_*)$ они убывают по линейному закону до нуля, обеспечивая обращение в нуль деформации ротора, его радиального ускорения и радиальной скорости (см. рис. I.4).

Следует отметить, что скачкообразного изменения ускорения можно избежать, если на начальных и конечных участках каждого этапа ввести более плавное изменение силы трения, допустим по линейному закону, как на участке $[X_9, X_*)$. Но это потребует значительного усложнения алгоритма и программы задачи.

Отметим также, что решение, а вместе с ним алгоритм и программа значительно упростятся, если сразу после отделения оболочки в точке X_1 сделать разделение ротора на фрагменты и ввести один, до конечной точки X_* , этап фрикционного расширения ротора. При этом следует ожидать уменьшения значений силы трения между фрагментами, что облегчит условия функционирования фрикционных элементов.

Изменение радиальной скорости ротора $V = \dot{X} \cdot R$ (м/с), рис. I.4, происходит от начального значения $V(X_0) = 0$ соответственно изменению ускорения (см. рис. I.3). На этапах упругого расширения, где ускорение положительно, происходит увеличение скорости; при взятых параметрах ротора наибольшее значение достигается в конце второго этапа упругого расширения: $V_{max} = 1880$ м/с.

На этапах фрикционного расширения происходит либо замедление роста скорости – участок $[X_2, X_3]$, – либо ее уменьшение по заранее заданной программе: на 50 % (или на 1/2) в конце

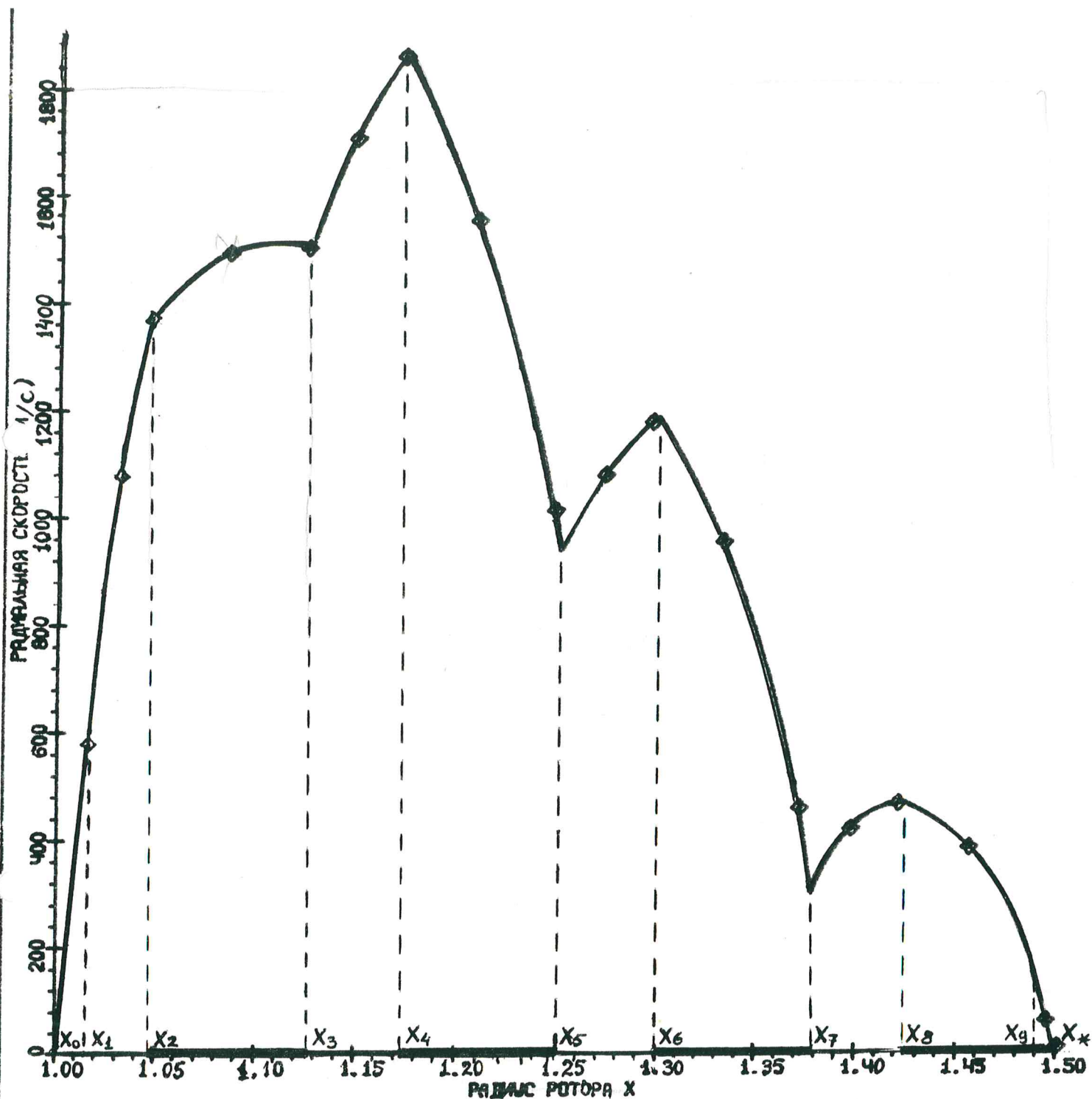


Рис.1.4. График радиальной скорости ротора

участка $[X_4, X_5]$ и на 75 % (или на $3/4$) – в конце участка $[X_6, X_7]$. Это достигается путем специального подбора величин сил трения на этих участках, о чем говорилось выше. В точках

смены режима движения, где ускорение меняется скачком, скорость имеет угловые точки, в промежутках скорость меняется монотонно.

На заключительном участке движения скорость уменьшается, достигая в точке орбиты X_* нулевого значения, что свидетельствует, вместе с условием $W(X_*) = 0$, о гашении радиального движения и, тем самым, о выходе ротора на заданную орбиту $X_* = 1,5$.

На рис. I.5 приведен график времени (в минутах), показывающий, сколько времени прошло на перемещение ротора из начального в некоторое текущее положение. График имеет следующие особенности.

1) Быстрый рост времени в начале движения, когда скорость ротора небольшая.

2) Более медленный темп нарастания времени, когда скорость ротора достигает наибольших значений.

3) Наиболее интенсивный темп роста времени в конце движения, когда радиальная скорость убывает, стремясь к нулевому значению. Это говорит о том, что ротор подходит к своей орбите плавно, с малой скоростью.

Общее время движения ротора к орбите $X_* = 1,5$ имеет порядок 100 минут.

График изменения интервала DT прохождения шага итераций DX , рис. I.6, подтверждает сказанное по поводу графика времени: в начале и конце движения, когда скорость ротора небольшая, промежутки времени прохождения одинаковых расстояний превышают те же величины в средней части движения. Особенно большой рост — в конце движения. Это говорит о резком замедлении радиального движения ротора и очень плавном подходе ротора к орбите. Для определения более точной зависимости $T(X)$ на последнем

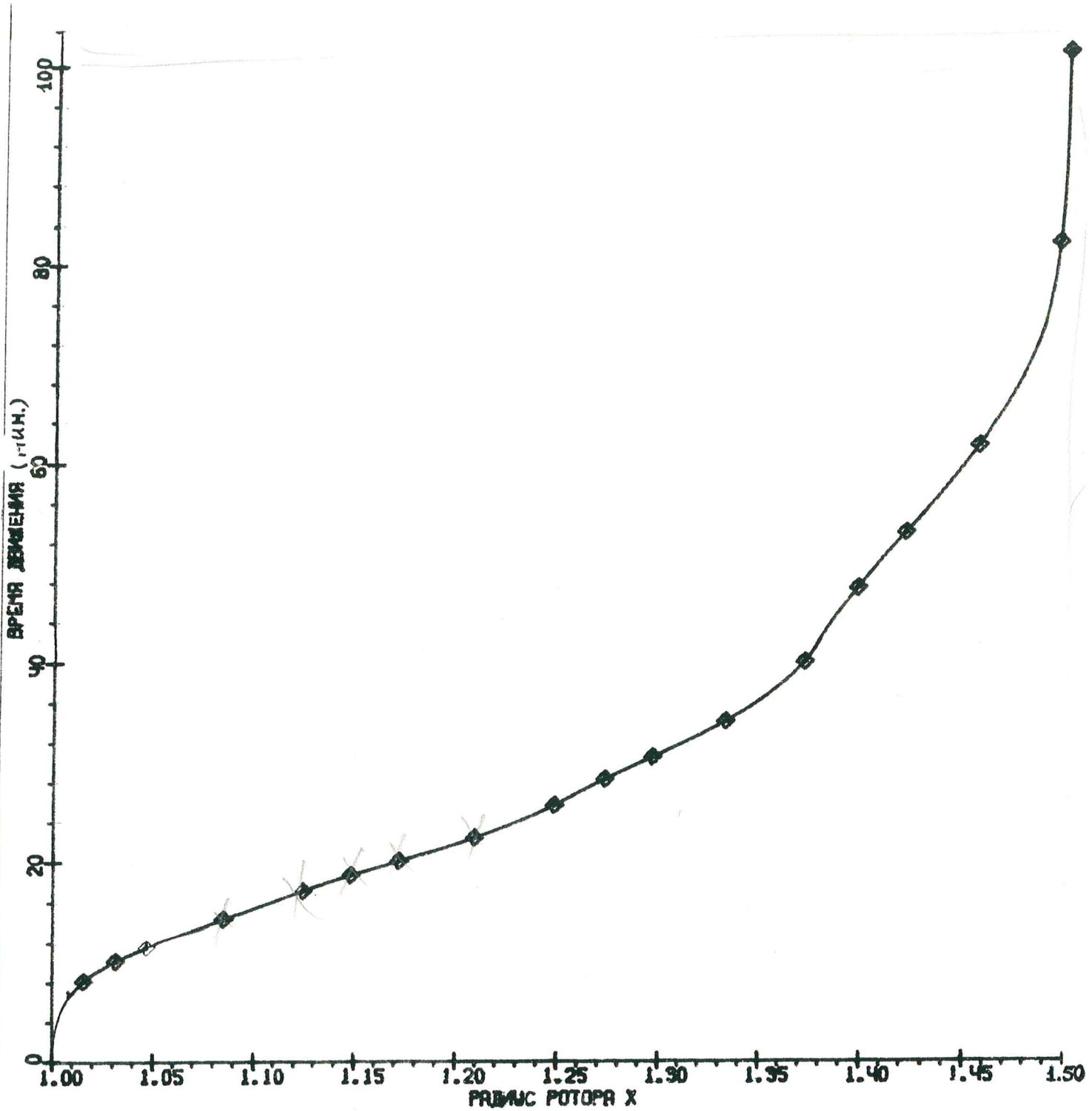


Рис.1.5. График времени движения в зависимости от положения ротора

участке необходимо уменьшать шаг итераций.

Зависимость угловой скорости вращательного движения ротора

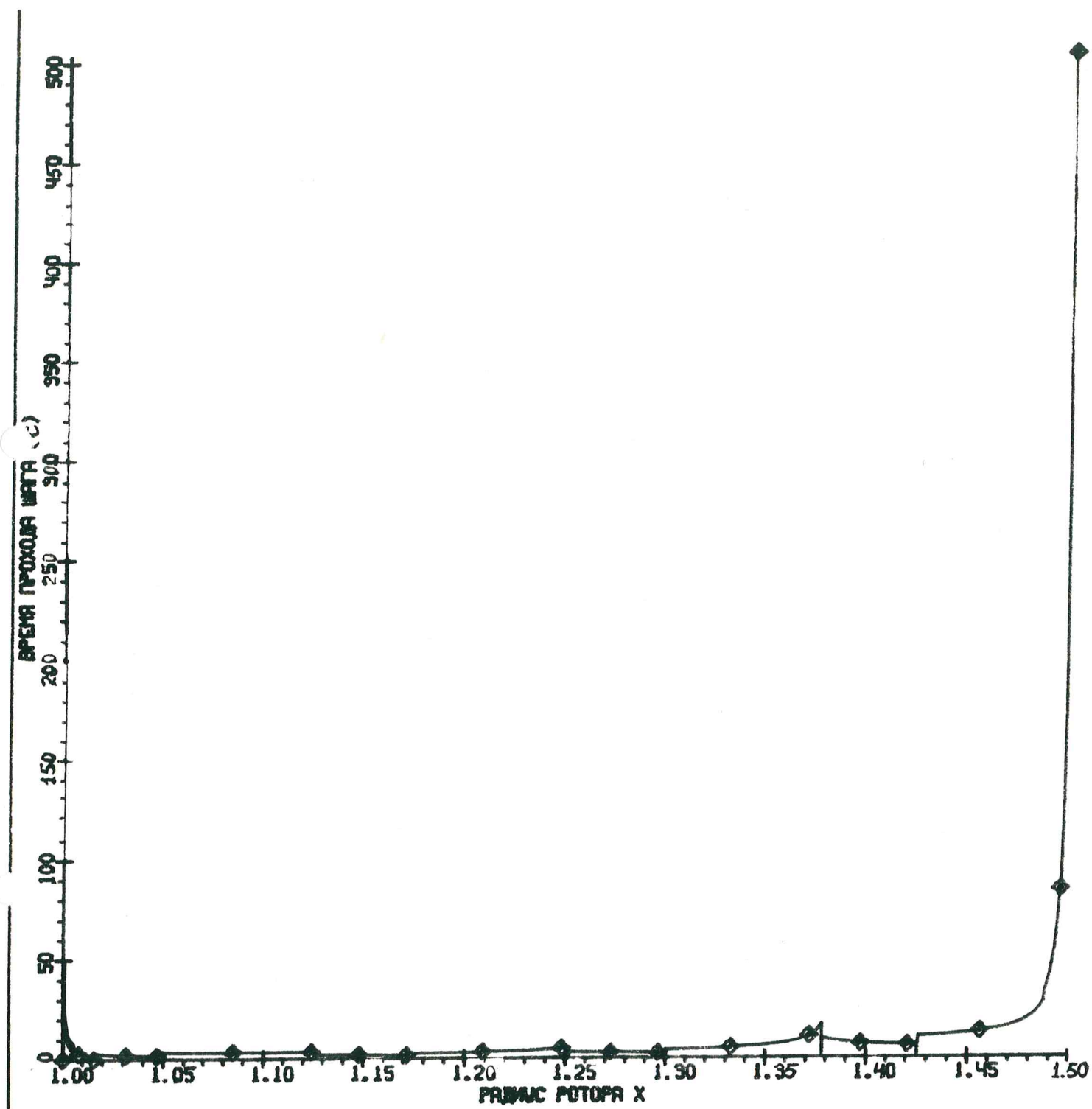


Рис. I.6. График изменения интервала DT (сек) прохода шага DX

от его положения вытекает из (I.7): $\dot{\varphi} = \omega_0 / X^2$ (рад/с), - т.е. обратно пропорционально квадрату безразмерного расстояния до

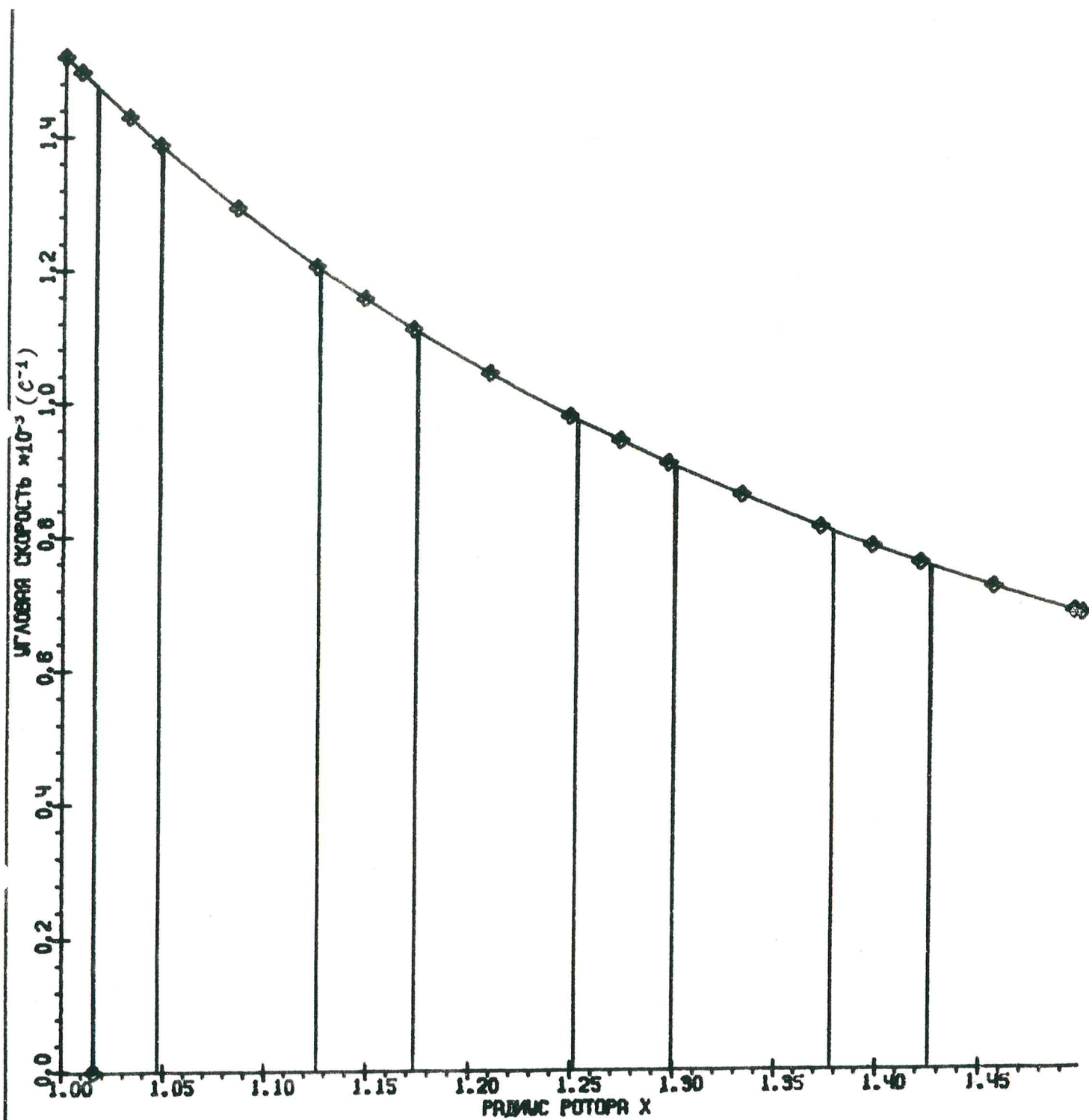


Рис. I.7. График изменения угловой скорости ротора

центра Земли. Эта зависимость и отражена на графике; изменение от начального значения $1,58 \cdot 10^{-3}$ (рад/с) до $0,68 \cdot 10^{-3}$ (рад/с), т.е. в 2,25 раза. Здесь же можно отметить, что аналогичную за-

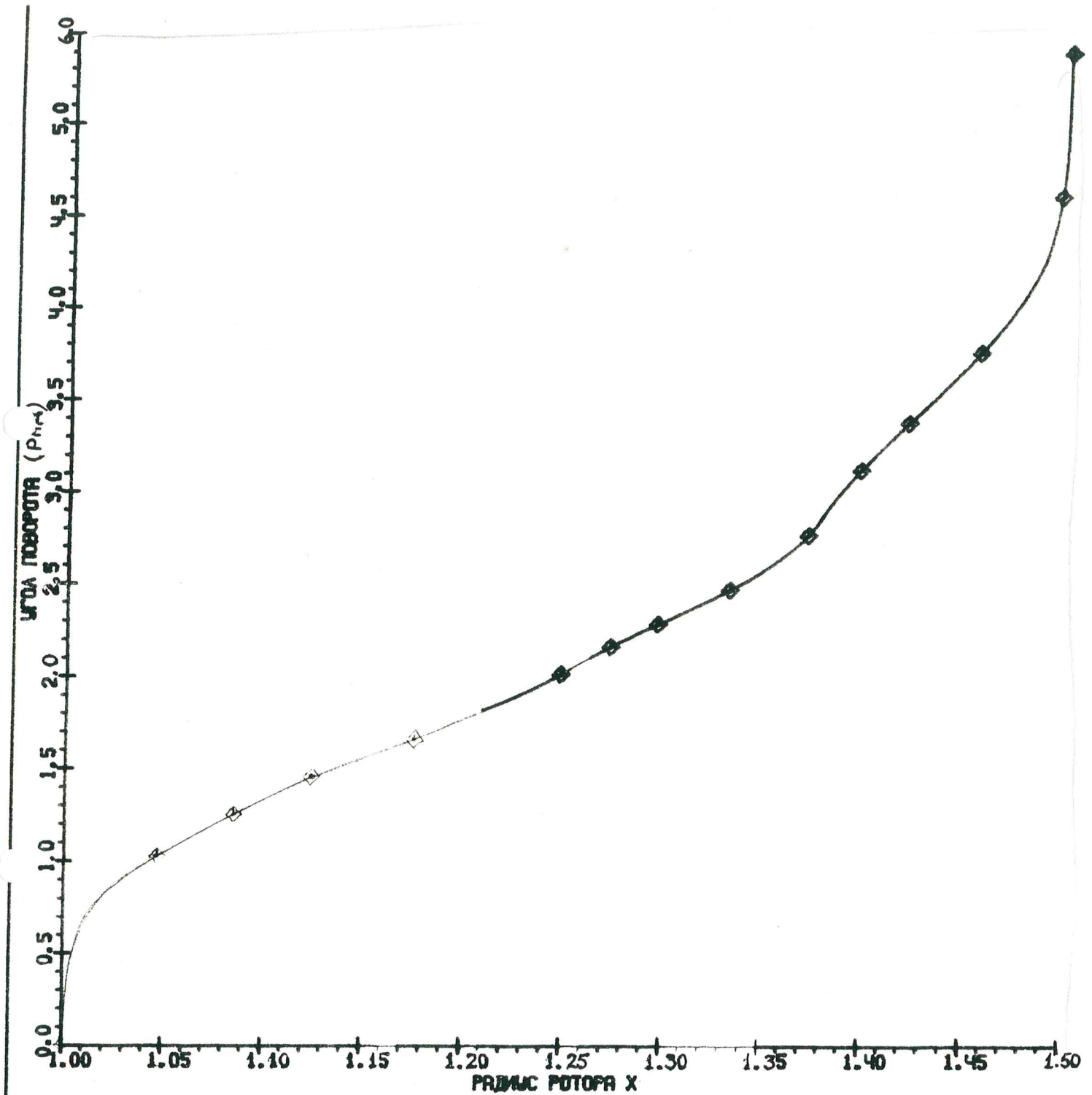


Рис.1.8. График изменения угла поворота ротора

кономерность (и график) имеет и составляющая ускорения от силы притяжения q/x^2 .

Угол поворота ротора определяет, вместе с координатой X ,

точное положение ротора (или его характерных частей) по отношению к инерциальной системе отсчета $OXYZ$ или, если потребуется, к системе отсчета, связанной с Землей. График изменения угла φ (в рад), рис. I.8, имеет форму, аналогичную с графиком времени движения: более быстрый рост на начальном и конечном участках и медленный в средней части. Здесь проявляется почти пропорциональная связь угла поворота со временем движения. К моменту выхода на орбиту угол поворота ротора составляет 5,8 рад, т.е. ротор не успевает сделать одного полного оборота.

I.10. Выводы и рекомендации

Проведенный анализ задачи о выходе ротора ОТС на орбиту – аналитический и по результатам решения на ЭВМ конкретного примера – позволяет сделать следующие выводы и рекомендации для дальнейших исследований.

Получены дифференциальные уравнения движения ротора, позволяющие описать – в рамках принятой модели – динамику его движения при выходе на орбиту в экваториальной плоскости.

Найдены интегралы этих уравнений в конечной форме или в форме квадратур. Как исходные уравнения, так и их интегралы выражаются в зависимости от радиуса ротора или его безразмерного аналога, что позволяет выявить характерные особенности движения в функции положения ротора. Но главное, это позволяет активно конструировать движение ротора путем соответствующего подбора его параметров. В частности, найдена зависимость между значением стартовой скорости ротора и положением его орбиты, откуда вытекает принципиальной важности вывод о возможности произвольного задания ее положения. Сформулированы условия, необходимые

для неколебательного выхода ротора на постоянную орбиту, определено значение орбитальной скорости.

В качестве основного воздействия, позволяющего управлять радиальным движением ротора, берется сила трения между фрагментами при разделении ротора. Приведена методика определения значений силы трения для целенаправленного гашения радиальной скорости ротора на отдельных участках движения, сформулированы правила выбора точек разделения ротора на фрагменты, определения величин участков упругого и фрикционного расширения исходя из допустимых значений деформаций ротора и его фрагментов.

Составлен алгоритм для расчета движения ротора, допускающий исследование множества различных возможных вариантов вывода ротора на орбиту.

Представляет очевидный интерес исследование движения ротора с некоторой инертной массой (типа оболочки, не участвующей во вращательном движении), при этом следует ожидать других соотношений для связи начальных условий с положением орбиты, для выбора управляющих сил и т.д.

Более рациональным представляется вариант вывода на орбиту с одним этапом (начальным) упругого и одним - фрикционного расширения ротора, поскольку в этом случае радиальная скорость будет гаситься более эффективно при меньших значениях сил трения. Этой же цели может служить некоторый запас жидкости во внутренних емкостях ротора с выполнением, по крайней мере, трех функций: 1) дополнительного демпфера для гашения упругой энергии растянутого ротора или его фрагментов; 2) средства охлаждения фрикционных элементов; 3) источника дополнительной диссипативной силы для гашения радиального движения с помощью реактивных струй жидкости, выбрасываемых против движения ротора давлением со

стороны раздвигающихся фрагментов.

Жидкость, например, вода, может являться в этом случае также источником кислорода для восстановления и пополнения озонового слоя Земли.

Для решения задачи о запуске на орбиту реального ротора необходима разработка более полной его модели, учитывающей весь спектр его физических, механических и других свойств, таких, как деформируемость фрагментов и сегментов в процессе их фрикционного раздвижения, разнородность механических свойств различных частей ротора и т.д. При этом процесс конкретизации и расширения модели ротора возможен, очевидно, по мере детализации конструкции ротора и всех его элементов.

Соответственно развитию физической модели ротора необходима разработка адекватных математических моделей его движения, методов их анализа, синтеза систем управления движением и т.д. Полученные в данном исследовании результаты могут служить ориентиром при построении более полных моделей ротора и его движения и, с другой стороны, являться начальным приближением в решении соответствующих, более сложных задач динамики ротора.

О движении ротора – оболочки в атмосфере

Несколько неожиданное поведение радиального ускорения $W = \ddot{X} \cdot R$ на этапе движения в атмосфере привело к необходимости найти точное – в рамках принятой модели ротора, оболочки и атмосферы – решение задачи о движении системы ротор–оболочка на этом этапе.

В основе лежит дифференциальное уравнение такого движения (I.14). Умножив обе части на dx , сделав простые преобразования (см. стр.17) и введя обозначение $\dot{X}^2 = U(x)$, его можно записать в виде уравнения I-го порядка с переменными коэффициентами

$$\frac{dU}{dx} + 2f_1(x) \cdot U = 2f_2(x), \quad (\text{П.1})$$

$$\text{где } f_1(x) = p \cdot e^{-\alpha(x-1)}; \quad f_2(x) = q \left(\frac{\beta}{1+\mu} \cdot \frac{1}{x^3} - \frac{1}{x^2} \right) - K_0(x-1). \quad (\text{П.2})$$

Решение однородного уравнения имеет вид:

$$u_1 = e^{-F(x)}; \quad (\text{П.3})$$

$$\text{где } F(x) = 2 \int_{x_0}^x f_1(x) dx = 2p \int_1^x e^{-\alpha(x-1)} dx = -\frac{2p}{\alpha} (e^{-\alpha(x-1)} - 1). \quad (\text{П.4})$$

Общее решение исходного уравнения сводится к квадратуре

$$u(x) = e^{-F(x)} \int_{x_0}^x 2f_2(x) e^{F(x)} dx. \quad (\text{П.5})$$

Алгоритм задачи основан на следующих конечных соотношениях:

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= f_2(x) - a(x); & \dot{X} &= \sqrt{U(x)}; \\ a(x) &= p \cdot u(x) \cdot e^{-\alpha(x-1)}; & t &= \int_{x_0}^x \frac{dx}{\sqrt{U(x)}}. \end{aligned} \quad (\text{П.6})$$

Ниже приводятся программа и таблица I.I счета при тех же исходных данных, что и в приведенном выше примере; результаты фактически аналогичны.

```

C      DPOPPAPMA ROTOR
C
      READ (5,*) B1,B2,B3,B4,B5,B6,N,N1
      PRINT 6
      FORMAT (6X,'T',13X,'X',13X,'U',12X,'W',12X,'A')
      DX=0.015699/N
      M=1
      SUM=0.
      T=0.
      X=1.
      V=0.
      W=B6*(B1/(1.+B2)-1.)*6.37E6
      A=0.
      PRINT 3,T,X,U,W,A
      FS=2.*B6*(B1/(1.+B2)-1.)
      DO 1 J=1,N
      X=1.+J*DX

      C=EXP(-B5*(X-1.))
      F=-2.*B4/B5*(C-1.)
      F2=B6*(B1/(1.+B2)/X**3-1./X/X)-B3*(X-1.)
      FN=2.*F2*EXP(F)
      SUM=SUM+(FN+FS)/2.*DX
      U=EXP(-F)*SUM
      UN=SQRT(U)
      IF (J.NE.1) GO TO 2
      VS=UN
      T=T+(1./VS+1./UN)/2.*DX/60.
      EF=B4*UN**2*C
      A=F2-EF
      IF (M.NE.N1) GO TO 5
      U=UN*6.37E6
      W=A*6.37E6
      EF1=EF*30.*6.37E6
      PRINT 3,T,X,U,W,EF1
      FORMAT (2X,E13.4,E15.6,3E13.4)
      M=1
      N=N+1
      FS=FN
      VS=UN
1     CONTINUE
      STOP
      END

```

Решение задачи о движении ротора – оболочки
с помощью квадратур

T	X	U	W	A
0.0000E+00	0.100000E+01	0.0000E+00	0.2454E+01	0.0000E+00
0.9850E+00	0.100039E+01	0.5399E+02	0.2100E+00	0.6701E+02
0.1667E+01	0.100077E+01	0.6366E+02	0.2680E+00	0.6498E+02
0.2248E+01	0.100115E+01	0.7448E+02	0.3563E+00	0.6204E+02
0.2747E+01	0.100153E+01	0.8665E+02	0.4671E+00	0.5859E+02
0.3176E+01	0.100190E+01	0.1001E+03	0.5873E+00	0.5453E+02
0.3549E+01	0.100228E+01	0.1148E+03	0.7202E+00	0.5002E+02
0.3876E+01	0.100265E+01	0.1305E+03	0.8630E+00	0.4512E+02
0.4165E+01	0.100303E+01	0.1471E+03	0.1043E+01	0.4001E+02
0.4423E+01	0.100341E+01	0.1645E+03	0.1205E+01	0.3487E+02
0.4655E+01	0.100378E+01	0.1822E+03	0.1362E+01	0.2986E+02
0.4862E+01	0.100416E+01	0.2003E+03	0.1509E+01	0.2516E+02
0.5054E+01	0.100454E+01	0.2184E+03	0.1643E+01	0.2087E+02
0.5230E+01	0.100491E+01	0.2363E+03	0.1761E+01	0.1705E+02
0.5393E+01	0.100529E+01	0.2541E+03	0.1861E+01	0.1375E+02
0.5545E+01	0.100567E+01	0.2715E+03	0.1945E+01	0.1095E+02
0.5689E+01	0.100604E+01	0.2884E+03	0.2013E+01	0.8523E+01
0.5823E+01	0.100642E+01	0.3050E+03	0.2067E+01	0.6725E+01
0.5951E+01	0.100680E+01	0.3210E+03	0.2109E+01	0.5197E+01
0.6072E+01	0.100717E+01	0.3365E+03	0.2140E+01	0.3984E+01
0.6189E+01	0.100755E+01	0.3515E+03	0.2162E+01	0.3033E+01
0.6300E+01	0.100793E+01	0.3660E+03	0.2177E+01	0.2294E+01
0.6407E+01	0.100830E+01	0.3801E+03	0.2187E+01	0.1726E+01
0.6511E+01	0.100868E+01	0.3936E+03	0.2192E+01	0.1291E+01
0.6611E+01	0.100906E+01	0.4068E+03	0.2194E+01	0.9620E+00
0.6707E+01	0.100944E+01	0.4195E+03	0.2192E+01	0.7139E+00
0.6801E+01	0.100981E+01	0.4319E+03	0.2189E+01	0.5277E+00
0.6893E+01	0.101019E+01	0.4439E+03	0.2185E+01	0.3889E+00
0.6982E+01	0.101057E+01	0.4555E+03	0.2179E+01	0.2857E+00
0.7068E+01	0.101094E+01	0.4668E+03	0.2172E+01	0.2093E+00
0.7153E+01	0.101132E+01	0.4779E+03	0.2165E+01	0.1530E+00
0.7236E+01	0.101170E+01	0.4886E+03	0.2157E+01	0.1116E+00
0.7317E+01	0.101207E+01	0.4991E+03	0.2149E+01	0.8121E-01
0.7396E+01	0.101245E+01	0.5093E+03	0.2140E+01	0.5900E-01
0.7474E+01	0.101283E+01	0.5192E+03	0.2131E+01	0.4278E-01
0.7550E+01	0.101320E+01	0.5290E+03	0.2123E+01	0.3098E-01
0.7625E+01	0.101358E+01	0.5385E+03	0.2114E+01	0.2240E-01
0.7699E+01	0.101396E+01	0.5478E+03	0.2105E+01	0.1617E-01
0.7771E+01	0.101433E+01	0.5569E+03	0.2096E+01	0.1166E-01
0.7843E+01	0.101471E+01	0.5659E+03	0.2087E+01	0.8396E-02
0.7913E+01	0.101509E+01	0.5746E+03	0.2078E+01	0.6040E-02
0.7982E+01	0.101546E+01	0.5832E+03	0.2068E+01	0.4341E-02

П Р И Л О Ж Е Н И Е П

Программа задачи о выходе ротора ОТС на орбиту

```

* FORTRAN IV          U02.2          SAT 24-JUN-89 12:15:38          PAGE 001
* -LP2:=KAZOTC

* 0001          DOUBLE PRECISION A, COB, D, DX, FZN, L, M, M1, FRN,
*              * PEFN, PEKI, PI, R0, TN, UZ, W0, XZN, AL, CX, DH,
*              * E, G0, K0, LAM, MU, PEI, PEZ, KN, Q, S, TZN,
*              * W00, XN, BET, C0, DTN, FN, HN, K1, I1, L0,
*              * M0, P, PE2I, R00, TI, UN, WN, XZ
* 0002          DOUBLE PRECISION AZ, C(?), DT, F, H, PEF,
*              * TZ, U, W, X, DOB, K(?), X1, NZ, PEZKN, PEKN
* 0003          BYTE NA(15)
* 0004          DATA UZ, E/9.6836D3, 2.16D11/
* 0005          DATA R0, G0, R00, AL/6.37D6, 9.814D0, 1.225D0, 955.736D0/
* 0006          TYPE*, 'ЗАДАЙТЕ ДИАМЕТР СЕЧЕНИЯ РОТОРА'
* 0007          ACCEPT*, D
* 0008          TYPE*, 'ЗАДАЙТЕ ДЛИНУ И МАССУ ЭЛЕМЕНТА'
* 0009          ACCEPT*, L, M1
* 0010          TYPE *, '          ЗАДАЙТЕ M0, CX'
* 0011          ACCEPT *, MU, CX
* 0012          Q=G0/R0
* 0013          BET=UZ*UZ/G0/R0
* 0014          M0=MU*M1
* 0015          M=M1+M0
* 0016          W00=G0*(BET/(1+MU)-1)
* 0017          PI=3.1415926D0
* 0018          S=PI*D*D/4
* 0019          L0=2*PI*R0
* 0020          W0=UZ/R0
* 0021          LAM=CX*0.3*L*0.5
* 0022          P=LAM*R00*R0/M
* 0023          TYPE*, 'ЗАДАЙТЕ ШАГ ИТЕРАЦИЙ'
* 0024          ACCEPT*, IH
* 0025          DX=DH/R0
* 0026          TYPE *, '          ЗАДАЙТЕ ОБЩУЮ ВЫСОТУ'
* 0027          ACCEPT *, DOB
* 0028          C          ЗАДАЙТЕ C0, C1, C3, C5, C7, C
* 0029          TYPE*, 'ЗАДАЕМ C1, C0?(1-ДА)'
* 0030          ACCEPT*, IR
* 0031          IF(IR.NE.1)GO TO 20
* 0032          TYPE*, 'ЗАДАЙТЕ C1, C0'
* 0033          ACCEPT*, C(1), C0
* 0034          GO TO 21
* 0035          20          C(1)=E*S/L0
* 0036          C0=0.5*C(1)
* 0037          21          COB=C(1)+C0
* 0038          C(3)=4*C(1)/5.
* 0039          C(5)=3*C(1)/5.
* 0040          C(7)=2*C(1)/5.
* 0041          C          ВЫЧИСЛЕНИЕ K0 И K1
* 0042          K0=2*PI*COB*L/(M*R0)
* 0043          DO 22I=1,7,2
* 0044          TYPE*, 'C', C(I)
* 0045          22          K(I)=2*PI*C(I)*L/(M1*R0)
* 0046          N5=DOB/DH
* 0047          TYPE *, ' ИМЯ ФАЙЛА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ?'
* 0048          ACCEPT 17, NAM, (NA(I), I=1, NAM)
* 0048          17          FORMAT(0, 30A1)

```

FORTRAN IV
-LP2:=KAZOTC

U02.2

SAT 24-JUN-89 12:15:38

PAGE 002

```

0049      DO 18 I=NAM+1,9
0050 18     NA(I)="0"
0051      OPEN(UNIT=1,NAME=NA,TYPE='UNKNOWN')
0052      WRITE(1,*,ERR=240)D,L,M1,0,BET,
*      M0,M,WB0,S,L0,W0,LAM,P,DI,DX,C(1),
*      C(3),C(5),C(7),C0,C0B,K0,K(1),K(3),K(5),K(7),
*      DOB,MU,CX,R0,G0,R00,AL,UZ,E
0053      CLOSE(UNIT=1)
0054      TYPE *, ' ИМЯ ФАЙЛА РЕЗУЛЬТАТОВ'
0055      ACCEPT 17,NAM,(NA(I),I=1,NAM)
0056      DO 19 I=NAM+1,9
0057 19     NA(I)="0"
0058      OPEN(UNIT=1,NAME=NA,TYPE='UNKNOWN')
0059      N=1
0060 500    GOTO(150,160,170,180,190,180,190,180,230,240),N
0061 501    N=N+1
0062      GOTO 500
0063 C     РАСЧЕТ НУЛЕВОГО УЧАСТКА
0064 150    I=1
0065      X=1.
0066      X1=1.
0067      H=0.
0068      U=0.
0069      W=1.5098461
0070      DT=0.
0071      TI=0.
0072      PEF=1.5202D-3
0073      F=0.
0074      A=0.
0075      N6=N5*9
0076      WRITE(1,*,ERR=240)N6
0077 105    WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,W,DT,TI,PEF,F,A
0078      I=I+1
0079      X=X+DX
0080      H=(X-X1)*R0
*      PEKI=(X-X1)*(0*(BET/(1+MU)*(X+X1)/X/X-
*      2/X)-K0*(X-X1))-2*A
0081      PEI=SQRT(PEKI)
0082      U=PEI*R0
0083      PE2I=0*(BET/(1+MU)*1/X**3-1/X**2)-
*      K0*(X-X1)-P*PEKI*EXP(-AL*(X-X1))
0084      W=PE2I*R0
0085      DT=DX/PEI
0086      TI=TI+DT
0087      TZ=TI/60
0088      PEF=W0/X/X
0089      F=F+PEF*DT
0090      A=A+P*PEKI*DX*EXP(-AL*(X-X1))
0091      AZ=A*M*R0*R0
0092      WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,W,DT,TZ,PEF,F,AZ
0093      IF(I.LT.N5)GO TO 105
0094      TYPE*, 'УЧАСТОК',N,' I=',I
0095      GO TO 501
0096 C     РАСЧЕТ ПЕРВОГО УЧАСТКА

```

FORTRAN IV
 *LP2:=KAZOTC

U02.2

SAT 24--JUN-89 12:15:38

PAGE 003

```

0097 160      XN=X
0098          XZN=XN+200.*DX
0099          PEKN=PEKI
0100          HN=H
0101          UN=U
0102          WN=(Q*(BET*XN**(-3)-XN**(-2)))-K(1)*(XN-X1)*R0
0103          DTN=0.
0104          TN=TI
0105          TZN=TN/60.
0106          PEFN=0.
0107          FRN=F
0108          WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,WN,DTN,TZN,PEFN,FRN,AZ
0109 30        I=I+1
0110          X=X+2*DX
0111          H=(X-X1)*R0
0112          PEKI=PEKN+Q*(BET*(XN**(-2)-X**(-2))-
* 2*(XN**(-1)-X**(-1)))-K(1)*(X**2-XN**2)-
* 2*(X-XN))
0113          PEI=SQRT(PEKI)
0114          U=PEI*R0
0115          PE2I=Q*(BET*X**(-3)-X**(-2))-K(1)*(X-X1)
0116          W=PE2I*R0
0117          DT=2*DX/PEI
0118          TI=TI+DT
0119          TZ=TI/60.
0120          PEF=W0/X**2
0121          F=F+PEF*DT
0122          WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,W,DT,TZ,PEF,F,AZ
0123          IF (X.LT.XZN) GO TO 30
0125          GO TO 501
C
0126 170      PACHET BTOPOFO YHACTKA
0127          XN=X
0128          XZN=XN+500.*DX
0129          PEKN=PEKI
0130          HN=H
0131          UN=U
0132          FZN=4.5E8
0133          FN=FZN/(M1*R0**2)
0134          WN=(Q*(BET*XN**(-3)-XN**(-2))-FN)*R0
0135          DTN=0.
0136          TN=TI
0137          TZN=TI/60.
0138          PEFN=0.
0139          FRN=F
0139          WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,WN,DTN,TZN,PEFN,FRN,AZ
0140 31        I=I+1
0141          X=X+5.*DX
0142          H=(X-X1)*R0
0143          PEKI=PEKN+Q*(BET*(XN**(-2)-X**(-2))-
* 2*(XN**(-1)-X**(-1)))-
* 2*FN*(X-XN)
0144          PEI=SQRT(PEKI)
0145          U=PEI*R0
0146          PE2I=Q*(BET*X**(-3)-X**(-2))-FN

```



```

FORTRAN IV          U02.2          SAT 24-JUN-89 12:15:38          PAGE
- LP2:=KAZOTC

P147      W=PE2I*R0
P148      DT=5*DX/PEI
P149      TI=TI+DT
P150      TZ=TI/60
P151      PEF=W0/X**2
P152      F=F+PEF*DT
P153      WRITE(1,*,ERR=240)N, I, X, H, U, W, DT, TZ, PEF, F, AZ
P154      IF(X.LT.XZN)GO TO 31
P155      TYPE*, 'УЧАСТОК', N, ' I=', I
P156      GO TO 501
C
P158      180      PACHET TRET'YEGO, PYATOGO, SED'YMOGO UCHASTKOV
P159      XN=X
P160      XZN=XN+300.*DX
P161      PEKN=PEKI
P162      HN=H
P163      UN=U
P164      KN=2*PI*C(N-1)*XN/(M1*R0)
P165      WN=0*(BET*XN**(-3)-XN**(-2))*R0
P166      DTN=0.
P167      TN=TI
P168      TZN=TN/60
P169      PEFN=0
P170      FRN=F
P171      33      WRITE(1,*,ERR=240)N, I, X, H, U, WN, DTN, TZN, PEFN, FRN, AZ
P172      I=I+1
P173      X=X+3*DX
P174      H=(X-X1)*R0
P175      *      PEKI=PEKN+0*(BET*(XN**(-2)-X**(-2))-
P176      *      2*(XN**(-1)-X**(-1))) - KN*(X-XN)**2
P177      IF(PEKI.LE.0.)TYPE*, N, I, X, PEKI
P178      PEI=SQRT(PEKI)
P179      U=PEI*R0
P180      PE2I=0*(BET*X**(-3)-X**(-2))-KN*(X-XN)
P181      W=PE2I*R0
P182      DT=3*DX/PEI
P183      TI=TI+DT
P184      TZ=TI/60
P185      PEF=W0/X**2
P186      F=F+PEF*DT
P187      WRITE(1,*,ERR=240)N, I, X, H, U, W, DT, TZ, PEF, F, AZ
P188      IF(X.LT.XZN)GO TO 33
P189      TYPE*, 'УЧАСТОК', N, ' I=', I
P190      GO TO 501
C
P191      190      PACHET CHETVERTOGO I SHESTOGO UCHASTKOV
P192      XN=X
P193      XZN=XN+500*DX
P194      PEKN=PEKI
P195      HN=H
P196      UN=U
P197      NZ=N
P198      *      FN=(PEKN*(1-(NZ-3.)*(-2))+0*(BET*(XN**(-2)-
P199      *      XZN**(-2))-2*(XN**(-1)-XZN**(-1))))/(1000.*DX)
P199      WN=(0*(BET*XN**(-3)-XN**(-2))-FN)*R0
P199      DTN=0.

```

FORTTRAN IV
-LP2:=KAZOTC

U02.2

SAT 24-JUN-89 12:15:38

PAGE 005

```

* 200      TN=TI
201      TZN=TN/60.
202      PEFN=0.
203      FRN=F
204      FZN=FN*M1*R0**2
205      WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,WN,DTN,TZN,PEFN,FRN,AZ
206      PRINT*, 'XN=', XN, 'PEKN=', PEKN
207      PRINT*, 'FN=', FN
208      PRINT*, 'Q=', Q, 'BET=', BET
209      35      I=I+1
210      X=X+5*DX
211      H=(X-X1)*R0
212      PEKI=PEKN+0*(BET*(XN**(-2))-X**(-2))-2*
*          (XN**(-1))-X**(-1)))-2*FN*(X-XN)
213      IF(PEKI.LE.0)PRINT*,N,I,X,PEKI
215      PEI=SORT(PEKI)
216      U=PEI*R0
217      PE2I=0*(BET*X**(-3))-X**(-2))-FN
218      W=PE2I*R0
219      DT=5*DX/PEI
220      TI=TI+DT
221      TZ=TI/60
222      PEF=W0/X**2
223      F=F+PEF*DT
224      WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,W,DT,TZ,PEF,F,AZ
225      IF(X.LT.XZN)GO TO 35
227      TYPE*, 'УЧАСТОК', N, 'I=', I
228      GO TO 501
C
229      230      ПАЧЕТ ВОСЬМОГО УЧАСТКА
230      XN=X
231      XZN=XN+400*DX
232      XZ=1.5
233      PEKN=PEKI
234      HN=H
235      UN=U
236      FN=(PEKN+0*(BET*(XN**(-2))-XZ**(-2))-2*(XN**(-1))-
*          XZ**(-1)))/ (885*DX)
237      WN=(0*(BET*XN**(-3))-XN**(-2))-FN)*R0
238      DTN=0.
239      TN=TI
240      TZ=TN/60.
241      PEFN=0.
242      FRN=F
243      FZN=FN*M1*R0**2
244      PEZKN=PEKN+0*(BET*(XN**(-2))-XZN**(-2))-2*
*          (XN**(-1))-XZN**(-1)))-FN*800*DX
245      WRITE(1,*,ERR=240)N,I,X,H,U,WN,DTN,TZ,PEFN,FRN,AZ
246      PRINT*, 'XN=', XN, 'XZN=', XZN
247      PRINT*, 'PEKN=', PEKN, 'FN=', FN
248      PRINT*, 'FZN=', FZN, 'PEZKN=', PEZKN
249      44      I=I+1
250      X=X+5*DX
251      H=(X-X1)*R0
IF(X.LE.XZN)GO TO 45

```

FORTRAN IV
-LP2:=KAZOTC

U02.2

SAT 24--JUN--89 12:15:38

PAGE 0

```

0253      PEKI=PEZKN+0*(BET*(XZN**(-2)-X**(-2))-2*(XZN**(-1)-
      * X**(-1)))-FN*(85*DX-(XZ-X)**2/(85*DX))
0254      PRINT *, 'PEKI1=', PEKI
0255      GO TO 46
0256      45      PEKI=PEKN+0*(BET*(XN**(-2)-X**(-2))-2*(XN**(-1)-
      * X**(-1)))-2*FN*(X-XN)
0257      PRINT *, 'PEKI2=', PEKI
0258      46      IF(PEKI.LT.0) GO TO 48
0259      PEI=SQRT(PEKI)
0260      GO TO 49
0261      48      PEI=0.
0262      49      U=PEI*R0
0263      IF(X.LE.XZN) GO TO 50
0264      PE2I=0*(BET*X**(-3)-X**(-2))-FN*
      * (XZ-X)/(85*DX)
0265      GO TO 51
0266      50      PE2I=0*(BET*(X**(-3)-X**(-2)))-FN
0267      W=PE2I*R0
0268      IF(PEI.GT.0) GO TO 53
0269      PRINT *, 'PEI=', PEI, 'I=', I
0270      GO TO 60
0271      53      DT=5*DX/PEI
0272      TI=TI+DT
0273      TZ=TI/60.
0274      PEF=W0/X**2
0275      F=F+PEF*DT
0276      WRITE(1, *, ERR=240) N, I, X, H, U, W, DT, TZ, PEF, F, AZ
0277      IF(X.LT.XZ) GO TO 44
0278      TYPE *, 'УЧАСТОК', N, 'ПРОШЕЛ'
0279      60      GOTO 501
0280      240      CLOSE(UNIT=1)
0281      STOP
0282      END

```

FORTRAN IV STORAGE MAP FOR PROGRAM UNIT .MAIN.

LOCAL VARIABLES, .PSECT XDATA, SIZE = 001420 (392. WORDS)

NAME	TYPE	OFFSET	NAME	TYPE	OFFSET	NAME	TYPE	OFFSET
AL	R*8	000274	AL	R*8	000250	AZ	R*8	001024
BET	R*8	000634	COB	R*8	000304	DX	R*8	000464
B0	R*8	000644	D	R*8	000314	DH	R*8	000474
COB	R*8	001134	DT	R*8	001034	DTN	R*8	000654
DX	R*8	000324	E	R*8	000210	F	R*8	001044
FN	R*8	000664	FRN	R*8	000374	FZN	R*8	000334
H0	R*8	000230	H	R*8	001054	HN	R*8	000674
I	I*2	001206	IR	I*2	001204	I1	R*8	000714
KN	R*8	000554	K0	R*8	000504	K1	R*8	000704
L	R*8	000344	LAM	R*8	000514	L0	R*8	000724
M	R*8	000354	MU	R*8	000524	M0	R*8	000734
M1	R*8	000364	N	I*2	001214	NAM	I*2	001212
NZ	R*8	001154	N5	I*2	001210	N6	I*2	001216
P	R*8	000744	PEF	R*8	001064	PEFN	R*8	000404
PEI	R*8	000534	PEKI	R*8	000414	PEKN	R*8	001174
PEZ	R*8	000544	PEZKN	R*8	001164	PE2I	R*8	000754

PI	R*8	000424	Q	R*8	000564	R00	R*8	000240
PO	R*8	000220	S	R*8	000574	TI	R*8	000764
TN	R*8	000434	TZ	R*8	001074	TZN	R*8	000604
U	R*8	001104	UN	R*8	000774	UZ	R*8	000200
W	R*8	001114	WB0	R*8	000614	UN	R*8	001004
WO	R*8	000444	X	R*8	001124	XN	R*8	000624
XZ	R*8	001014	XZN	R*8	000454	X1	R*8	001144

LOCAL AND COMMON ARRAYS:

NAME	TYPE	SECTION	OFFSET	-----SIZE-----	DIMENSIONS
C	R*8	*DATA	000000	000070 (28.)	(7)
K	R*8	*DATA	000070	000070 (28.)	(7)
NA	L*1	*DATA	000160	000017 (8.)	(15)

SUBROUTINES, FUNCTIONS, STATEMENT AND PROCESSOR-DEFINED FUNCTIONS:

NAME	TYPE	NAME	TYPE	NAME	TYPE	NAME	TYPE	NAME	TYPE
EXP	R*4	SORT	R*4						

Список литературы к первой главе

- 1.1. Н.П.Грушинский, А.Н.Грушинский. В мире сил тяготения. "Недра", М., 1978. - С.175
- 1.2. Справочник по технической механике, под ред. ак. А.Н.Динника. Гостехиздат, М.-Л., 1949. - С.734
- 1.3. Н.Я.Фабрикант. Аэродинамика, общий курс. "Наука", М., 1964. - С.814
- 1.4. Н.Ф.Краснов. Аэродинамика тел вращения. "Машиностроение", М., 1964. - С.572

2. ОЦЕНКА НЕКОТОРЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАЗОГРЕВА РОТОРА ОТС

2.1. Краткий обзор вопросов аэродинамического разогрева космической техники

Переходя к обзору основных материалов, касающихся аэродинамического нагрева разного рода конструкций, прежде всего оговорим, что ниже будет рассматриваться лишь тот возможный технический вариант реализации ОТС, когда ротор в процессе подъема не находится в защитной оболочке.

Движение объектов в аэродинамике, как известно, характеризуют числом Маха M , равным отношению скорости объекта к местной скорости звука. Тогда характерное значение числа Маха для ротора ОТС при скорости 10000 м/с в момент старта равно $M = 29,39$. Такое значение числа Маха является весьма высоким. Известная, эксплуатируемая в настоящее время авиационная и ракетная техника, артиллерийские снаряды и т.п. в плотных слоях атмосферы имеют диапазон скоростей, ограниченный сверху числом Маха, равным, как правило, 3-4 единицам. Характерной особенностью эксплуатации систем при достаточно больших числах Маха, является резкое возрастание лобового сопротивления и необходимость преодоления "теплого барьера".

Преодоление лобового сопротивления не является острым вопросом для ОТС, поскольку отсутствует собственно лобовая часть устройства. Вместе с тем, возможное наличие тех или иных технологических выступов, выходящих за пределы пограничного слоя устройства, может стать источником значительного аэродинамического сопротивления (порядка $10^7 \div 10^8$ Па или $10^2 \div 10^3$ кг/см²). Кроме того такие выступы будут порождать ударные волны большой интенсив-

ности. Поэтому в качестве предварительного вывода отметим, что возможные технологические выступы на поверхности устройства должны быть сведены к минимуму.

Более важной проблемой в плане принципиальной реализации обсуждаемого технического варианта системы ОТС без защитной, вакуумной оболочки является проблема хорошо известного в аэрокосмической технике "теплового барьера" [1-3].

Аэродинамический нагрев устройства, как известно, вызывается вязким трением поверхности о воздух, а также его сжатием на лобовых частях (в случае ОТС на возможных технологических выступах). При этом в пределе температура воздуха на лобовых частях, в так называемых точках полного динамического торможения может достигать значений близких к температуре адиабатического торможения. Применительно к ОТС расчеты по известным соотношениям [1] показывают, что температура адиабатического торможения должна принимать значение порядка 27500°K . Температура же самой лобовой, выступающей части будет ниже за счет наличия теплообмена с окружающей средой посредством излучения, соседними элементами конструкции и т.п. Напряженной можно ожидать тепловую обстановку и в окрестности боковой поверхности ротора ОТС.

Анализируя известные литературные источники, касающиеся вопросов аэродинамического нагрева конструкций, можно видеть, что все они предполагают обязательное наличие "лобовой" части устройства, на которой возникает пограничный слой. Поэтому применительно к расчету параметров аэродинамического нагрева ОТС (не имеющего "лобовой" части) подобрать и распространить известные результаты затруднительно. Это связано еще и с тем, что аэрокосмическая техника имеет, как правило, максимальную скорость в наименее

плотных слоях атмосферы, в то время как ОТС – наоборот. Максимальная скорость ротора ОТС будет иметь место в наиболее плотных слоях атмосферы.

По видимому близким аналогом, выявленным по литературным источникам, являются так называемые (ТЛА) трансатмосферные летательные аппараты [4]. При подъеме такого аппарата ожидается, что максимальная, равновесная температура в критической точке и на передней кромке крыла составит соответственно 3500°K и 2600°K . На средней линии такого аппарата с наветренной стороны максимальная температура будет около 1300°K как при подъеме, так и при спуске. Ожидается также, что при скорости 7200 м/с на высоте 75 км лобовое сопротивление (скоростной напор) составит величину порядка $10^4 \div 10^5\text{ Па}$, а тепловой поток, подводимый к поверхности ТЛА – $40 \div 100\text{ кВт/м}^2$.

Для сравнения отметим, что по данным работы [5], тепловой поток, подводимый к поверхности космических летательных аппаратов многоразового использования (КЛАМИ), имеет величину порядка 150 кВт/м^2 .

Приведенные здесь цифровые данные, касающиеся тепловой обстановки на поверхности отдельных типов аэрокосмической техники, естественно не могут быть перенесены на случай ОТС. Тем не менее они в какой-то степени могут дать представление об ожидаемых значениях (по крайней мере по порядку величины) температур и тепловых потоков на поверхности ротора ОТС и послужить отправной точкой при оценке результатов, полученных в следующих разделах непосредственно для ОТС.

Говоря о возможных путях тепловой защиты аэрокосмической техники отметим здесь два основных направления. Первый путь сос-

тоит в использовании жаропрочных материалов [6] , а второй - основан на применении специальных покрытий (сублимирующих, плавающих и т.п.), защитный эффект которых связан с уносом их массы [1, 2, 7] . Допускается по-видимому и комбинированное использование защитных, сублимирующих покрытий, формируемых на облочках из жаропрочных материалов. При этом необходимо иметь в виду, что при больших температурах движение в атмосфере связано еще с одной проблемой, а именно защитой от атомарного кислорода.

Как показали исследования авторов работы [8] , перфторные полимеры типа тефлона и силоксановых полимеров, оказались наименее активными в смысле их взаимодействия с атомарным кислородом. Попутно отметим, что тефлон может быть использован и в качестве защитного сублимирующего покрытия.

Перейдем теперь к непосредственному рассмотрению вопросов, связанных с тепловой обстановкой в окрестности поверхности ротора ОТС.

2.2. Постановка задачи

С целью получения количественной оценки температурного поля, в окрестности ротора ОТС на начальной (как наиболее неблагоприятной с точки зрения разогрева конструкции) стадии запуска, была рассмотрена нестационарная задача о разогреве воздуха в окрестности ротора за счет вязкого трения (диссипации механической энергии). Точные постановка и решение такой задачи встречают определенные трудности. Однако для получения количественных оценок вполне допустимо рассмотреть приближенный с целым рядом упрощающих допущений подход. Сделаем прежде всего

следующие основные допущения, о возможных тенденциях протекания процессов при снятии которых будет сказано ниже.

1. В момент старта раскрученный до максимальной скорости ротор "мгновенно" контактирует с неподвижным воздухом.

2. Аэродинамические и теплофизические характеристики воздуха не зависят от температуры и считаются постоянными. При этом в ходе расчетов их числовые значения принимаются при некоторой средней температуре.

3. Влиянием радиальной скорости ротора на гидродинамические и теплофизические процессы, протекающие в его окрестности, можно пренебречь.

4. Кривизной осевой линии ротора будем пренебрегать по сравнению с кривизной его поперечного сечения. Последнее позволяет считать, что гидродинамические и теплофизические процессы в окрестности поверхности ротора подобны тем же процессам в окрестности поверхности бесконечно длинного цилиндра при его движении вдоль своей оси.

5. Будем считать, что течение воздуха в окрестности ротора является ламинарным и одномерным. При этом отличной от нуля является лишь одна компонента скорости частиц воздуха, направленная вдоль осевой линии ротора.

6. "Проскальзывание" частиц воздуха по поверхности ротора не учитывается.

7. Разогретый воздух сам не излучает энергию и не поглощает излучение, исходящее от поверхности ротора.

8. Предполагается, что ротор снабжен идеальной теплоизоляцией так, что отводом тепла с его поверхности внутрь ротора допустимо пренебречь.

9. Рассматривая разогрев воздуха в окрестности поверхности

ротора, будем пренебрегать процессом его ионизации и химическими реакциями, протекающими в нем.

10. Процесс сублимации защитного покрытия достаточно слабо влияет на гидродинамическую обстановку в окрестности поверхности ротора.

11. Касательная составляющая скорости ротора практически не изменяется с течением времени.

Другие упрощающие допущения будут вводиться по мере необходимости.

Введем цилиндрическую систему координат так, как показано на рис.2.1, направив ось Z вдоль осевой линии ротора.

Тогда с учетом сделанных выше допущений распределения скорости воздуха u_z и его температуры T в окрестности поверхности ротора будут описываться следующей системой уравнений, вытекающих из основных положений гидродинамики и теории конвективного теплопереноса [9]

$$\rho \frac{\partial u_z}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial u_z}{\partial r} \right); \quad \frac{\partial p}{\partial r} = 0; \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} = 0; \quad (2.2)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \mu \left(\frac{\partial u_z}{\partial r} \right)^2; \quad (2.3)$$

$$p = \rho R T; \quad (2.4)$$

где ρ , μ , c_p , λ - соответственно плотность, коэффициент динамической вязкости, удельная теплоемкость и коэффициент теплопроводности воздуха; t - время; r - радиальная

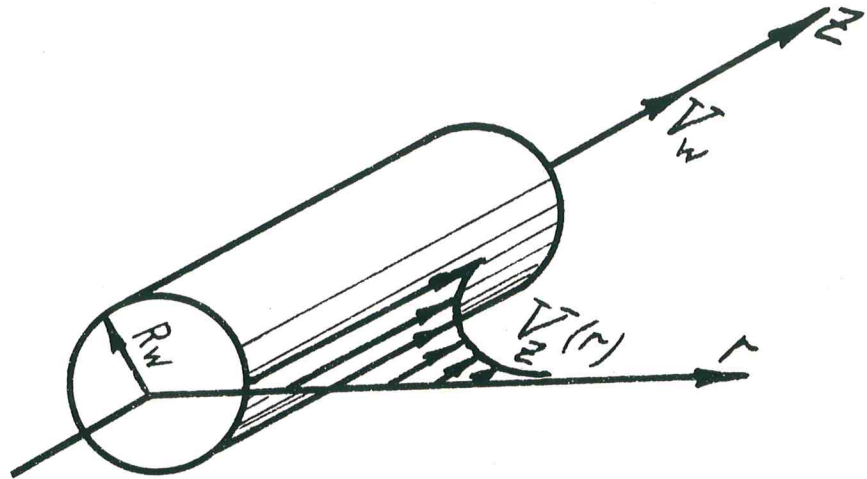


Рис.2.1. Расчетная схема

координата; P - давление воздуха; R универсальная газовая постоянная. Представленные здесь уравнения записаны при дополнительном допущении об осевой симметрии ($\partial/\partial\theta \equiv 0$), а также допущении о независимости основных характеристик от координаты z ($\partial/\partial z \equiv 0$). Иначе говоря предполагается, что все искомые параметры представляют собой функции лишь времени t и радиальной координаты r . При этом соотношения (2.1), (2.2) представляют собой, соответственно, уравнения Навье-Стокса и условие неразрывности потока. Соотношение (2.3) описывает конвективный, нестационарный теплоперенос с учетом диссипации механической энергии. Замыкает систему уравнение состояния (2.4). С учетом допущения 2 применительно к плотности воздуха ($\rho = \text{const}$), решение задачи сводится к рассмотрению следую-

щей системы двух уравнений относительно u_z и T

$$\rho \frac{\partial u_z}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial u_z}{\partial r} \right); \quad (2.5)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \mu \left(\frac{\partial u_z}{\partial r} \right)^2; \quad (2.6)$$

с граничными

$$r = R_w; \quad u_z = V_w; \quad T = T_w = T_s; \quad (2.7)$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial r} = \epsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4) + J L; \quad (2.8)$$

$$r \rightarrow \infty; \quad u_z = 0; \quad T = T_\infty; \quad (2.9)$$

и начальными условиями

$$t = 0; \quad u_z = 0; \quad T = T_\infty; \quad (2.10)$$

$$R_w = R_{w0}; \quad (2.11)$$

Здесь приняты следующие обозначения: R_{w0} , R_w - начальное и текущее значения радиуса поперечного сечения ротора; V_w - касательная составляющая скорости ротора; T_w - температура поверхности ротора; T_∞ - температура воздуха в невозмущенном состоянии; L - удельная теплота фазового перехода (сублимации) на поверхности ротора; J - плотность массового потока, отводимого с поверхности ротора; ϵ - интегральная степень черноты поверхности ротора; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·к⁴) - постоянная Стефана-Больцмана; T_s - температура фазового перехода (сублимации).

В рамках квазистационарного приближения рассмотренная

постановка задачи может быть дополнена уравнением динамики испарения защитного покрытия

$$\frac{dR_w}{dt} = - \frac{J}{\rho_w} \quad (2.12)$$

где ρ_w - плотность материала покрытия.

2.3. Приближенный расчет параметров течения воздуха в окрестности поверхности ротора

С учетом допущения 2 уравнение (2.5) может быть рассмотрено независимо. При этом в окрестности поверхности ротора решение этого уравнения будет стремиться к решению соответствующего уравнения, описывающего течение в окрестности пластины "мгновенно" приведенной в движение [10]

$$u_z = V_w \operatorname{Erfc} \left(\frac{r - R_w}{2} \sqrt{\frac{\rho}{\mu t}} \right) \quad (2.13)$$

Здесь

$$\operatorname{Erfc}(x) = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-\eta^2} d\eta ;$$

- функция ошибок Гаусса [11] .

Из полученного решения следует, что воздух "захватывается" ротором и приводится в движение во всем окружающем пространстве вплоть до бесконечности. Однако, как следует из (2.13), скорость воздуха быстро падает по мере удаления от оси ротора. Поэтому для конкретных расчетов допустимо ограничиться некой конечной областью охвата радиуса R_∞ . При этом за радиус охвата R_∞ можно принять такой радиус, на котором скорость воздуха $u_z(R_\infty)$ составит наперед заданную часть ε_1 (на-

пример I %, т.е. $\varepsilon_1 = 0,01$) от касательной составляющей скорости ротора V_w . Тогда радиус охвата может быть вычислен по формуле

$$R_{\infty}(t) = R_w + 2\varepsilon_2 \sqrt{\frac{\mu t}{\rho}}, \quad (2.14)$$

где ε_2 - аргумент функции ошибок Гаусса, при котором она принимает значение ε_1

$$\varepsilon_1 = \text{Erfc}(\varepsilon_2).$$

Для сравнения в таблице 2.1 приведены значения радиуса охвата течения воздуха в зависимости от времени для двух значений скорости воздуха на внешней границе этой области: скорости звука ($U_z(R_{\infty}) = 340,3$ м/с; $\varepsilon_1 = 0,034$; $\varepsilon_2 = 1,49$) и практически нулевой по аэрокосмическим масштабам скорости

($U_z(R_{\infty}) = 2,36$ м/с; $\varepsilon_1 = 0,000236$; $\varepsilon_2 = 2,6$). Расчеты проводились для $R_w = 0,05$ м при следующих значениях параметров воздуха $\mu = 13,944 \cdot 10^{-5}$ Па·с и $\rho = 0,07995$ кг/м³, соответствующих определяющей температуре 4273°К.

Таблица 2.1

$U_z(R_{\infty})$ м/с	R_{∞} , м					
	Время					
	0,1с	1с	10с	60с	120с	600с
340,3	0,089	0,175	0,444	1,011	1,413	3,099
2,36	0,119	0,267	0,736	1,732	2,429	5,370

2.4. Приближенный расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации защитного покрытия

Расчет температурного поля в окрестности поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации может быть проведен на основе уравнения (2.6) с учетом (2.13). При этом необходимо полагать, что в (2.8) $J = 0$ и температура T_w поверхности ротора не известна заранее.

Подставляя тогда (2.13) в (2.6) и делая некоторые преобразования, приходим к следующему дифференциальному уравнению

$$c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\rho V_w^2}{\pi t} \exp \left\{ - \frac{\rho (r - R_w)^2}{2 \mu t} \right\} \quad (2.15)$$

Вводя безразмерные переменные

$$T' = \frac{T - T_w}{T_c - T_w}; \quad t' = \frac{t}{t_0}; \quad r' = \frac{r}{R_w}, \quad (2.16)$$

уравнение (2.15) может быть преобразовано к виду

$$\frac{\partial T'}{\partial t'} = \frac{A_1}{r'} \frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) + \frac{A_3}{t'} \exp \left\{ - \frac{(r' - 1)^2}{A_2 t'} \right\}, \quad (2.17)$$

$$A_1 = \frac{\lambda t_0}{c_p \rho R_w^2}; \quad A_2 = \frac{2 \mu t_0}{\rho R_w^2}; \quad A_3 = \frac{V_w^2}{\pi c_p (T_c - T_w)}.$$

Здесь приняты следующие обозначения: T_c - некоторая характерная температура воздуха; t_0 - характерное время; A_1 , A_2 , A_3 - безразмерные параметры.

Решение уравнения (2.17) проводили численным методом с привлечением ЭВМ в соответствии со следующей разностной схемой

$$\begin{aligned} \frac{T'_{i+2,j+1} - T'_{i+2,j}}{\Delta t'} &= \frac{A_3}{t'_{j+1}} \exp\left\{-\frac{(r'_{i+1}-1)^2}{A_2 t'_{j+1}}\right\} + \\ &+ \frac{A_1}{r'_{i+1} (\Delta r')^2} \left\{ (r'_{i+1} + \frac{\Delta r'}{2}) [T'_{i+2,j+1} - T'_{i+2,j+1}] - \right. \\ &\left. - (r'_i + \frac{\Delta r'}{2}) [T'_{i+1,j+1} - T'_{i,j+1}] \right\}; \quad i, j = 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (2.18)$$

где $\Delta t'$ - безразмерный шаг по времени; $\Delta r'$ - безразмерный шаг по радиальной координате; i - номер узла сетки по радиальной координате; j - номер узла сетки по времени. Граничное условие (2.8) в разностном виде после обезразмеривания было представлено в форме

$$\begin{aligned} \frac{T'_{2,j+1} - T'_{1,j+1}}{\Delta r'} &= A_4 \left[(T'_{1,j+1} + A_5)^4 - A_5^4 \right]; \quad (2.19) \\ A_4 &= \frac{\varepsilon \sigma (T'_0 - T'_\infty)^3 R_w}{\lambda}; \quad A_5 = \frac{T'_\infty}{T'_0 - T'_\infty}. \end{aligned}$$

Представленная разностная схема рассматривалась совместно с методом "пристрелки", что обеспечивало с задаваемой точностью выполнение граничного условия (2.9) для температуры воздуха за счет выбора значения $T'_{1,j+1}$. В ходе численного решения точность выполнения условия (2.9) принималась

$$0 \leq T'(R_\infty) \leq 0,01$$

При этом в качестве бесконечно удаленной точки ($r \rightarrow \infty$) принималось безразмерное значение радиальной координаты на внешней границе области течения, вытекающее из (2.14)

$$R'_\infty(t') = 1 + \varepsilon_2 \sqrt{2A_2 t'} \quad (2.20)$$

Программа I, реализующая только что рассмотренную разностную схему на ЭВМ "Электроника-60", представлена в конце параграфа.

Перейдем теперь к анализу полученных в ходе расчета результатов.

В каждой из таблиц 2.2-2.5 представлены в безразмерном и размерном виде зависимости W_z и T от радиальной координаты r для трех характерных моментов времени (начиная с момента старта), равных соответственно 0,0006с, 0,0306с, 0,0606 с. Результаты, представленные в этих таблицах были получены для следующих значений исходных параметров

$$\begin{aligned} V_w &= 10^4 \text{ м/с} ; & T_0 &= 3300 \text{ }^\circ\text{K} ; & T_\infty &= 300 \text{ }^\circ\text{K} ; \\ t_0 &= 60 \text{ с} ; & \varepsilon &= 0,5 ; & R_w &= 0,05 \text{ м} ; \\ \varepsilon_2 &= 2,6 ; & \Delta t' &= 0,00075 ; & \Delta L' &= 10^{-5} ; \end{aligned} \quad (2.21)$$

Отличие этих таблиц состоит в том, что они были получены для различных значений температуры T_* , при которой определялись гидродинамические и теплофизические параметры воздуха c_p, μ, ρ, λ . Числовые значения этих параметров в зависимости от определяющей температуры T_* представлены в таблице 2.6. Для сравнения в трех правых колонках этой же таблицы представлены расчетные значения температуры поверхности ротора, соответственно, в моменты времени 0,0006с, 0,0306с, 0,0606с. Анализируя значения T_w , вычисленные для одного момента времени, но при различных значениях определяющей температуры T_* можно видеть, что исходное упрощающее допущение 2 для оценочных расчетов вполне приемлемо. Действительно, полученные значения T_w

$A1 = 0.531E+00$ $A2 = 0.749E+00$ $A3 = 0.106E+02$
 $A4 = 0.148E+04$ $A5 = 0.100E+00$
 ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.100E-04$ ВРЕМЯ = $0.600E-03$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.3332E+03$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.2666E+07$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.8376E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДМ = $0.5050E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1010E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.938E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.311E+04
0.100E+01	0.784E+00	0.223E+01	0.500E-01	0.784E+04	0.699E+04
0.100E+01	0.584E+00	0.277E+01	0.501E-01	0.584E+04	0.862E+04
0.100E+01	0.411E+00	0.278E+01	0.501E-01	0.411E+04	0.863E+04
0.100E+01	0.273E+00	0.247E+01	0.501E-01	0.273E+04	0.771E+04
0.100E+01	0.171E+00	0.204E+01	0.502E-01	0.171E+04	0.642E+04
0.100E+01	0.100E+00	0.161E+01	0.502E-01	0.100E+04	0.514E+04
0.101E+01	0.550E-01	0.124E+01	0.503E-01	0.550E+03	0.402E+04
0.101E+01	0.283E-01	0.940E+00	0.503E-01	0.283E+03	0.312E+04
0.101E+01	0.136E-01	0.705E+00	0.503E-01	0.136E+03	0.242E+04
0.101E+01	0.611E-02	0.523E+00	0.504E-01	0.611E+02	0.187E+04
0.101E+01	0.256E-02	0.381E+00	0.504E-01	0.256E+02	0.144E+04
0.101E+01	0.991E-03	0.268E+00	0.504E-01	0.991E+01	0.110E+04

***--

--*

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.510E-03$ ВРЕМЯ = $0.306E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.4666E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.5730E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1800E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ = $0.5359E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1072E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.607E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.212E+04
0.101E+01	0.701E+00	0.237E+01	0.504E-01	0.701E+04	0.740E+04
0.101E+01	0.443E+00	0.261E+01	0.507E-01	0.443E+04	0.812E+04
0.102E+01	0.250E+00	0.215E+01	0.511E-01	0.250E+04	0.676E+04
0.103E+01	0.125E+00	0.154E+01	0.515E-01	0.125E+04	0.492E+04
0.104E+01	0.550E-01	0.102E+01	0.519E-01	0.550E+03	0.335E+04
0.104E+01	0.213E-01	0.643E+00	0.522E-01	0.213E+03	0.223E+04
0.105E+01	0.721E-02	0.389E+00	0.526E-01	0.721E+02	0.147E+04
0.106E+01	0.212E-02	0.213E+00	0.530E-01	0.212E+02	0.940E+03
0.107E+01	0.538E-03	0.814E-01	0.534E-01	0.538E+01	0.544E+03
0.108E+01	0.109E-03	0.000E+00	0.538E-01	0.109E+01	0.300E+03
0.108E+01	0.888E-05	0.000E+00	0.541E-01	0.888E-01	0.300E+03
0.109E+01	-0.104E-04	0.000E+00	0.545E-01	-0.104E+00	0.300E+03

***--

--*

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.101E-02$ ВРЕМЯ = $0.606E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.3316E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.4635E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1456E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ = $0.5506E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1101E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.570E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.201E+04
0.101E+01	0.703E+00	0.269E+01	0.505E-01	0.703E+04	0.837E+04
0.102E+01	0.445E+00	0.302E+01	0.510E-01	0.445E+04	0.936E+04
0.103E+01	0.252E+00	0.244E+01	0.516E-01	0.252E+04	0.762E+04
0.104E+01	0.127E+00	0.166E+01	0.521E-01	0.127E+04	0.529E+04
0.105E+01	0.562E-01	0.102E+01	0.526E-01	0.562E+03	0.337E+04
0.106E+01	0.220E-01	0.583E+00	0.531E-01	0.220E+03	0.205E+04
0.107E+01	0.751E-02	0.307E+00	0.537E-01	0.751E+02	0.122E+04
0.108E+01	0.224E-02	0.150E+00	0.542E-01	0.224E+02	0.749E+03
0.109E+01	0.575E-03	0.537E-01	0.547E-01	0.575E+01	0.461E+03
0.111E+01	0.120E-03	0.000E+00	0.552E-01	0.120E+01	0.300E+03
0.112E+01	0.120E-04	0.000E+00	0.558E-01	0.120E+00	0.300E+03
0.113E+01	-0.100E-04	0.000E+00	0.563E-01	-0.100E+00	0.300E+03

***--

$A1 = 0.331E+01$ $A2 = 0.479E+01$ $A3 = 0.956E+01$
 $A4 = 0.640E+03$ $A5 = 0.100E+00$
 ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.100E-04$ ВРЕМЯ = $0.600E-03$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.2828E+03$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.2648E+07$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.8319E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДМ = $0.5127E-01$ М $R_{ВОЗМ./R} = 0.1025E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.936E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.311E+04
0.100E+01	0.745E+00	0.222E+01	0.501E-01	0.745E+04	0.697E+04
0.100E+01	0.516E+00	0.257E+01	0.502E-01	0.516E+04	0.800E+04
0.101E+01	0.329E+00	0.234E+01	0.503E-01	0.329E+04	0.731E+04
0.101E+01	0.194E+00	0.187E+01	0.504E-01	0.194E+04	0.591E+04
0.101E+01	0.104E+00	0.139E+01	0.506E-01	0.104E+04	0.446E+04
0.101E+01	0.511E-01	0.982E+00	0.507E-01	0.511E+03	0.325E+04
0.102E+01	0.229E-01	0.677E+00	0.508E-01	0.229E+03	0.233E+04
0.102E+01	0.930E-02	0.455E+00	0.509E-01	0.930E+02	0.167E+04
0.102E+01	0.342E-02	0.293E+00	0.510E-01	0.342E+02	0.118E+04
0.102E+01	0.114E-02	0.169E+00	0.511E-01	0.114E+02	0.806E+03
0.102E+01	0.335E-03	0.651E-01	0.512E-01	0.335E+01	0.495E+03
0.103E+01	0.819E-04	0.000E+00	0.513E-01	0.819E+00	0.300E+03

-*-*-*

-*-

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.510E-03$ ВРЕМЯ = $0.306E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.3960E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.4994E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1569E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДМ = $0.5909E-01$ М $R_{ВОЗМ./R} = 0.1182E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.583E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.205E+04
0.102E+01	0.693E+00	0.221E+01	0.510E-01	0.693E+04	0.694E+04
0.104E+01	0.430E+00	0.237E+01	0.520E-01	0.430E+04	0.741E+04
0.106E+01	0.237E+00	0.190E+01	0.529E-01	0.237E+04	0.600E+04
0.108E+01	0.115E+00	0.131E+01	0.539E-01	0.115E+04	0.424E+04
0.110E+01	0.486E-01	0.839E+00	0.549E-01	0.486E+03	0.282E+04
0.112E+01	0.179E-01	0.512E+00	0.558E-01	0.179E+03	0.184E+04
0.114E+01	0.574E-02	0.298E+00	0.568E-01	0.574E+02	0.119E+04
0.116E+01	0.159E-02	0.153E+00	0.578E-01	0.159E+02	0.758E+03
0.118E+01	0.370E-03	0.447E-01	0.588E-01	0.370E+01	0.434E+03
0.120E+01	0.651E-04	0.000E+00	0.597E-01	0.651E+00	0.300E+03
0.121E+01	-0.834E-06	0.000E+00	0.607E-01	-0.834E-02	0.300E+03
0.123E+01	-0.117E-04	0.000E+00	0.617E-01	-0.117E+00	0.300E+03

-*-*-*

-*-

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.101E-02$ ВРЕМЯ = $0.606E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.2814E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.3998E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1256E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДМ = $0.6279E-01$ М $R_{ВОЗМ./R} = 0.1256E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.546E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.194E+04
0.103E+01	0.690E+00	0.254E+01	0.514E-01	0.690E+04	0.791E+04
0.106E+01	0.425E+00	0.274E+01	0.528E-01	0.425E+04	0.851E+04
0.108E+01	0.231E+00	0.210E+01	0.542E-01	0.231E+04	0.661E+04
0.111E+01	0.111E+00	0.136E+01	0.555E-01	0.111E+04	0.438E+04
0.114E+01	0.461E-01	0.791E+00	0.569E-01	0.461E+03	0.267E+04
0.117E+01	0.167E-01	0.422E+00	0.583E-01	0.167E+03	0.157E+04
0.119E+01	0.522E-02	0.207E+00	0.597E-01	0.522E+02	0.920E+03
0.122E+01	0.140E-02	0.897E-01	0.611E-01	0.140E+02	0.569E+03
0.125E+01	0.315E-03	0.169E-01	0.625E-01	0.315E+01	0.351E+03
0.128E+01	0.517E-04	0.000E+00	0.639E-01	0.517E+00	0.300E+03
0.131E+01	-0.310E-05	0.000E+00	0.653E-01	-0.310E-01	0.300E+03
0.133E+01	-0.132E-04	0.000E+00	0.666E-01	-0.132E+00	0.300E+03

-*-*-*

-*-

$A_1 = 0.741E+01$ $A_2 = 0.110E+02$ $A_3 = 0.877E+01$
 $A_4 = 0.442E+03$ $A_5 = 0.100E+00$
 ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.100E-04$ ВРЕМЯ = $0.600E-03$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.2545E+03$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.2445E+07$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.7682E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ = $0.5193E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1039E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.916E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.305E+04
0.100E+01	0.721E+00	0.217E+01	0.502E-01	0.721E+04	0.680E+04
0.101E+01	0.475E+00	0.239E+01	0.504E-01	0.475E+04	0.746E+04
0.101E+01	0.284E+00	0.205E+01	0.506E-01	0.284E+04	0.644E+04
0.101E+01	0.153E+00	0.153E+01	0.507E-01	0.153E+04	0.490E+04
0.102E+01	0.744E-01	0.106E+01	0.509E-01	0.744E+03	0.349E+04
0.102E+01	0.323E-01	0.706E+00	0.511E-01	0.323E+03	0.242E+04
0.103E+01	0.125E-01	0.455E+00	0.513E-01	0.125E+03	0.166E+04
0.103E+01	0.429E-02	0.281E+00	0.515E-01	0.429E+02	0.114E+04
0.103E+01	0.131E-02	0.155E+00	0.517E-01	0.131E+02	0.765E+03
0.104E+01	0.344E-03	0.552E-01	0.519E-01	0.344E+01	0.466E+03
0.104E+01	0.724E-04	0.000E+00	0.521E-01	0.724E+00	0.300E+03
0.104E+01	0.358E-05	0.000E+00	0.522E-01	0.358E-01	0.300E+03

—*—*—*—

—*—

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.510E-03$ ВРЕМЯ = $0.306E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.3564E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.4500E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1414E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ = $0.6380E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1276E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.565E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.200E+04
0.103E+01	0.689E+00	0.209E+01	0.515E-01	0.689E+04	0.657E+04
0.106E+01	0.424E+00	0.220E+01	0.530E-01	0.424E+04	0.691E+04
0.109E+01	0.230E+00	0.173E+01	0.545E-01	0.230E+04	0.550E+04
0.112E+01	0.110E+00	0.118E+01	0.560E-01	0.110E+04	0.383E+04
0.115E+01	0.456E-01	0.736E+00	0.575E-01	0.456E+03	0.251E+04
0.118E+01	0.165E-01	0.440E+00	0.590E-01	0.165E+03	0.162E+04
0.121E+01	0.513E-02	0.250E+00	0.605E-01	0.513E+02	0.105E+04
0.124E+01	0.137E-02	0.122E+00	0.620E-01	0.137E+02	0.667E+03
0.127E+01	0.307E-03	0.277E-01	0.635E-01	0.307E+01	0.383E+03
0.130E+01	0.494E-04	0.000E+00	0.650E-01	0.494E+00	0.300E+03
0.133E+01	-0.405E-05	0.000E+00	0.665E-01	-0.405E-01	0.300E+03
0.136E+01	-0.132E-04	0.000E+00	0.680E-01	-0.132E+00	0.300E+03

—*—*—*—

—*—

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.101E-02$ ВРЕМЯ = $0.606E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.2533E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.3605E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.1133E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ = $0.6942E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.1388E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.530E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.189E+04
0.104E+01	0.691E+00	0.239E+01	0.521E-01	0.691E+04	0.746E+04
0.108E+01	0.426E+00	0.255E+01	0.542E-01	0.426E+04	0.796E+04
0.113E+01	0.233E+00	0.195E+01	0.563E-01	0.233E+04	0.614E+04
0.117E+01	0.112E+00	0.125E+01	0.584E-01	0.112E+04	0.404E+04
0.121E+01	0.468E-01	0.716E+00	0.605E-01	0.468E+03	0.245E+04
0.125E+01	0.170E-01	0.378E+00	0.626E-01	0.170E+03	0.143E+04
0.129E+01	0.536E-02	0.183E+00	0.647E-01	0.536E+02	0.849E+03
0.134E+01	0.145E-02	0.784E-01	0.668E-01	0.145E+02	0.535E+03
0.138E+01	0.330E-03	0.146E-01	0.689E-01	0.330E+01	0.344E+03
0.142E+01	0.550E-04	0.000E+00	0.710E-01	0.550E+00	0.300E+03
0.146E+01	-0.250E-05	0.000E+00	0.731E-01	-0.250E-01	0.300E+03
0.150E+01	-0.137E-04	0.000E+00	0.752E-01	-0.137E+00	0.300E+03

—*—*—*—

—*—

$A1 = 0.130E+02$ $A2 = 0.276E+02$ $A3 = 0.707E+01$
 $A4 = 0.313E+03$ $A5 = 0.100E+00$
 ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.100E-04$ ВРЕМЯ = $0.600E-03$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.260E+03$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.229E+07$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.721E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН = $0.530E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.106E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.900E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.300E+04
0.101E+01	0.718E+00	0.214E+01	0.503E-01	0.718E+04	0.671E+04
0.101E+01	0.470E+00	0.227E+01	0.506E-01	0.470E+04	0.710E+04
0.102E+01	0.278E+00	0.185E+01	0.509E-01	0.278E+04	0.584E+04
0.102E+01	0.148E+00	0.130E+01	0.512E-01	0.148E+04	0.419E+04
0.103E+01	0.707E-01	0.834E+00	0.515E-01	0.707E+03	0.280E+04
0.104E+01	0.301E-01	0.511E+00	0.518E-01	0.301E+03	0.183E+04
0.104E+01	0.114E-01	0.303E+00	0.521E-01	0.114E+03	0.121E+04
0.105E+01	0.382E-02	0.172E+00	0.524E-01	0.382E+02	0.816E+03
0.105E+01	0.113E-02	0.859E-01	0.527E-01	0.113E+02	0.558E+03
0.106E+01	0.287E-03	0.220E-01	0.530E-01	0.287E+01	0.366E+03
0.107E+01	0.558E-04	0.000E+00	0.533E-01	0.558E+00	0.300E+03
0.107E+01	-0.954E-06	0.000E+00	0.536E-01	-0.954E-02	0.300E+03

-***-

-*-

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.510E-03$ ВРЕМЯ = $0.306E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.364E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.429E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.134E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН = $0.718E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.143E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.558E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.197E+04
0.105E+01	0.690E+00	0.208E+01	0.524E-01	0.690E+04	0.653E+04
0.109E+01	0.425E+00	0.210E+01	0.547E-01	0.425E+04	0.659E+04
0.114E+01	0.232E+00	0.156E+01	0.571E-01	0.232E+04	0.499E+04
0.119E+01	0.111E+00	0.992E+00	0.594E-01	0.111E+04	0.328E+04
0.124E+01	0.463E-01	0.575E+00	0.618E-01	0.463E+03	0.202E+04
0.128E+01	0.168E-01	0.316E+00	0.642E-01	0.168E+03	0.125E+04
0.133E+01	0.526E-02	0.166E+00	0.665E-01	0.526E+02	0.797E+03
0.138E+01	0.142E-02	0.754E-01	0.689E-01	0.142E+02	0.526E+03
0.143E+01	0.320E-03	0.138E-01	0.713E-01	0.320E+01	0.342E+03
0.147E+01	0.517E-04	0.000E+00	0.736E-01	0.517E+00	0.300E+03
0.152E+01	-0.346E-05	0.000E+00	0.760E-01	-0.346E-01	0.300E+03
0.157E+01	-0.125E-04	0.000E+00	0.784E-01	-0.125E+00	0.300E+03

-***-

-*-

ВРЕМЯ БЕЗР. = $0.101E-02$ ВРЕМЯ = $0.606E-01$ СЕК
 СИЛА ТР. = $0.259E+02$ НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ. = $0.347E+06$ ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ. = $0.109E+03$ КВТ НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН = $0.806E-01$ М R ВОЗМ./R = $0.161E+01$
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.524E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.187E+04
0.107E+01	0.689E+00	0.243E+01	0.533E-01	0.689E+04	0.759E+04
0.113E+01	0.424E+00	0.245E+01	0.567E-01	0.424E+04	0.764E+04
0.120E+01	0.230E+00	0.172E+01	0.600E-01	0.230E+04	0.545E+04
0.127E+01	0.110E+00	0.996E+00	0.633E-01	0.110E+04	0.329E+04
0.133E+01	0.454E-01	0.511E+00	0.667E-01	0.454E+03	0.183E+04
0.140E+01	0.164E-01	0.238E+00	0.700E-01	0.164E+03	0.101E+04
0.147E+01	0.509E-02	0.101E+00	0.734E-01	0.509E+02	0.603E+03
0.153E+01	0.136E-02	0.385E-01	0.767E-01	0.136E+02	0.416E+03
0.160E+01	0.302E-03	0.546E-02	0.800E-01	0.302E+01	0.316E+03
0.167E+01	0.489E-04	0.000E+00	0.834E-01	0.489E+00	0.300E+03
0.173E+01	-0.393E-05	0.000E+00	0.867E-01	-0.393E-01	0.300E+03
0.180E+01	-0.124E-04	0.100E-10	0.900E-01	-0.124E+00	0.300E+03

-***-

Таблица 2.6

№ таб-лицы	T_* °К	c_p Дж/(кг·°К)	μ $\times 10^5$ Па·С	ρ кг/м ³	λ Вт/(м·°К)	Температура поверхности T_w (°К) ротора в момент времени		
						0,0006с	0,0306с	0,0606с
2.2	293	1000	1,819	1,166	0,0258	3110	2120	2010
2.3	873	1110	3,905	0,391	0,0598	3110	2050	1940
2.4	1473	1210	5,336	0,232	0,0866	3050	2000	1890
2,5	2273	1500	8,630	0,150	0,1224	3000	1970	1870

при изменении T_* от 293°K до 2273°C изменяются не более чем на 10–15 %. При этом увеличение выбираемого значения T_* приводит к уменьшению расчетного значения T_w . Поэтому расчет температуры воздуха на поверхности ротора при гидродинамических и теплофизических параметрах c_p, μ, ρ, λ , соответствующих $T_* = 293^\circ\text{K}$, дает верхнюю оценку значения T_w . Увеличение значения T_* приводит также к возрастанию радиуса $R_{\text{ин}}$ области течения и следовательно увеличению машинного времени по решению уравнения (2.17). Для примера отметим, что результаты таблицы 2.2 были получены примерно за 8 мин., в то время как результаты таблицы 2.5, соответственно, за 30 мин. Отсюда следует, что в тех случаях, где представляет интерес лишь получение верхних оценок температуры поверхности ротора, за определяющую температуру параметров воздуха (в целях экономии машинного времени) следует принять минимально допустимую, например, $T_* = 293^\circ\text{K}$.

В таблице 2.7 представлены данные расчета скорости воздуха и его температуры в окрестности ротора в зависимости от радиальной координаты для более широкого диапазона времени ($0 \leq t \leq 0,48\text{с}$). Расчеты проводились с учетом (2.21) для $T_* = 293^\circ\text{K}$.

При этом затраты машинного времени составили примерно 1 час.

Естественно, что наибольший интерес в рамках обсуждаемого здесь возможного варианта реализации ротора ОТС (без защитной, вакуумной оболочки) представляет собой зависимость температуры на поверхности ротора от времени. Эта зависимость с учетом данных таблицы 2.7 представлена на рис. 2.2. Как видно из полученного решения наиболее сложная, напряженная, тепловая обстановка имеет место в рамках рассматриваемой математической модели в

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.2930E+03 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1000E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИН. ВЯЗКОСТЬ= 0.1819E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.2580E-01 ВТ/(М*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДЫ= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА= 0.3300E+04 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.1166E+01 КГ/М**3

A1= 0.531E+00 A2= 0.749E+00 A3= 0.106E+02
 A4= 0.148E+04 A5= 0.100E+00
 ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.100E-04 ВРЕМЯ= 0.600E-03 СЕК
 СИЛА ТР.= 0.3332E+03 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2666E+07 ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.8376E+03 КВт НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ= 0.5050E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1010E+01
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)
 0.100E+01 0.100E+01 0.938E+00 0.500E-01 0.100E+05 0.311E+04
 0.100E+01 0.784E+00 0.223E+01 0.500E-01 0.784E+04 0.699E+04
 0.100E+01 0.584E+00 0.277E+01 0.501E-01 0.584E+04 0.862E+04
 0.100E+01 0.411E+00 0.278E+01 0.501E-01 0.411E+04 0.863E+04
 0.100E+01 0.273E+00 0.247E+01 0.501E-01 0.273E+04 0.771E+04
 0.100E+01 0.171E+00 0.204E+01 0.502E-01 0.171E+04 0.642E+04
 0.100E+01 0.100E+00 0.161E+01 0.502E-01 0.100E+04 0.514E+04
 0.101E+01 0.550E-01 0.124E+01 0.503E-01 0.550E+03 0.402E+04
 0.101E+01 0.283E-01 0.940E+00 0.503E-01 0.283E+03 0.312E+04
 0.101E+01 0.136E-01 0.705E+00 0.503E-01 0.136E+03 0.242E+04
 0.101E+01 0.611E-02 0.523E+00 0.504E-01 0.611E+02 0.187E+04
 0.101E+01 0.256E-02 0.381E+00 0.504E-01 0.256E+02 0.144E+04
 0.101E+01 0.991E-03 0.268E+00 0.504E-01 0.991E+01 0.110E+04
 0.101E+01 0.352E-03 0.172E+00 0.505E-01 0.352E+01 0.817E+03
 0.101E+01 0.110E-03 0.861E-01 0.505E-01 0.110E+01 0.558E+03
 0.101E+01 0.245E-04 0.176E-05 0.506E-01 0.245E+00 0.300E+03
 0.101E+01 -0.334E-05 0.000E+00 0.506E-01 -0.334E-01 0.300E+03

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.101E-02 ВРЕМЯ= 0.606E-01 СЕК
 СИЛА ТР.= 0.3316E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.4635E+06 ВТ/М**2
 МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.1456E+03 КВт НА 1М ДЛИНЫ
 РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ= 0.5506E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1101E+01
 R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)
 0.100E+01 0.100E+01 0.570E+00 0.500E-01 0.100E+05 0.201E+04
 0.101E+01 0.785E+00 0.230E+01 0.504E-01 0.785E+04 0.721E+04
 0.101E+01 0.585E+00 0.300E+01 0.507E-01 0.585E+04 0.931E+04
 0.102E+01 0.413E+00 0.297E+01 0.511E-01 0.413E+04 0.921E+04
 0.103E+01 0.275E+00 0.255E+01 0.515E-01 0.275E+04 0.794E+04
 0.104E+01 0.173E+00 0.199E+01 0.519E-01 0.173E+04 0.627E+04
 0.104E+01 0.102E+00 0.146E+01 0.522E-01 0.102E+04 0.468E+04
 0.105E+01 0.562E-01 0.102E+01 0.526E-01 0.562E+03 0.337E+04
 0.106E+01 0.291E-01 0.691E+00 0.530E-01 0.291E+03 0.237E+04
 0.107E+01 0.141E-01 0.447E+00 0.534E-01 0.141E+03 0.164E+04
 0.108E+01 0.637E-02 0.279E+00 0.538E-01 0.637E+02 0.114E+04
 0.108E+01 0.269E-02 0.167E+00 0.541E-01 0.269E+02 0.802E+03
 0.109E+01 0.105E-02 0.902E-01 0.545E-01 0.105E+02 0.571E+03
 0.110E+01 0.378E-03 0.316E-01 0.549E-01 0.378E+01 0.395E+03
 0.111E+01 0.120E-03 0.000E+00 0.552E-01 0.120E+01 0.300E+03
 0.111E+01 0.284E-04 0.000E+00 0.556E-01 0.284E+00 0.300E+03
 0.112E+01 -0.191E-05 0.000E+00 0.560E-01 -0.191E-01 0.300E+03

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.201E-02 ВРЕМЯ= 0.121E+00 СЕК
 СИЛА ТР.= 0.2351E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
 ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.3554E+06 ВТ/М**2

МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.1117E+03 КВТ НА 1М ДЛИНЫ
РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.5713E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1143E+01
R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.527E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.188E+04
0.101E+01	0.772E+00	0.250E+01	0.506E-01	0.772E+04	0.779E+04
0.102E+01	0.562E+00	0.325E+01	0.511E-01	0.562E+04	0.101E+05
0.103E+01	0.384E+00	0.314E+01	0.517E-01	0.384E+04	0.971E+04
0.104E+01	0.246E+00	0.258E+01	0.522E-01	0.246E+04	0.803E+04
0.106E+01	0.147E+00	0.190E+01	0.528E-01	0.147E+04	0.601E+04
0.107E+01	0.819E-01	0.130E+01	0.534E-01	0.819E+03	0.421E+04
0.108E+01	0.424E-01	0.844E+00	0.539E-01	0.424E+03	0.283E+04
0.109E+01	0.203E-01	0.521E+00	0.545E-01	0.203E+03	0.186E+04
0.110E+01	0.905E-02	0.305E+00	0.551E-01	0.905E+02	0.122E+04
0.111E+01	0.372E-02	0.168E+00	0.556E-01	0.372E+02	0.804E+03
0.112E+01	0.141E-02	0.839E-01	0.562E-01	0.141E+02	0.552E+03
0.113E+01	0.487E-03	0.355E-01	0.567E-01	0.487E+01	0.407E+03
0.115E+01	0.149E-03	0.000E+00	0.573E-01	0.149E+01	0.300E+03
0.116E+01	0.349E-04	0.000E+00	0.579E-01	0.349E+00	0.300E+03
0.117E+01	-0.179E-05	0.000E+00	0.584E-01	-0.179E-01	0.300E+03
0.118E+01	-0.111E-04	0.000E+00	0.590E-01	-0.111E+00	0.300E+03

—*—*—*—

—*—

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.301E-02 ВРЕМЯ= 0.181E+00 СЕК
СИЛА ТР.= 0.1921E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2979E+06 ВТ/М**2
МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.9358E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.5873E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1175E+01
R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.500E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.180E+04
0.101E+01	0.776E+00	0.250E+01	0.507E-01	0.776E+04	0.779E+04
0.103E+01	0.570E+00	0.330E+01	0.513E-01	0.570E+04	0.102E+05
0.104E+01	0.394E+00	0.324E+01	0.520E-01	0.394E+04	0.100E+05
0.105E+01	0.255E+00	0.259E+01	0.527E-01	0.255E+04	0.837E+04
0.107E+01	0.155E+00	0.201E+01	0.534E-01	0.155E+04	0.632E+04
0.108E+01	0.880E-01	0.138E+01	0.540E-01	0.880E+03	0.445E+04
0.109E+01	0.465E-01	0.897E+00	0.547E-01	0.465E+03	0.299E+04
0.111E+01	0.229E-01	0.552E+00	0.554E-01	0.229E+03	0.196E+04
0.112E+01	0.105E-01	0.324E+00	0.561E-01	0.105E+03	0.127E+04
0.113E+01	0.445E-02	0.179E+00	0.567E-01	0.445E+02	0.838E+03
0.115E+01	0.175E-02	0.908E-01	0.574E-01	0.175E+02	0.572E+03
0.116E+01	0.630E-03	0.381E-01	0.581E-01	0.630E+01	0.414E+03
0.118E+01	0.203E-03	0.758E-02	0.588E-01	0.203E+01	0.323E+03
0.119E+01	0.539E-04	0.000E+00	0.594E-01	0.539E+00	0.300E+03
0.120E+01	0.536E-05	0.000E+00	0.601E-01	0.536E-01	0.300E+03
0.122E+01	-0.930E-05	0.000E+00	0.608E-01	-0.930E-01	0.300E+03

—*—*—*—

—*—

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.401E-02 ВРЕМЯ= 0.241E+00 СЕК
СИЛА ТР.= 0.1664E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ
ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2615E+06 ВТ/М**2
МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.8215E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.6007E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1201E+01
R БЕЗР. U БЕЗР. T БЕЗР. R (М) U (М/С) T (ГРАД.К)

0.100E+01	0.100E+01	0.481E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.174E+04
0.102E+01	0.774E+00	0.252E+01	0.508E-01	0.774E+04	0.786E+04
0.103E+01	0.565E+00	0.334E+01	0.516E-01	0.565E+04	0.103E+05
0.105E+01	0.389E+00	0.326E+01	0.524E-01	0.389E+04	0.101E+05
0.106E+01	0.250E+00	0.269E+01	0.531E-01	0.250E+04	0.838E+04
0.108E+01	0.151E+00	0.199E+01	0.539E-01	0.151E+04	0.628E+04
0.109E+01	0.846E-01	0.136E+01	0.547E-01	0.846E+03	0.437E+04
0.111E+01	0.442E-01	0.865E+00	0.555E-01	0.442E+03	0.290E+04
0.113E+01	0.215E-01	0.523E+00	0.563E-01	0.215E+03	0.187E+04
0.114E+01	0.967E-02	0.300E+00	0.571E-01	0.967E+02	0.120E+04
0.116E+01	0.404E-02	0.161E+00	0.579E-01	0.404E+02	0.783E+03
0.117E+01	0.155E-02	0.783E-01	0.587E-01	0.155E+02	0.535E+03
0.119E+01	0.547E-03	0.308E-01	0.594E-01	0.547E+01	0.392E+03
0.120E+01	0.172E-03	0.000E+00	0.602E-01	0.172E+01	0.300E+03
0.122E+01	-0.400E-04	0.000E+00	0.610E-01	-0.400E+00	0.300E+03

0.124E+01 0.101E-05 0.000E+00 0.618E-01 0.101E-01 0.300E+03
 0.125E+01-0.104E-04 0.000E+00 0.626E-01-0.104E+00 0.300E+03

---*---*---*

---*---

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.501E-02 ВРЕМЯ= 0.301E+00 СЕК

СИЛА ТР.= 0.1489E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ

ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2359E+06 ВТ/М**2

МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.7412E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.6126E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1225E+01

R БЕЗР.	U БЕЗР.	T БЕЗР.	R (М)	U (М/С)	T (ГРАД.К)
0.100E+01	0.100E+01	0.466E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.170E+04
0.102E+01	0.769E+00	0.255E+01	0.509E-01	0.769E+04	0.796E+04
0.104E+01	0.557E+00	0.337E+01	0.518E-01	0.557E+04	0.104E+05
0.105E+01	0.378E+00	0.325E+01	0.527E-01	0.378E+04	0.101E+05
0.107E+01	0.240E+00	0.265E+01	0.536E-01	0.240E+04	0.825E+04
0.109E+01	0.142E+00	0.193E+01	0.545E-01	0.142E+04	0.608E+04
0.111E+01	0.778E-01	0.128E+01	0.554E-01	0.778E+03	0.415E+04
0.113E+01	0.397E-01	0.800E+00	0.563E-01	0.397E+03	0.270E+04
0.114E+01	0.187E-01	0.471E+00	0.572E-01	0.187E+03	0.171E+04
0.116E+01	0.816E-02	0.261E+00	0.581E-01	0.816E+02	0.108E+04
0.118E+01	0.328E-02	0.135E+00	0.590E-01	0.328E+02	0.704E+03
0.120E+01	0.121E-02	0.619E-01	0.599E-01	0.121E+02	0.486E+03
0.122E+01	0.407E-03	0.222E-01	0.608E-01	0.407E+01	0.367E+03
0.123E+01	0.118E-03	0.000E+00	0.617E-01	0.118E+01	0.300E+03
0.125E+01	0.240E-04	0.000E+00	0.626E-01	0.240E+00	0.300E+03
0.127E+01	-0.441E-05	0.000E+00	0.635E-01	-0.441E-01	0.300E+03
0.129E+01	-0.128E-04	0.000E+00	0.644E-01	-0.128E+00	0.300E+03

---*---*---*

---*---

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.601E-02 ВРЕМЯ= 0.361E+00 СЕК

СИЛА ТР.= 0.1359E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ

ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2167E+06 ВТ/М**2

МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.6809E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.6233E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1247E+01

R БЕЗР.	U БЕЗР.	T БЕЗР.	R (М)	U (М/С)	T (ГРАД.К)
0.100E+01	0.100E+01	0.454E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.166E+04
0.102E+01	0.771E+00	0.254E+01	0.510E-01	0.771E+04	0.791E+04
0.104E+01	0.561E+00	0.337E+01	0.520E-01	0.561E+04	0.104E+05
0.106E+01	0.383E+00	0.328E+01	0.529E-01	0.383E+04	0.101E+05
0.108E+01	0.245E+00	0.269E+01	0.539E-01	0.245E+04	0.838E+04
0.110E+01	0.146E+00	0.197E+01	0.549E-01	0.146E+04	0.622E+04
0.112E+01	0.811E-01	0.132E+01	0.558E-01	0.811E+03	0.427E+04
0.114E+01	0.419E-01	0.830E+00	0.568E-01	0.419E+03	0.279E+04
0.116E+01	0.200E-01	0.491E+00	0.578E-01	0.200E+03	0.177E+04
0.118E+01	0.888E-02	0.273E+00	0.588E-01	0.888E+02	0.112E+04
0.120E+01	0.364E-02	0.141E+00	0.597E-01	0.364E+02	0.724E+03
0.121E+01	0.137E-02	0.638E-01	0.607E-01	0.137E+02	0.492E+03
0.123E+01	0.472E-03	0.191E-01	0.617E-01	0.472E+01	0.357E+03
0.125E+01	0.143E-03	0.000E+00	0.627E-01	0.143E+01	0.300E+03
0.127E+01	0.327E-04	0.000E+00	0.636E-01	0.327E+00	0.300E+03
0.129E+01	-0.167E-05	0.000E+00	0.646E-01	-0.167E-01	0.300E+03
0.131E+01	-0.112E-04	0.000E+00	0.656E-01	-0.112E+00	0.300E+03

---*---*---*

---*---

ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.701E-02 ВРЕМЯ= 0.421E+00 СЕК

СИЛА ТР.= 0.1259E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ

ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.2016E+06 ВТ/М**2

МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.6334E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.6332E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1266E+01

R БЕЗР.	U БЕЗР.	T БЕЗР.	R (М)	U (М/С)	T (ГРАД.К)
0.100E+01	0.100E+01	0.445E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.163E+04
0.102E+01	0.772E+00	0.253E+01	0.510E-01	0.772E+04	0.790E+04
0.104E+01	0.562E+00	0.337E+01	0.521E-01	0.562E+04	0.104E+05
0.106E+01	0.385E+00	0.329E+01	0.531E-01	0.385E+04	0.102E+05
0.108E+01	0.246E+00	0.271E+01	0.542E-01	0.246E+04	0.843E+04
0.111E+01	0.147E+00	0.199E+01	0.552E-01	0.147E+04	0.626E+04
0.113E+01	0.820E-01	0.134E+01	0.563E-01	0.820E+03	0.431E+04
0.115E+01	0.405E-01	0.837E+00	0.573E-01	0.405E+03	0.281E+04
0.117E+01	0.202E-01	0.495E+00	0.583E-01	0.202E+03	0.178E+04
0.119E+01	0.898E-02	0.277E+00	0.593E-01	0.898E+02	0.115E+04
0.121E+01	0.369E-02	0.144E+00	0.603E-01	0.369E+02	0.731E+03
0.123E+01	0.139E-02	0.645E-01	0.613E-01	0.139E+02	0.497E+03
0.125E+01	0.478E-03	0.194E-01	0.623E-01	0.478E+01	0.359E+03
0.127E+01	0.145E-03	0.000E+00	0.633E-01	0.145E+01	0.300E+03
0.129E+01	0.329E-04	0.000E+00	0.643E-01	0.329E+00	0.300E+03
0.131E+01	-0.169E-05	0.000E+00	0.653E-01	-0.169E-01	0.300E+03

0.117E+01	0.204E-01	0.494E+00	0.584E-01	0.204E+03	0.178E+04
0.119E+01	0.908E-02	0.274E+00	0.594E-01	0.908E+02	0.112E+04
0.121E+01	0.373E-02	0.140E+00	0.605E-01	0.373E+02	0.720E+03
0.123E+01	0.142E-02	0.623E-01	0.615E-01	0.142E+02	0.487E+03
0.125E+01	0.491E-03	0.189E-01	0.626E-01	0.491E+01	0.357E+03
0.127E+01	0.150E-03	0.000E+00	0.636E-01	0.150E+01	0.300E+03
0.129E+01	0.342E-04	0.000E+00	0.647E-01	0.342E+00	0.300E+03
0.131E+01	-0.119E-05	0.000E+00	0.657E-01	-0.119E-01	0.300E+03
0.134E+01	-0.113E-04	0.000E+00	0.668E-01	-0.113E+00	0.300E+03

-***-

-*-

- ВРЕМЯ БЕЗР.= 0.801E-02 ВРЕМЯ= 0.481E+00 СЕК

СИЛА ТР.= 0.1177E+02 НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ

ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.= 0.1893E+06 ВТ/М**2

МОЩНОСТЬ ИЗЛ.= 0.5948E+02 КВТ НА 1М ДЛИНЫ

РАДИУС ВОЗМ. СРЕДН= 0.6424E-01 М R ВОЗМ./R= 0.1285E+01

R БЕЗР.	U БЕЗР.	T БЕЗР.	R (М)	U (М/С)	T (ГРАД.К)
0.100E+01	0.100E+01	0.436E+00	0.500E-01	0.100E+05	0.161E+04
0.102E+01	0.771E+00	0.254E+01	0.511E-01	0.771E+04	0.791E+04
0.104E+01	0.561E+00	0.338E+01	0.522E-01	0.561E+04	0.104E+05
0.107E+01	0.383E+00	0.329E+01	0.534E-01	0.383E+04	0.102E+05
0.109E+01	0.245E+00	0.271E+01	0.545E-01	0.245E+04	0.842E+04
0.111E+01	0.146E+00	0.198E+01	0.556E-01	0.146E+04	0.624E+04
0.113E+01	0.813E-01	0.133E+01	0.567E-01	0.813E+03	0.428E+04
0.116E+01	0.420E-01	0.829E+00	0.579E-01	0.420E+03	0.279E+04
0.118E+01	0.201E-01	0.486E+00	0.590E-01	0.201E+03	0.176E+04
0.120E+01	0.892E-02	0.267E+00	0.601E-01	0.892E+02	0.110E+04
0.123E+01	0.366E-02	0.135E+00	0.612E-01	0.366E+02	0.705E+03
0.125E+01	0.138E-02	0.589E-01	0.624E-01	0.138E+02	0.477E+03
0.127E+01	0.476E-03	0.171E-01	0.635E-01	0.476E+01	0.351E+03
0.129E+01	0.144E-03	0.000E+00	0.646E-01	0.144E+01	0.300E+03
0.131E+01	0.321E-04	0.000E+00	0.657E-01	0.321E+00	0.300E+03
0.134E+01	-0.143E-05	0.000E+00	0.669E-01	-0.143E-01	0.300E+03
0.136E+01	-0.107E-04	0.000E+00	0.680E-01	-0.107E+00	0.300E+03

-***-

-*-

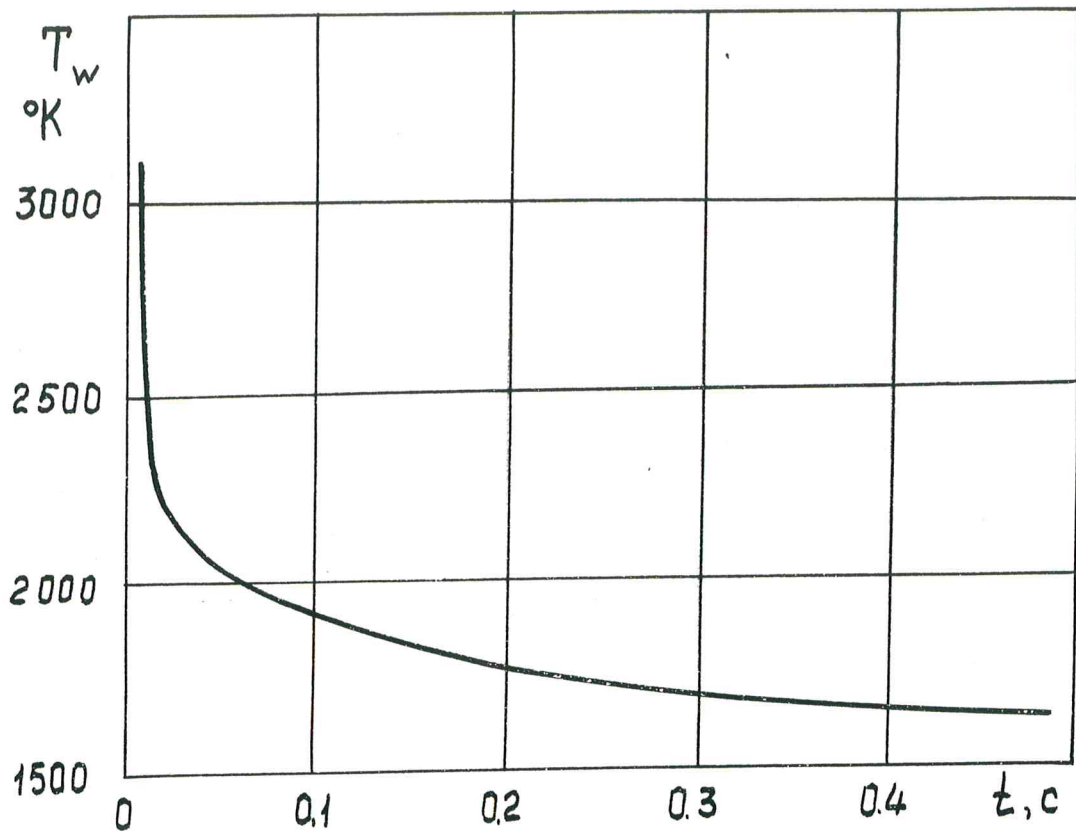


Рис.2.2. Зависимость температуры поверхности ротора от времени

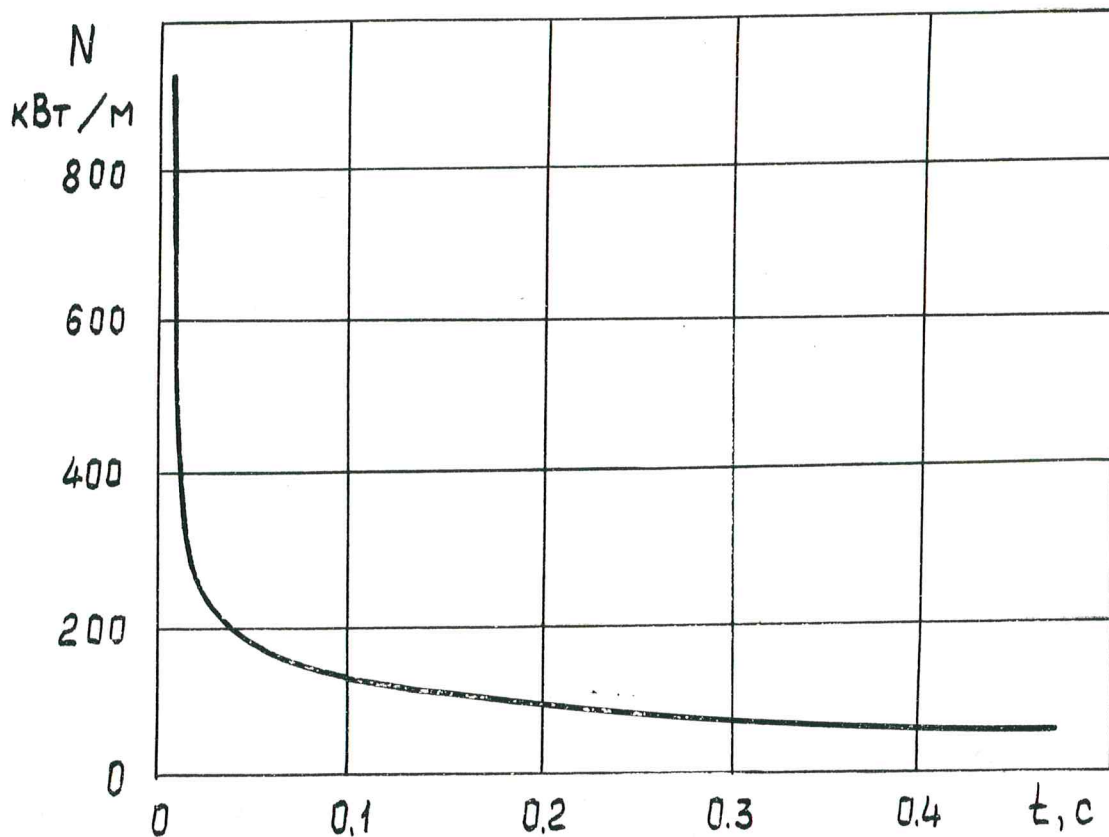


Рис.2.3. Зависимость мощности излучения в расчете на 1 м длины ротора от времени

момент старта ($t = 0$). Теоретически из исходного 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 можно ожидать верхнюю оценку для температуры воздуха на поверхности ротора порядка температуры полного адиабатического торможения. В дальнейшем температура на поверхности ротора достаточно быстро падает так, что уже примерно через 0,05 с она составляет величину порядка 2000 °К.

Разогрев до такой температуры вызовет достаточно интенсивное тепловое излучение с поверхности ротора. На рис.2.3 для примера представлена зависимость мощности $N_{изл}$ излучения в расчете на 1 м длины ротора, а на рис.2.4 зависимость плотности $\psi_{изл}$ потока излучения на поверхности ротора от времени. Представленные кривые построены с учетом результатов таблицы 2.7. При этом расчет на ЭВМ проводился с учетом соотношений

$$\psi_{изл} = \epsilon \sigma (T_w^4 - T_{\infty}^4); \quad N_{изл} = 2\pi R_w \psi_{изл}.$$

И здесь наблюдается тенденция резкого снижения этих характеристик с течением времени.

Определенный интерес представляет также пространственно-временное распределение скорости и температуры воздуха. Характер такого распределения в фиксированный момент времени $t = 0,481$ с представлен на рис.2.5. Анализируя представленные расчетные данные можно видеть, что температурная кривая имеет ярко выраженный максимум. При этом температура воздуха в пике превышает 10000 °К.

Изменение температурного профиля с течением времени представлено на рис.2.6. Сравнивая построенные для различных моментов

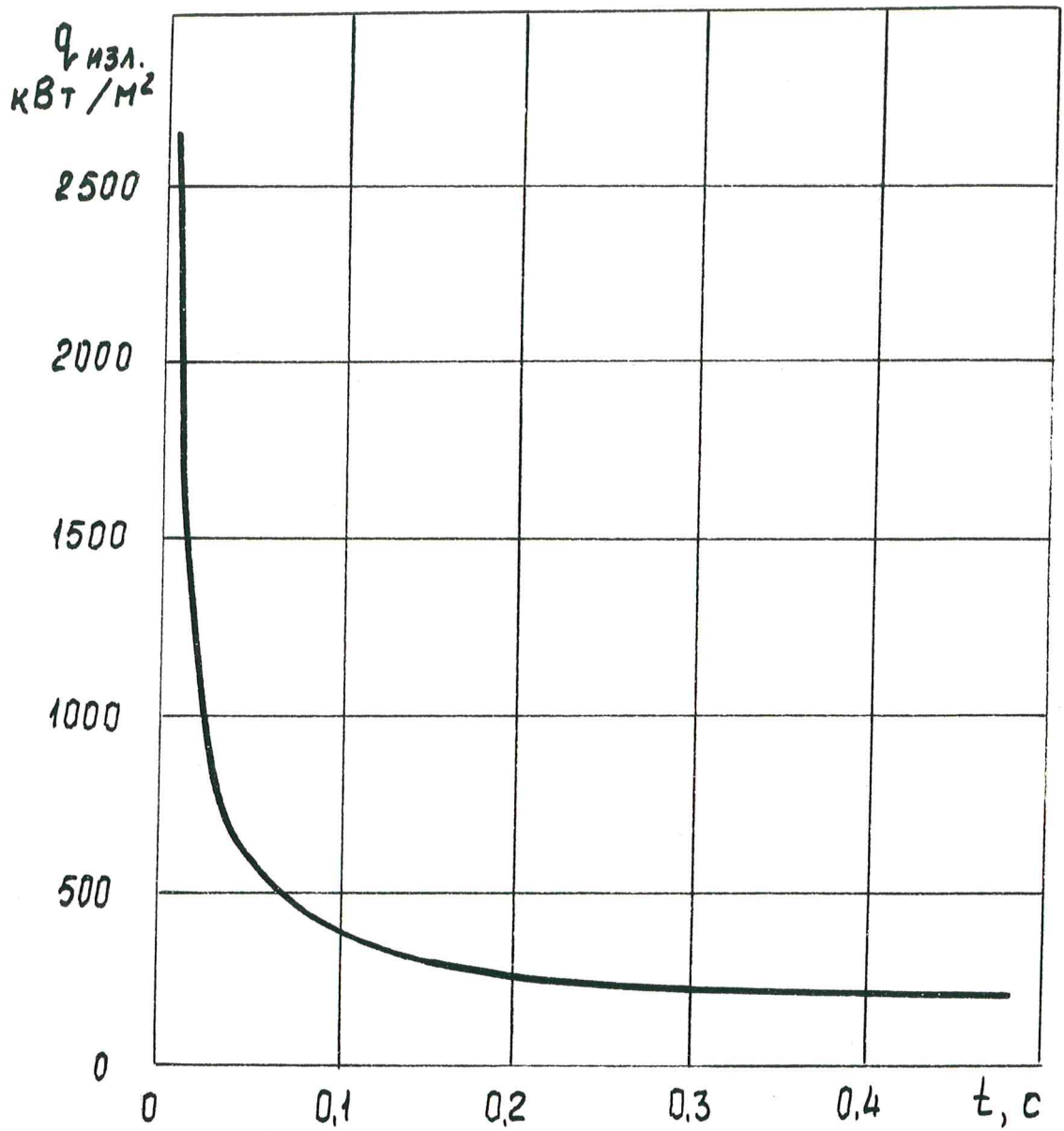


Рис.2.4. Зависимость плотности потока излучения на поверхности ротора от времени.

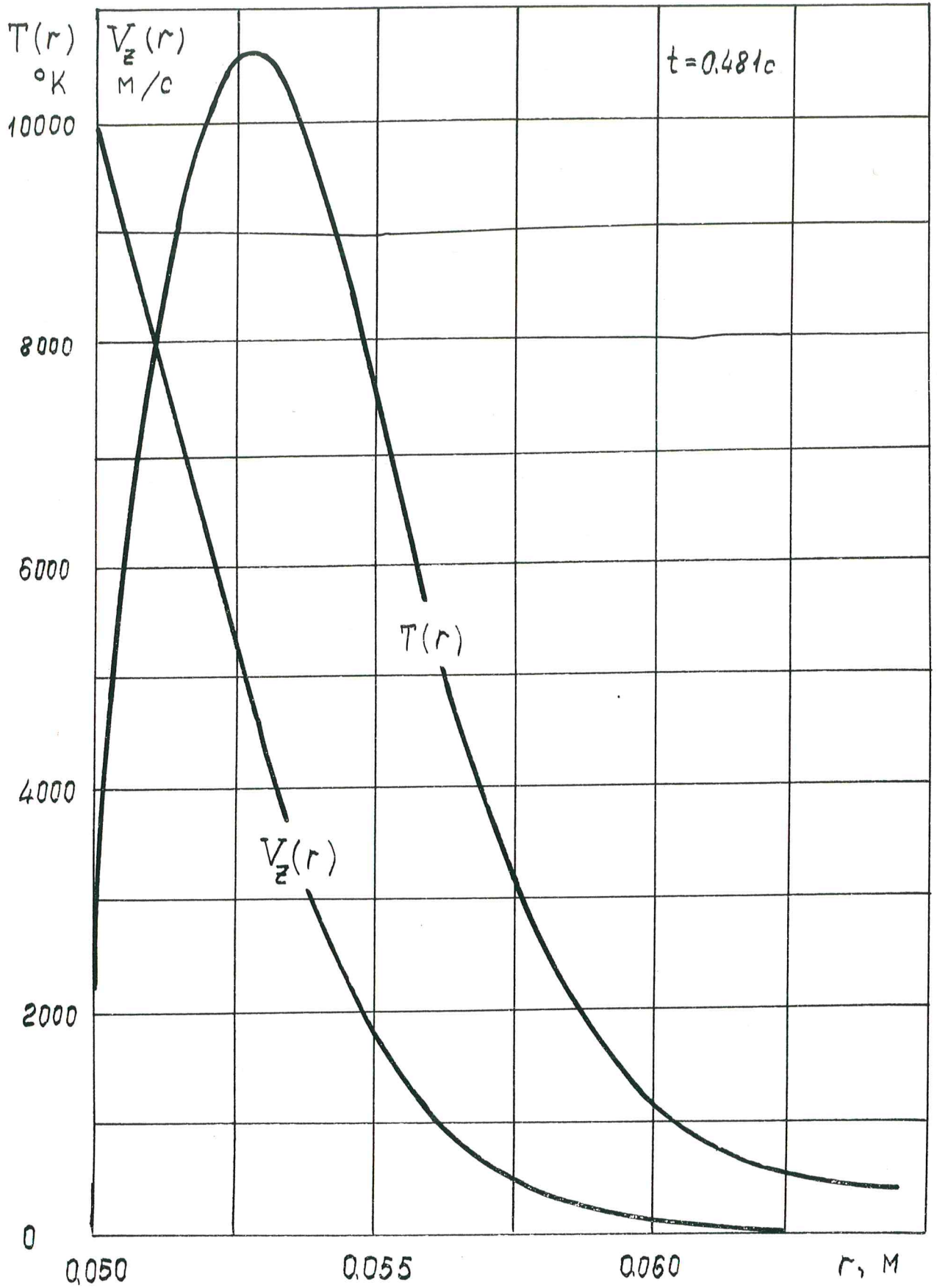


Рис.2.5. Зависимость скорости воздуха и его температуры от радиальной координаты в фиксированный момент времени

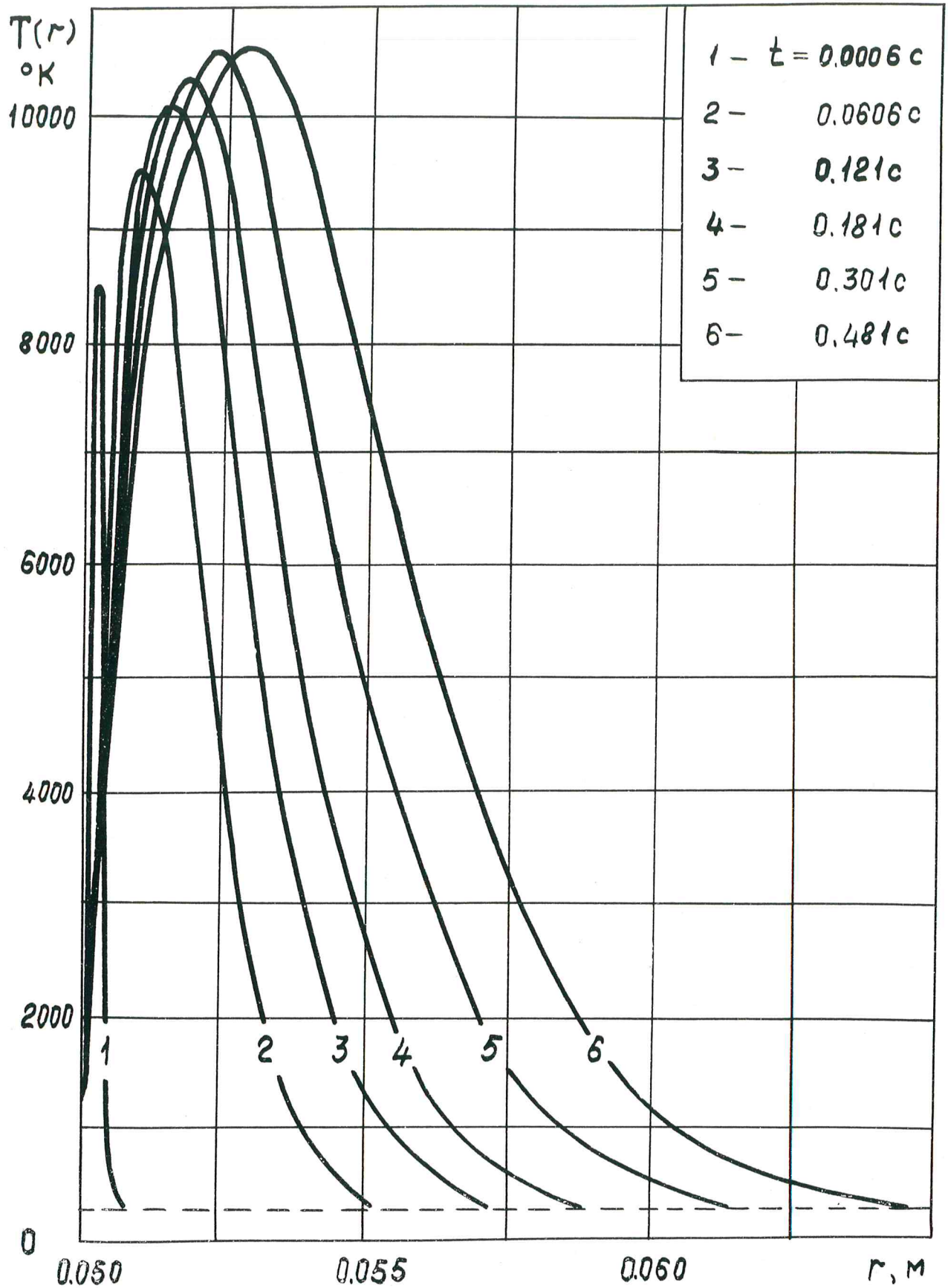


Рис.2.6. Изменение температурного профиля воздуха с течением времени

времени кривые, можно сделать вывод о том, что рост пика с течением времени замедляется. При этом сам пик, формируя некую тепловую волну нагретого воздуха, начинает перемещаться пространственно от оси ротора к периферии области течения.

```

0001      PROGRAM NAGREM
0002      DIMENSION T1(1000),T2(1000)
0003      REAL*8 T1,T2,DT2,TN,TS,C1,C2,C3,C4,DT3
0004      READ(5,*) CP,UIS,DEN,E,TEP,TX
0005      READ(5,*) R,UW,TZ,TC,T0
0006      READ(5,*) DR,DT,DT1,E1,DTN
0007      READ(5,*) K1,NT,NTI,NW
0008      SIG=5.67E-8
0009      A1=T0/R**2*TEP/DEN/CP
0010      A2=2.*UIS*T0/DEN/R**2
0011      A3=UW**2/CP/(TZ-TC)/3.1415
0012      A4=E*R*(TZ-TC)**3/TEP*SIG
0013      A5=TC/(TZ-TC)
0014      ET=0.01
0015      K9=0
0016      L=1
0017      K7=1
0018      IF(K1.EQ.0) GO TO 1
0019      WRITE(6,*) ' ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ'
0020      PRINT 95,TX
0021      85 FORMAT(2X,'ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.=','E12.4,' ГРАД.К')
0022      PRINT 2,CP
0023      2 FORMAT(2X,'ТЕПЛОЕМКОСТЬ=','E12.4,' ДЖ/(КГ*ГРАД.К)')
0024      PRINT 3,UIS
0025      3 FORMAT(2X,'ДИН. ВЯЗКОСТЬ=','E12.4,' ПА*С')
0026      PRINT 4,TEP
0027      4 FORMAT(2X,'ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ=','E12.4,' ВТ/(М*ГРАД.К)')
0028      PRINT 5,TC
0029      5 FORMAT(2X,'ТЕМП. СРЕДН=','E12.4,' ГРАД.К')
0030      PRINT 6,R
0031      6 FORMAT(2X,'РАДИУС=','E12.4,' М')
0032      PRINT 7,UW
0033      7 FORMAT(2X,'СКОРОСТЬ=','E12.4,' М/С')
0034      PRINT 8,TZ
0035      8 FORMAT(2X,'ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА=','E12.4,' ГРАД.К')
0036      PRINT 9,E
0037      9 FORMAT(2X,'ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ=','E12.4)
0038      PRINT 31,DEN
0039      31 FORMAT(2X,'ПЛОТНОСТЬ=','E12.4,' КГ/М**3')
0040      WRITE(6,*) ' -----'
0041      1 CONTINUE
0042      DO 11 I=1,1000
0043      11 T1(I)=0.
0044      50 FORMAT(2X,'СИЛА ТР.=','E12.4,' НЬЮТ. НА 1М ДЛИНЫ')
0045      40 FORMAT(5X,'R БЕЗР.',3X,'U БЕЗР.',4X,'T БЕЗР.',5X,'R (М)',
0046      *3X,'U (М/С)',X,'T (ГРАД.К)')
0047      111 FORMAT(2X,6E10.3)
0048      PRINT 51,A1,A2,A3
0049      PRINT 61,A4,A5
0050      51 FORMAT(2X,'A1=','E10.3,3X,'A2=','E10.3,'A3=','E10.3)
0051      61 FORMAT(2X,'A4=','E10.3,3X,'A5=','E10.3)
0052      DO 12 J=1,NT
0053      DT2=DT1
0054      IF(J.NE.1) GO TO 86
0055      DT0=DTN
0056      GO TO 87
0057      86 DT0=DT
0058      87 L1=1
0059      TS=-0.1
0060      TIME=(J-1)*DT+DTN
0061

```

```

0062      RB=1.+E1*DSORT(2, #A2*TIME)
0063      NR=1.+(RB-1.) / DR
0064      T2(1)=T1(1)-DT1
0065      19 T2(2)=T2(1)+DR**A4*((T2(1)+A5)**4-A5**4)
0066      DO 14 N=1, NR
0067      RB=1.+(N-1)*DR
0068      R1=R0+DR
0069      C1=1./DT0-A1/DR**2/R1*(R1+DR/2.)
0070      N1=N+1
0071      N2=N+2
0072      C2=A1/DR**2/R1*((R1+DR/2.)*T2(N1)+(R0+DR/2.)*
      *(T2(N1)-T2(N)))
0073      C3=- (R1-1.)**2/A2/TIME
0074      C4=T1(N2)/DT0-C2+A3*DEXP(C3)/TIME
0075      T2(N2)=C4/C1
0076      14 CONTINUE
0077      N2=NR+2
0078      WRITE(5,*) N2
0079      WRITE(5,*) L1
0080      L1=L1+1
0081      TN=T2(N2)
0082      WRITE(5,*) DT2
0083      WRITE(5,*) TN
0084      DT3=ABS(DT2)
0085      IF(DT3.LT.1.E-17) GO TO 81
0087      IF(TN.GT.0.) GO TO 16
0089      IF(TN.GE.TS) GO TO 17
0091      21 DT2=-1.5*DT2
0092      GO TO 18
0093      17 IF(TN.GT.0.) GO TO 23
0095      GO TO 18
0096      23 IF(TN.LT.ET) GO TO 20
0098      22 DT2=-DT2*ABS(TN)/(ABS(TN)+ABS(TS))
0099      GO TO 18
0100      81 K8=1
0101      GO TO 20
0102      16 IF(TN.GE.TS) GO TO 21
0104      IF(TN.GT.0.) GO TO 24
0106      GO TO 22
0107      24 IF(TN.LT.ET) GO TO 20
0109      18 TS=TN
0110      T2(1)=T2(1)+DT2
0111      GO TO 19
0112      20 IF(K7.EQ.1) GO TO 67
0114      DT1=T1(1)-T2(1)
0115      67 DO 28 N=1, N2
0116      28 T1(N)=T2(N)
0117      IF(K7.EQ.1) GO TO 65
0119      IF(L.EQ.NTI) GO TO 29
0121      L=L+1
0122      GO TO 25
0123      29 L=1
0124      65 WD=NW
0125      NRB=(RB-1.) / WD / DR * 1.2
0126      K7=2
0127      TIR=T0*TIME
0128      PRINT 27, TIME, TIR
0129      27 FORMAT(2X, 'BREM9 BE3P.=', E10.3, 5X, 'BREM9=', E10.3, ' CEK')
0130      F=2. *R*UW*DSORT(3, 1415*VIS*DEN/TIR)
0131      PRINT 50, F

```

```

0132      TW=T1(1)*(TZ-TC)+TC
0133      Q=E*SIG*(TW**4-TC**4)
0134      QE=6.283E-3**R**Q
0135      PRINT 62,Q
0136      62 FORMAT(2X,' ПЛОТНОСТЬ ПОТОКА ИЗЛ.=',E12.4,' ВТ/М**2')
0137      PRINT 63,QE
0138      63 FORMAT(2X,' МОЩНОСТЬ ИЗЛ.=',E12.4,' КВТ НА 1М ДЛИНЫ')
0139      R2=R**RB
0140      PRINT 64,R2,RB
0141      64 FORMAT(2X,' РАДИУС ВОЗМ. СРЕДЫ=',E12.4,' М'
* 5X,' R ВОЗМ./R=',E12.4)
0142      IF(K8.EQ.0) 60 TO 82
0144      K8=0
0145      PRINT 83,TS,TN,DT2
0146      83 FORMAT(2X,' TS(RB)=',E12.4,2X,' TN(RB)=',E12.4,2X,' DT2=',E12.
0147      82 PRINT 40
0148      NM1=NM+2
0149      DO 26 N=1,NM1
0150      I=1+(N-1)**NRB
0151      RB1=1.+DR*(I-1)
0152      TB=T2(I)
0153      B3=(RB1-1.)/SQRT(2.*A2*TIME)
0154      DX=B3/500.
0155      S=0.
0156      DO 32 I=1,500
0157      X=(I-1)*DX
0158      B1=-X**2
0159      B2=-(X+DX)**2
0160      S=S+DX*(EXP(B1)+EXP(B2))/2.
0161      32 CONTINUE
0162      UB=1.-2.*S/1.7724277
0163      RR=RB1**R
0164      TR=TB*(TZ-TC)+TC
0165      UR=UB**UW
0166      PRINT 111,RB1,UB, TB,RR, UR, TR
0167      26 CONTINUE
0168      WRITE(6,*) '          -*-*-*-*'
0169      WRITE(6,*) '          -*-*'
0170      25 CONTINUE
0171      12 CONTINUE
0172      STOP
0173      END

```

2.5. Квазистационарный приближенный расчет температуры поверхности ротора при отсутствии процесса сублимации

Непосредственное решение уравнения (2.17) численными методами требует достаточно больших затрат машинного времени. Поэтому для приближенных оценочных расчетов представляет интерес рассмотреть квазистационарный подход, когда частной производной $\partial T' / \partial t'$ в (2.17) допустимо пренебречь. В этом случае зависимость температуры от времени "проявляется" лишь через временную зависимость (2.20) условной границы области течения. С учетом сказанного уравнение (2.17) принимает вид

$$\frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = - \frac{A_3}{A_4} \frac{r'}{t'} \exp \left\{ - \frac{(r'-1)^2}{A_2 t'} \right\} \quad (2.22)$$

Граничные условия имеют прежний вид

$$r'=1 ; \quad T'=T'_w ; \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = A_4 \left[(T'_w + A_5)^4 - A_5^4 \right] ; \quad (2.23)$$

$$r' \rightarrow \infty ; (r' = R'_\infty) ; \quad T' = 0 ; \quad \frac{\partial T'}{\partial r'} = 0 ; \quad (2.24)$$

Интегрируя (2.22) и привлекая (2.23), приходим к следующему выражению для безразмерного теплового потока

$$\begin{aligned} \frac{\partial T'}{\partial r'} = & \frac{A_4}{r'} \left[(T'_w + A_5)^4 - A_5^4 \right] + \frac{A_2 A_3}{2 A_4 r'} \left[\exp \left\{ - \frac{(r'-1)^2}{A_2 t'} \right\} - 1 \right] + \\ & + \frac{A_3}{2 A_4 r'} \sqrt{\frac{\pi A_2}{t'}} \left[\operatorname{Erfc} \left(\frac{r'-1}{\sqrt{A_2 t'}} \right) - 1 \right] . \end{aligned} \quad (2.25)$$

Используя теперь второе граничное условие (2.24) приходим с учетом (2.20) к сравнительно простому выражению для приближенного расчета безразмерной температуры воздуха на поверхности

ротора.

$$T'_w = \left\{ A_5^4 + \frac{A_3}{2A_1A_4} \left[A_2 (1 - \exp\{-2\varepsilon_2^2\}) + \sqrt{\frac{\pi}{t'}} (1 - \operatorname{Erfc}\{\varepsilon_2\sqrt{2}\}) \right] \right\}^{\frac{1}{4}} - A_5; \quad (2.26)$$

Если теперь учесть, что значения экспоненциальной функции и функции ошибок Гаусса, указанных в (2.26) аргументов, пренебрежимо малы по сравнению с единицей, получаем

$$T'_w = \left\{ A_5^4 + \frac{A_2A_3}{2A_1A_4} \left(1 + \sqrt{\frac{\pi}{A_2 t'}} \right) \right\}^{\frac{1}{4}} - A_5; \quad (2.27)$$

Естественно, что расчет температуры воздуха у поверхности ротора по формуле (2.27) является менее точным по сравнению с расчетом, основанным непосредственно на решении уравнения (2.17). Тем не менее при проведении оценочных расчетов эта формула удобна и практически без затрат машинного времени позволяет непосредственно определять с учетом всех сделанных выше допущений временную зависимость температуры поверхности ротора. Для примера в таблицах 2.8-2.10 приводится зависимость температуры поверхности ротора в градусах Кельвина (вторая колонка) от времени в сек (первая колонка). Третья колонка содержит силу трения поверхности ротора о воздух, выраженную в ньютонах в расчете на 1 м длины ротора и вычисляемую по формуле

$$F_{\text{тр}} = 2\pi R_w \mu \left. \frac{\partial u_z}{\partial r} \right|_{r=R_w}$$

Четвертая колонка содержит информацию о $R_w(t)$ при $\varepsilon_2 = 2,6$, выраженном в метрах. В пятой колонке таблиц 2.8-2.10 представлена плотность потока излучения на поверхности ротора, а в шестой - результирующая мощность излучения в расчете на 1 м длины ротора. Данные таблиц 2.8-2.10, полученные с учетом (2.27)

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.2930E+03 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1000E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИФ. ВЯЗКОСТЬ= 0.1819E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.2580E-01 ВТ/(СМ*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДЫ= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА= 0.3300E+04 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.1166E+01 КГ/М**3

—*—*—*—*—

A1= 0.531E+00 A2= 0.749E+00 A3= 0.106E+02
 A4= 0.148E+04 A5= 0.100E+00

T (СЕК)	TW (К)	F TP.(Н/М)	R (М)	Q(ВТ/М**2)	N(КВТ/М)
0.600E-03	0.403E+04	0.333E+03	0.595E-01	0.751E+07	0.236E+04
0.306E-01	0.247E+04	0.467E+02	0.536E-01	0.106E+07	0.334E+03
0.606E-01	0.227E+04	0.332E+02	0.551E-01	0.750E+06	0.238E+03
0.800E-01	0.220E+04	0.289E+02	0.558E-01	0.661E+06	0.208E+03
0.100E+00	0.214E+04	0.258E+02	0.565E-01	0.593E+06	0.186E+03
0.200E+00	0.196E+04	0.183E+02	0.592E-01	0.422E+06	0.133E+03
0.401E+00	0.177E+04	0.118E+02	0.642E-01	0.276E+06	0.869E+02
0.500E+00	0.176E+04	0.115E+02	0.645E-01	0.271E+06	0.853E+02
0.700E+00	0.169E+04	0.976E+01	0.672E-01	0.231E+06	0.726E+02
0.100E+01	0.162E+04	0.816E+01	0.705E-01	0.195E+06	0.614E+02
0.200E+01	0.150E+04	0.577E+01	0.790E-01	0.141E+06	0.445E+02
0.500E+01	0.135E+04	0.365E+01	0.959E-01	0.937E+05	0.295E+02
0.700E+01	0.130E+04	0.309E+01	0.104E+00	0.810E+05	0.255E+02
0.100E+02	0.125E+04	0.258E+01	0.115E+00	0.697E+05	0.219E+02
0.200E+02	0.117E+04	0.183E+01	0.142E+00	0.527E+05	0.165E+02
0.600E+02	0.106E+04	0.105E+01	0.209E+00	0.353E+05	0.111E+02
0.120E+03	0.100E+04	0.745E+00	0.275E+00	0.284E+05	0.891E+01
0.300E+03	0.943E+03	0.471E+00	0.406E+00	0.222E+05	0.697E+01
0.600E+03	0.908E+03	0.333E+00	0.553E+00	0.191E+05	0.599E+01
0.120E+04	0.881E+03	0.236E+00	0.761E+00	0.169E+05	0.530E+01

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.8730E+03 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1110E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИН. ВЯЗКОСТЬ= 0.3905E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.5980E-01 ВТ/(М*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДН= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА= 0.3300E+04 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.3910E+00 КГ/М**3

—*—*—*—*—

A1= 0.331E+01 A2= 0.479E+01 A3= 0.956E+01
 A4= 0.640E+03 A5= 0.100E+00

T (СЕК)	TW (К)	F TP.(Н/М)	R (М)	Q(ВТ/М**2)	N(КВТ/М)
0.600E-03	0.387E+04	0.283E+03	0.513E-01	0.639E+07	0.201E+04
0.300E-01	0.238E+04	0.396E+02	0.591E-01	0.916E+06	0.288E+03
0.600E-01	0.220E+04	0.281E+02	0.628E-01	0.658E+06	0.207E+03
0.800E-01	0.212E+04	0.245E+02	0.647E-01	0.576E+06	0.181E+03
0.100E+00	0.207E+04	0.219E+02	0.664E-01	0.518E+06	0.163E+03
0.200E+00	0.191E+04	0.155E+02	0.732E-01	0.373E+06	0.117E+03
0.401E+00	0.172E+04	0.999E+01	0.960E-01	0.250E+06	0.784E+02
0.500E+00	0.172E+04	0.979E+01	0.857E-01	0.245E+06	0.771E+02
0.700E+00	0.155E+04	0.828E+01	0.935E-01	0.211E+06	0.663E+02
0.100E+01	0.159E+04	0.693E+01	0.102E+00	0.181E+06	0.568E+02
0.200E+01	0.148E+04	0.490E+01	0.123E+00	0.135E+06	0.424E+02
0.500E+01	0.135E+04	0.310E+01	0.166E+00	0.946E+05	0.297E+02
0.700E+01	0.131E+04	0.262E+01	0.187E+00	0.838E+05	0.263E+02
0.100E+02	0.127E+04	0.219E+01	0.214E+00	0.742E+05	0.233E+02
0.200E+02	0.121E+04	0.155E+01	0.282E+00	0.597E+05	0.188E+02
0.600E+02	0.112E+04	0.894E+00	0.453E+00	0.450E+05	0.141E+02
0.120E+03	0.109E+04	0.632E+00	0.619E+00	0.391E+05	0.123E+02
0.300E+03	0.105E+04	0.400E+00	0.950E+00	0.339E+05	0.106E+02
0.600E+03	0.103E+04	0.283E+00	0.130E+01	0.312E+05	0.981E+01
0.120E+04	0.101E+04	0.200E+00	0.185E+01	0.294E+05	0.922E+01

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.2273E+04 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1500E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИН. ВЯЗКОСТЬ= 0.8630E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.1224E+00 ВТ/(М*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДЫ= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА= 0.3300E+04 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.1500E+00 КГ/М**3

—*—*—*—

01= 0.131E+02 02= 0.276E+02 03= 0.707E+01
 04= 0.313E+03 05= 0.100E+00

t (СЕК)	Tw (К)	F TP. (Н/М)	R (М)	Q (ВТ/М**2)	N (КВТ/М)
0.600E-03	0.380E+04	0.260E+03	0.531E-01	0.591E+07	0.186E+04
0.300E-01	0.236E+04	0.365E+02	0.718E-01	0.875E+06	0.275E+03
0.600E-01	0.218E+04	0.259E+02	0.807E-01	0.638E+06	0.200E+03
0.900E-01	0.211E+04	0.225E+02	0.853E-01	0.562E+06	0.177E+03
0.100E+00	0.206E+04	0.202E+02	0.894E-01	0.509E+06	0.160E+03
0.200E+00	0.191E+04	0.143E+02	0.106E+00	0.376E+06	0.118E+03
0.481E+00	0.174E+04	0.919E+01	0.137E+00	0.262E+06	0.823E+02
0.500E+00	0.174E+04	0.902E+01	0.138E+00	0.258E+06	0.810E+02
0.700E+00	0.168E+04	0.762E+01	0.154E+00	0.227E+06	0.712E+02
0.100E+01	0.163E+04	0.638E+01	0.175E+00	0.198E+06	0.624E+02
0.200E+01	0.153E+04	0.451E+01	0.226E+00	0.156E+06	0.491E+02
0.500E+01	0.143E+04	0.285E+01	0.329E+00	0.119E+06	0.374E+02
0.700E+01	0.140E+04	0.241E+01	0.380E+00	0.109E+06	0.343E+02
0.100E+02	0.137E+04	0.202E+01	0.444E+00	0.100E+06	0.315E+02
0.200E+02	0.132E+04	0.143E+01	0.608E+00	0.870E+05	0.273E+02
0.600E+02	0.127E+04	0.823E+00	0.102E+01	0.735E+05	0.231E+02
0.120E+03	0.125E+04	0.582E+00	0.142E+01	0.680E+05	0.214E+02
0.300E+03	0.122E+04	0.368E+00	0.221E+01	0.632E+05	0.199E+02
0.600E+03	0.121E+04	0.260E+00	0.311E+01	0.608E+05	0.191E+02
0.120E+04	0.120E+04	0.184E+00	0.437E+01	0.591E+05	0.186E+02

на ЭВМ по Программе-2 (см. в конце параграфа), различаются значением определяющей температуры T_x^* , принимаемой для расчета теплофизических параметров воздуха. Значения определяющей температуры параметров воздуха и собственно значения теплофизических параметров приводятся в заголовках таблиц 2.8-2.10.

Графически зависимости температуры поверхности ротора T_w^* , касательной составляющей силы трения $F_{тр}$ (в расчете на 1 м длины ротора), плотности потока излучения $\dot{Q}_{изл}$, а также мощности излучения $N_{изл}$ (в расчете на 1 м длины ротора) от времени t представлены соответственно, на рис. 2.7-2.10. Кривые на этих рисунках под номерами 1, 2, 3 получены для случаев, когда в качестве характерной температуры для выбора параметров воздуха принимали соответственно 293°K, 873°K и 2273°K.

Представляет интерес сравнить значения температуры поверхности ротора, полученные по приближенной формуле (2.27) (см. табл. 2.8-2.10) для моментов времени 0,0006с, 0,0306с, 0,0606с, с аналогичными значениями, полученными в ходе решения уравнения (2.17) (см. табл. 2.2, 2.3, 2.5) и представленными в таблице 2.6. Как видно наибольшее различие приближенной формулы по отношению к точному решению имеет место в момент времени $t = 0,0006$ с, близкий к начальному. В дальнейшем эти различия сглаживаются так, что примерно через 0,05 с результаты, получаемые по приближенной формуле (2.27) и в ходе точного решения уравнения (2.17), различаются на 10-15 %.

Сравнивая данные таблиц 2.8-2.10 между собой можно видеть, что выбор определяющей температуры T_x^* для расчета теплофизических параметров воздуха в рамках исходного допущения 2, как и следовало ожидать влияет на величину температуры поверхности ротора. При этом изменение T_x^* в пределах от 293°K (табл. 2.8) до 2273°K (табл. 2.10) приводит к разбросу T_w^* в пределах 10%

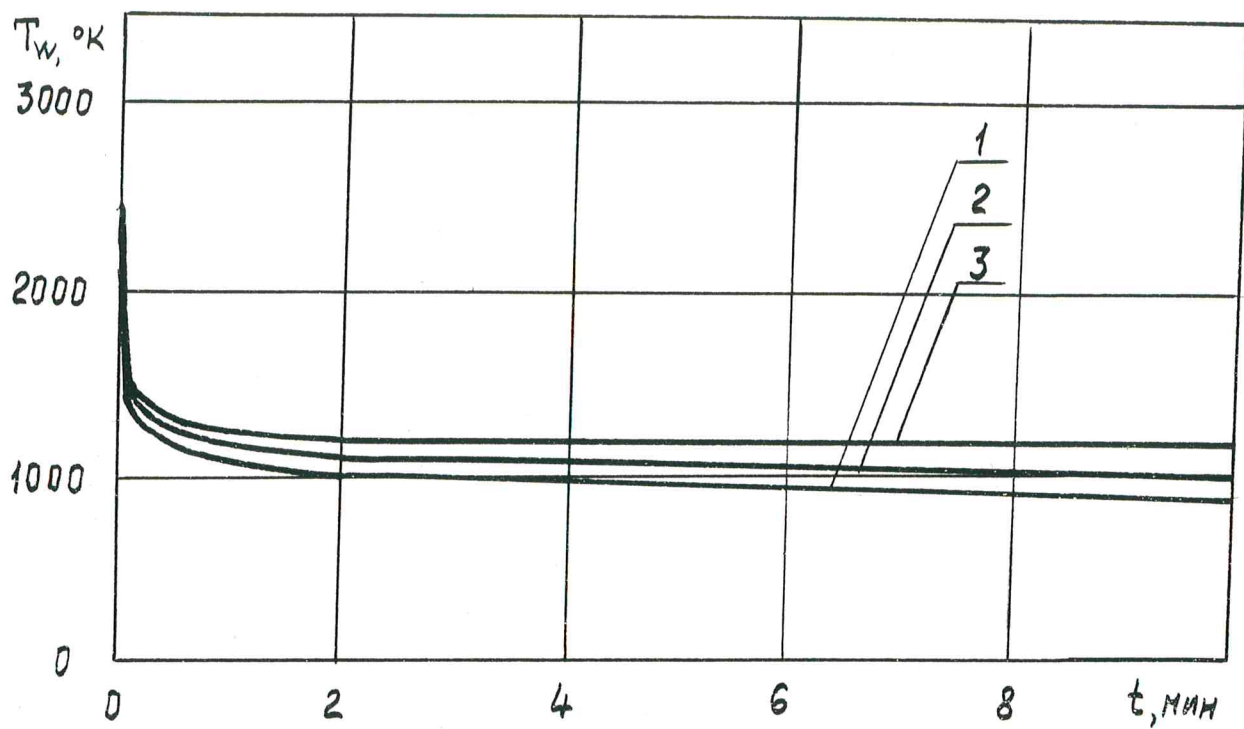


Рис.2.7. Зависимость температуры поверхности ротора от времени

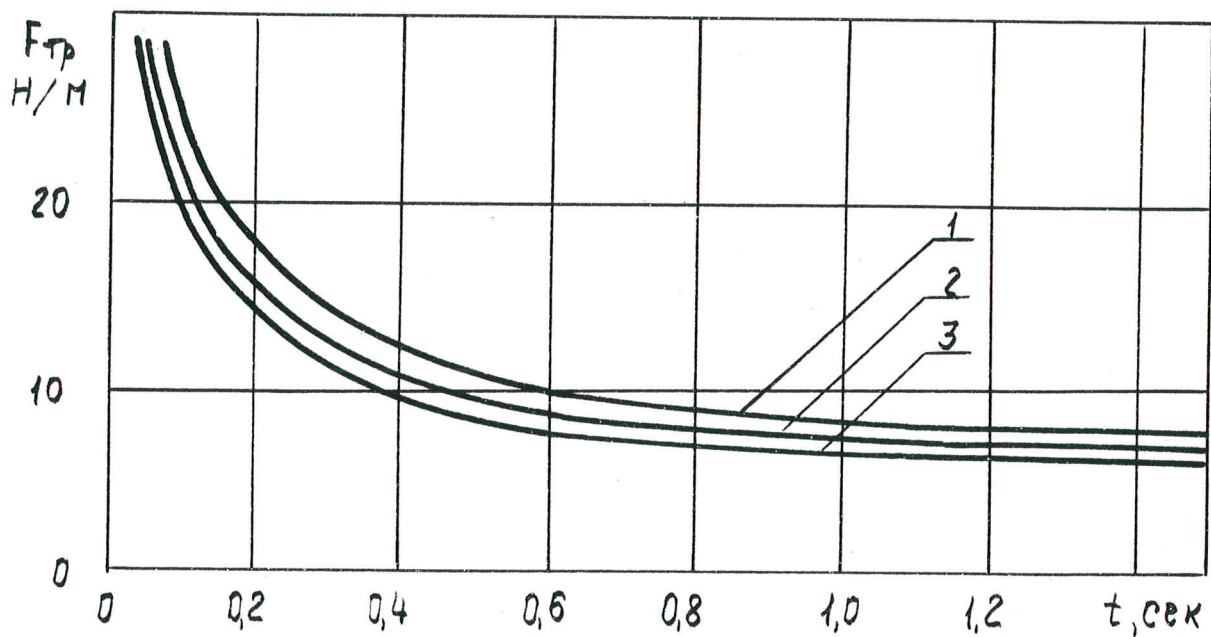


Рис.2.8. Зависимость касательной составляющей силы трения (в расчете на 1 м длины ротора) от времени

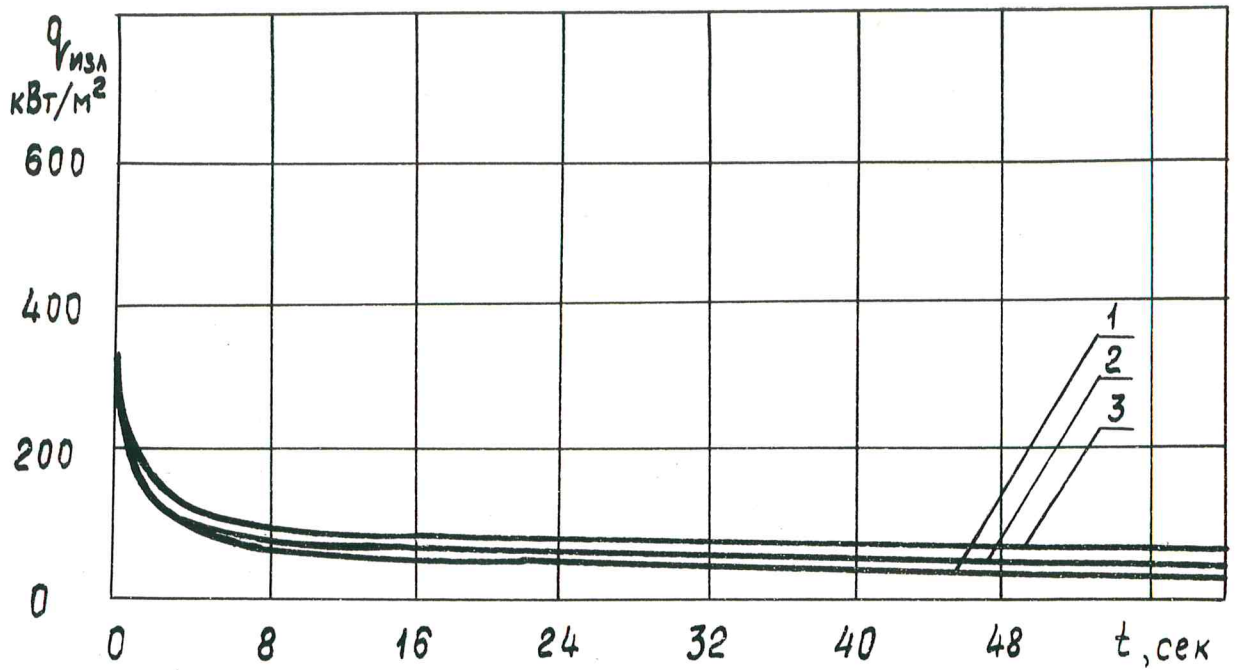


Рис.2.9. Зависимость плотности потока излучения на поверхности ротора от времени

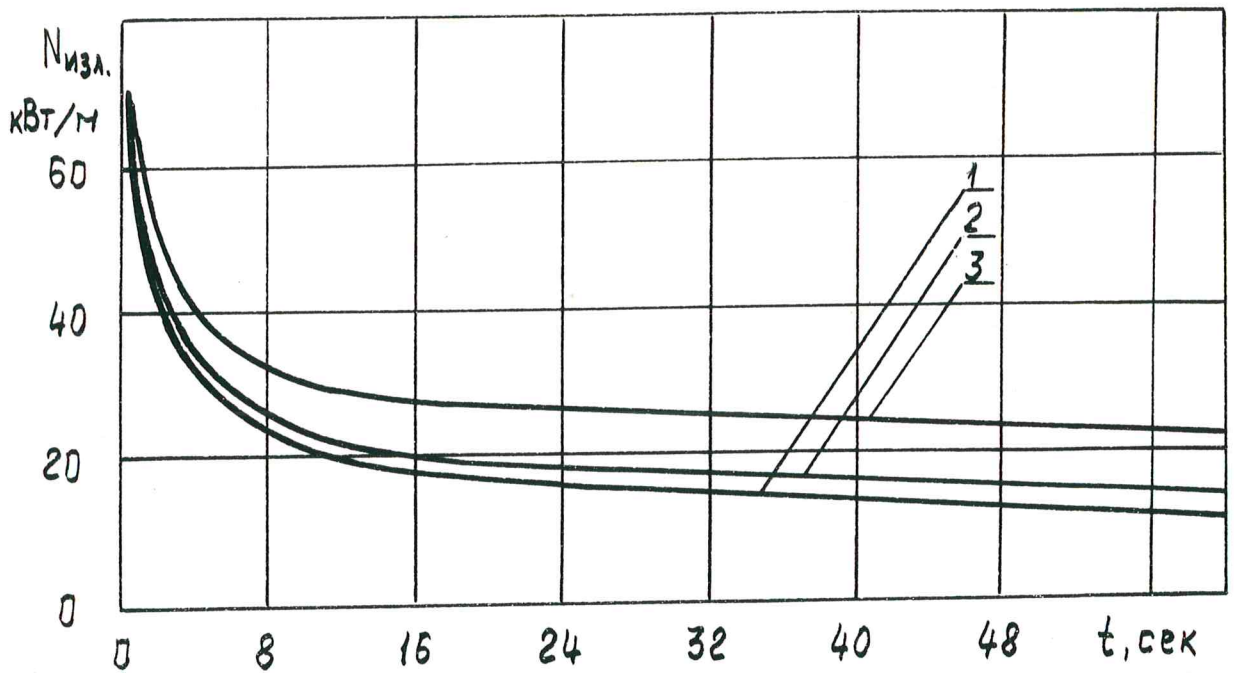


Рис.2.10. Зависимость мощности излучения (в расчете на 1 м длины ротора) от времени

для моментов времени примерно до 100 с. Для больших моментов времени расброс увеличивается.

В заключении отметим, что предложенный, приближенный квазистационарный подход может быть положен в основу более точного расчета, если будут заданы временной график подъема ротора, а также зависимость теплофизических параметров воздуха от высоты над земной поверхностью.

Программа - 2

```

PROGRAM NAGREW 2
DIMENSION TIME(100)
READ(5,*) CP,UIS,DEN,E,TER, TX
READ(5,*) R,UW,TZ,TC,T0,E1
READ(5,*) K1,NT
READ(5,*) (TIME(I),I=1,NT)
S16=5.67E-8
A1=T0/R**2*TER/DEN/CP
A2=2.*UIS*T0/DEN/R**2
A3=UW**2/CP/(TZ-TC)/3.1415
A4=E*R*(TZ-TC)**3/TER*S16
A5=TC/(TZ-TC)
IF(K1.EQ.0) GO TO 1
WRITE(6,*) '      ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ'
PRINT 85, TX
85 FORMAT(2X, 'ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.=',E12.4, ' ГРАД.К')
PRINT 2, CP
2 FORMAT(2X, 'ТЕПЛОЕМКОСТЬ=',E12.4, ' ДЖ/(КГ*ГРАД.К)')
PRINT 3, UIS
3 FORMAT(2X, 'ДИН. ВЯЗКОСТЬ=',E12.4, ' ПА*С')
PRINT 4, TER
4 FORMAT(2X, 'ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ=',E12.4, ' ВТ/(М*ГРАД.К)')
PRINT 5, TC
5 FORMAT(2X, 'ТЕМП. СРЕДЫ=',E12.4, ' ГРАД.К')
PRINT 6, R
6 FORMAT(2X, 'РАДИУС=',E12.4, ' М')
PRINT 7, UW
7 FORMAT(2X, 'СКОРОСТЬ=',E12.4, ' М/С')
PRINT 8, TZ
8 FORMAT(2X, 'ХАРАКТ. ТЕМПЕРАТУРА=',E12.4, ' ГРАД.К')
PRINT 9, E
9 FORMAT(2X, 'ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ=',E12.4)
PRINT 31, DEN
31 FORMAT(2X, 'ПЛОТНОСТЬ=',E12.4, ' КГ/М**3')
WRITE(6,*) '      -*-*-*-*'
1 CONTINUE
50 FORMAT(4X, 'T (СЕК)',3X, 'TW (К)',3X, 'F ТР. (Н/М)',3X, 'R (М)',
  *3X, 'Q(ВТ/М**2)',1X, 'N(КВТ/М)')
111 FORMAT(2X,6E10.3)
PRINT 51,A1,A2,A3
PRINT 51,A4,A5
51 FORMAT(2X, 'A1=',E10.3,3X, 'A2=',E10.3, 'A3=',E10.3)
61 FORMAT(2X, 'A4=',E10.3,3X, 'A5=',E10.3)
PRINT 50
DO 12 I=1,NT
TR=TIME(I)/T0
C1=A2+SQRT(3.1415*A2/TR)
C2=(A5**4+A3/2./A1/A4*C1)**0.25-A5
TW=C2*(TZ-TC)+TC
F=2.*R*UW*SQRT(3.1415*UIS*DEN/TIME(I))
RB=1.+E1*SQRT(2.*A2*TR)
D=E*S16*(TW**4-TC**4)
DE=6.283E-3*R*Q
R2=R*RB
PRINT 111, TIME(I), TW, F, R2, Q, DE
12 CONTINUE
STOP
END

```

2.6. Квазистационарный, приближенный расчет динамики испарения сублимирующего покрытия тепловой защиты ротора

В двух предыдущих разделах рассматривался расчет температуры поверхности ротора. Как видно из представленных в них данных, за исключением начального момента времени эта температура хотя и велика, тем не менее лежит в разумных с технической точки зрения пределах (при $t \geq 0,05$ с имеем $T_w \leq 2000$ °К). Однако для большинства материалов такие температуры, а тем более возникающие в начальный момент времени являются достаточно высокими. Поэтому представляет непосредственный интерес рассмотреть случай активной тепловой защиты с применением сублимирующих покрытий.

В квазистационарном случае уравнение теплопереноса в безразмерном виде может быть записано в форме

$$\frac{1}{r'} \frac{\partial}{\partial r'} \left(r' \frac{\partial T'}{\partial r'} \right) = - \frac{A_6}{t'} \exp \left\{ - \frac{(r' - R'_w)^2}{A_2 t'} \right\}; \quad (3.28)$$

$$T' = \frac{T - T_\infty}{T'_s - T_\infty}; \quad r' = \frac{r}{R_{w0}}; \quad t' = \frac{t}{t_0}$$

$$R'_w = \frac{R_w}{R_{w0}}; \quad A_6 = \frac{\rho V_n^2 R_{w0}^2}{\pi t_0 \lambda (T'_s - T_\infty)}$$

где R_{w0} - начальный радиус поперечного сечения ротора;
 T'_s - предполагаемая постоянной температура поверхности ротора, равная температуре сублимации материала защитного покрытия.

Граничные условия для (2.28) имеют вид

$$r' = R_w'; \quad \pi' = 1; \quad \frac{\partial \pi'}{\partial r'} = A_4 [(1 + A_5)^4 - A_5^4] + J';$$

$$r' = R_w'; \quad \pi' = 0; \quad \frac{\partial \pi'}{\partial r'} = 0;$$
(2.29)

Здесь

$$J' = \frac{J L R_{w0}}{\lambda (\pi_s - \pi_\infty)};$$

Уравнение (2.12) динамики испарения защитного покрытия может быть записано следующим образом

$$\frac{dR_w'}{dt'} = -A_7 J';$$

$$A_7 = \frac{\lambda (\pi_s - \pi_\infty) t_0}{L \rho_w R_{w0}^2};$$
(2.30)

Начальное условие для (2.30) имеет вид

$$t' = 0; \quad R_w' = 1;$$

Интегрируя (2.28) один раз и используя граничные условия (2.29) для безразмерного теплового потока находим

$$J' = -A_4 [(1 + A_5)^4 - A_5^4] + \frac{A_2 A_6}{2 R_w'} [1 - \exp\{-2\varepsilon_2^2\}] +$$

$$+ \frac{A_6}{2} \sqrt{\frac{A_2}{t'}} [1 - \operatorname{Erfc}\{\varepsilon_2 \sqrt{2}\}];$$
(2.31)

Подставляя теперь (2.31) в (2.30) и делая очевидные оценки значений экспоненциальной функции и функции ошибок Гаусса приходим к следующему дифференциальному уравнению

$$\frac{dR_w'}{dt'} = B_1 - \frac{B_2}{R_w'} - \frac{B_3}{\sqrt{t'}};$$
(2.32)

$$B_1 = A_4 A_7 [(1 + A_5)^4 - A_5^4];$$

$$B_2 = \frac{A_2 A_6 A_7}{2}; \quad B_3 = \frac{A_6 A_7}{2} \sqrt{\pi A_2};$$

Решение уравнения (2.32) проводили численно, по неявной схеме Эйлера

$$\frac{R'_{i+1} - R'_i}{\Delta t'} = B_1 - \frac{B_2}{R'_{i+1}} - \frac{B_3}{\sqrt{R'_{i+1}}}; \quad i = 1, 2, \dots \quad (2.33)$$

$$R'_1 = 1.$$

Программа-3, реализующая разностную схему (2.33), приводится в конце параграфа. В (2.33) приняты обозначения: R'_i , R'_{i+1} — значения радиуса ротора соответственно на i -м и $(i+1)$ -м шагах интегрирования; $\Delta t'$ — безразмерный шаг интегрирования по времени.

Для примера в таблицах 2.11, 2.12 приводятся расчетные данные по динамике испарения защитного покрытия с параметрами, близкими к параметрам тефлона ($T'_g = 445^\circ\text{K}$, $L = 1,743 \cdot 10^6$ дж/кг; $\rho_w = 1500$ кг/м³). Данные таблицы 2.11 получены для случая, когда в качестве определяющей температуры для расчета теплофизических параметров воздуха принимали 293°K . Соответственно, данные таблицы 2.12 получены для определяющей температуры 2273°K . В первой колонке таблиц представлено время в сек, начиная с момента старта. Во второй колонке приведены значения радиуса поперечного сечения ротора, выраженные в метрах. Третья колонка каждой таблицы содержит информацию о потере массы ротора в результате сублимации, выраженной в процентах от начальной массы ротора. Такая интерпретация имеет место при дополнительном допущении о том, что средняя плотность ротора равна плотности его защитного покрытия. Фактически же в третьей колонке приводятся данные об уменьшении площади поперечного сечения ротора, выраженные в процентах от начальной площади поперечного сечения.

Таблица 2.II

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.2930E+03 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1000E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИН. ВЯЗКОСТЬ= 0.1819E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.2580E-01 ВТ/(М*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДЫ= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ТЕМПЕРАТУРА СУБЛИМ.= 0.4450E+03 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.1166E+01 КГ/М**3
 УДЕЛЬН. ТЕПЛ. СУБЛИМ.= 0.1743E+07 ДЖ/КГ
 ПЛОТН. СУБЛ. МАТЕРИАЛА= 0.1500E+04 КГ/М**3

—*—*—*—
 A6= 0.413E+03 A2= 0.749E+00 A7= 0.343E-04
 A4= 0.167E+00 A5= 0.207E+01

ВРЕМЯ(СЕК)	RM (М)	ПОТЕРЯ МАССЫ(ПРОЦ)
0.1500E+01	0.4982E-01	0.7020E+00
0.3000E+01	0.4975E-01	0.1010E+01
0.4500E+01	0.4969E-01	0.1255E+01
0.5999E+01	0.4963E-01	0.1462E+01
0.7499E+01	0.4959E-01	0.1644E+01
0.8999E+01	0.4954E-01	0.1821E+01
0.1050E+02	0.4950E-01	0.1972E+01
0.1200E+02	0.4947E-01	0.2120E+01
0.1350E+02	0.4943E-01	0.2267E+01
0.1500E+02	0.4939E-01	0.2413E+01
0.1650E+02	0.4936E-01	0.2530E+01
0.1800E+02	0.4933E-01	0.2648E+01
0.1950E+02	0.4930E-01	0.2766E+01
0.2101E+02	0.4927E-01	0.2883E+01
0.2251E+02	0.4924E-01	0.3000E+01
0.2401E+02	0.4921E-01	0.3118E+01
0.2551E+02	0.4919E-01	0.3235E+01
0.2701E+02	0.4915E-01	0.3352E+01
0.2852E+02	0.4913E-01	0.3465E+01
0.3002E+02	0.4910E-01	0.3553E+01
0.3152E+02	0.4908E-01	0.3641E+01
0.3302E+02	0.4906E-01	0.3728E+01
0.3452E+02	0.4904E-01	0.3816E+01
0.3603E+02	0.4901E-01	0.3904E+01
0.3753E+02	0.4899E-01	0.3991E+01
0.3903E+02	0.4897E-01	0.4079E+01
0.4053E+02	0.4895E-01	0.4166E+01
0.4203E+02	0.4892E-01	0.4254E+01
0.4354E+02	0.4890E-01	0.4341E+01
0.4504E+02	0.4888E-01	0.4429E+01
0.4654E+02	0.4886E-01	0.4516E+01
0.4804E+02	0.4884E-01	0.4604E+01
0.4955E+02	0.4881E-01	0.4691E+01
0.5105E+02	0.4879E-01	0.4778E+01
0.5255E+02	0.4877E-01	0.4865E+01
0.5405E+02	0.4875E-01	0.4953E+01
0.5555E+02	0.4872E-01	0.5040E+01
0.5706E+02	0.4870E-01	0.5127E+01
0.5856E+02	0.4868E-01	0.5214E+01

ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
 ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.= 0.2273E+04 ГРАД.К
 ТЕПЛОЕМКОСТЬ= 0.1500E+04 ДЖ/(КГ*ГРАД.К)
 ДИН. ВЯЗКОСТЬ= 0.8630E-04 ПА*С
 ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ= 0.1224E+00 ВТ/(М*ГРАД.К)
 ТЕМП. СРЕДЫ= 0.3000E+03 ГРАД.К
 РАДИУС= 0.5000E-01 М
 СКОРОСТЬ= 0.1000E+05 М/С
 ТЕМПЕРАТУРА СУБЛИМ.= 0.4450E+03 ГРАД.К
 ИНТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ= 0.5000E+00
 ПЛОТНОСТЬ= 0.1500E+00 КГ/М**3
 УДЕЛЬН. ТЕПЛ. СУБЛИМ.= 0.1743E+07 ДЖ/КГ
 ПЛОТН. СУБЛ. МАТЕРИАЛА= 0.1500E+04 КГ/М**3

---*---*---*

A6= 0.112E+02 A2= 0.276E+02 A7= 0.163E-03
 A4= 0.353E-01 A5= 0.207E+01

ВРЕМЯ(СЕК)	RW (M)	ПОТЕРЯ МАССЫ(ПРОЦ)
0.1500E+01	0.4984E-01	0.6532E+00
0.3000E+01	0.4975E-01	0.1000E+01
0.4500E+01	0.4968E-01	0.1295E+01
0.5999E+01	0.4961E-01	0.1561E+01
0.7499E+01	0.4955E-01	0.1809E+01
0.8999E+01	0.4949E-01	0.2045E+01
0.1050E+02	0.4943E-01	0.2281E+01
0.1200E+02	0.4937E-01	0.2503E+01
0.1350E+02	0.4932E-01	0.2709E+01
0.1500E+02	0.4927E-01	0.2915E+01
0.1650E+02	0.4921E-01	0.3120E+01
0.1800E+02	0.4916E-01	0.3326E+01
0.1950E+02	0.4911E-01	0.3531E+01
0.2101E+02	0.4906E-01	0.3735E+01
0.2251E+02	0.4901E-01	0.3940E+01
0.2401E+02	0.4895E-01	0.4144E+01
0.2551E+02	0.4891E-01	0.4323E+01
0.2701E+02	0.4886E-01	0.4498E+01
0.2852E+02	0.4882E-01	0.4673E+01
0.3002E+02	0.4877E-01	0.4847E+01
0.3152E+02	0.4873E-01	0.5022E+01
0.3302E+02	0.4868E-01	0.5196E+01
0.3452E+02	0.4864E-01	0.5370E+01
0.3603E+02	0.4859E-01	0.5544E+01
0.3753E+02	0.4855E-01	0.5717E+01
0.3903E+02	0.4850E-01	0.5891E+01
0.4053E+02	0.4846E-01	0.6064E+01
0.4203E+02	0.4842E-01	0.6238E+01
0.4354E+02	0.4837E-01	0.6411E+01
0.4504E+02	0.4833E-01	0.6584E+01
0.4654E+02	0.4828E-01	0.6756E+01
0.4804E+02	0.4824E-01	0.6929E+01
0.4955E+02	0.4819E-01	0.7101E+01
0.5105E+02	0.4815E-01	0.7274E+01
0.5255E+02	0.4810E-01	0.7446E+01
0.5405E+02	0.4806E-01	0.7618E+01
0.5555E+02	0.4801E-01	0.7789E+01
0.5706E+02	0.4797E-01	0.7961E+01
0.5856E+02	0.4792E-01	0.8132E+01

Расчет проводился для временного интервала, соответствующего примерно первой минуте полета после старта при $\Delta t' = 10^{-5}$.

Из представленных в этих таблицах данных следует, что через 58, 56 сек толщина защитного покрытия из материала близкого по параметрам к тефлону уменьшится на величину порядка 1,3-2,1 мм, что составит потерю массы в 5,2-8,1 % от начальной массы ротора (с учетом сделанного выше допущения).

Графически зависимости радиуса поперечного сечения ротора и процента уноса массы от времени представлены соответственно на рис. 2.11 и 2.12. Кривые на этих рисунках под номерами 1 и 2 соответствуют случаям, когда в качестве характерной температуры для расчета параметров воздуха принимали 293 °К и 2273 °К.

С привлечением результатов предыдущего раздела (см. таблицы 2.8-2.10) можно видеть, что температура воздуха у поверхности ротора к концу первой минуты полета принимает значения порядка 1060 ÷ 1270 °К (787 ÷ 997 °С), что с достаточным запасом соответствует "рабочим" температурам современных жаростойких сплавов. Поэтому толщину защитного сублимирующего покрытия с учетом двойного запаса можно принять равной 2,3 - 4,2 мм. После же испарения такого сублимирующего покрытия через 1-2 минуты после старта тепловую защиту ротора допустимо по видимому осуществлять оболочкой из жаростойких сплавов.

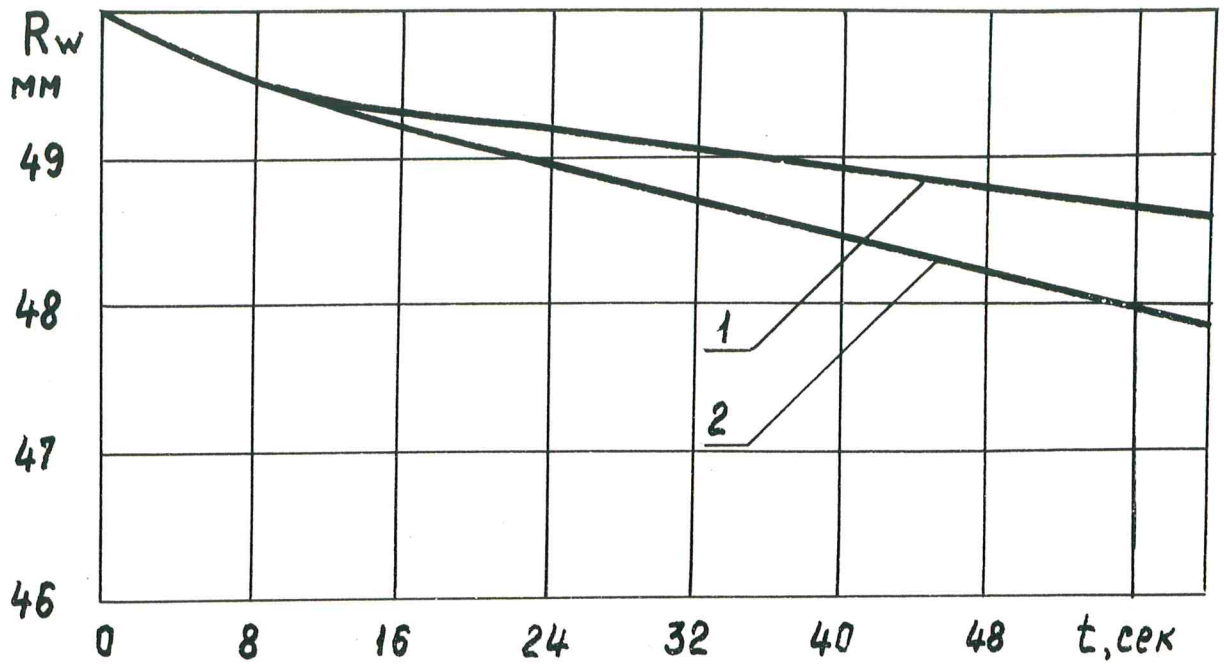


Рис.2.11. Зависимость радиуса поперечного сечения ротора от времени при испарении сублимирующего покрытия

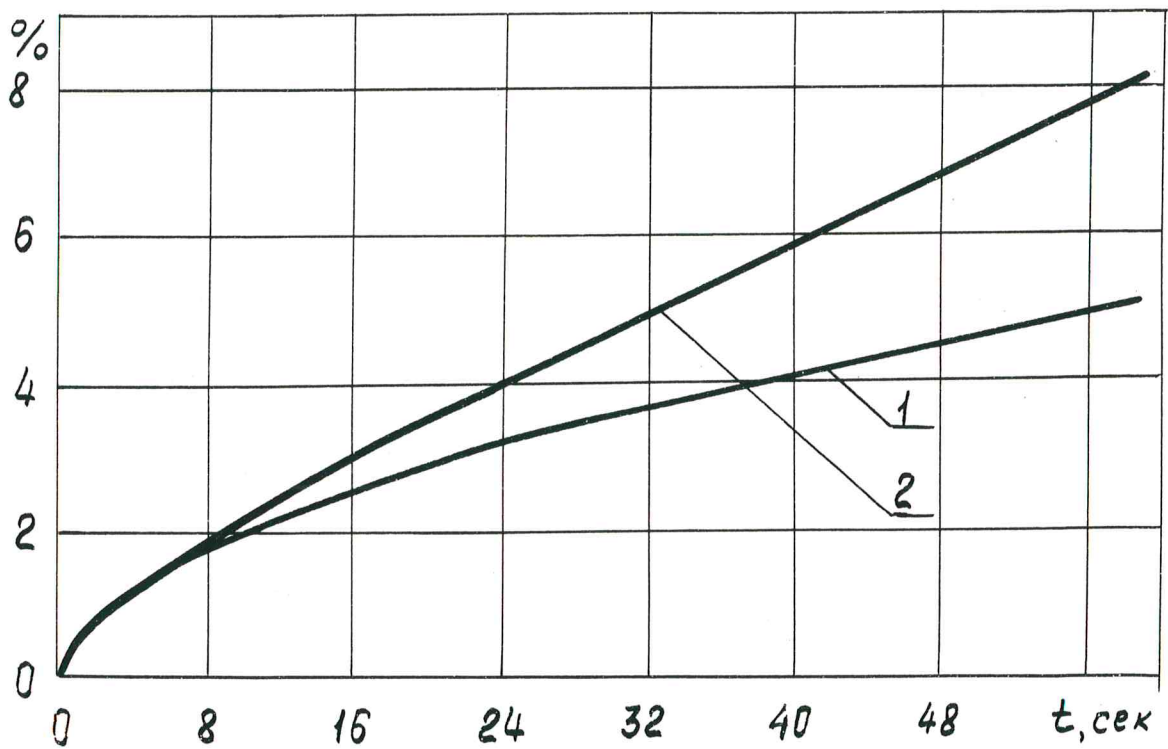


Рис.2.12. Зависимость процента потери массы ротора (с учетом сделанного выше замечания) от времени

Программа 3

FORTRAN IV

U02.5-2

FRI 14-APR-89 00:00:00

PAGE 00

```

0001      PROGRAM NAGREW 3
0002      READ(5,*) CP, VIS, DEN, E, TEP, TX
0003      READ(5,*) R, UW, TS, TC, T0, EL, DENW
0004      READ(5,*) K1, NT, N2, DT, DTIME
0005      SIG=5.67E-8
0006      A1=T0/R**2*TEP/DEN/CP
0007      A2=2.*VIS*T0/DEN/R**2
0008      A3=UW**2/CP/(TS-TC)/3.1415
0009      A4=E*R*(TS-TC)**3/TEP*SIG
0010      A5=TC/(TS-TC)
0011      A6=A3/A1
0012      A7=TEP*(TS-TC)*T0/EL/DENW/R**2
0013      B1=A4*A7*(( 1.+A5)**4-A5**4)
0014      B2=A2*A6*A7/2.
0015      B3=A6/2.*A7*SQRT(3.1415*A2)
0016      IF(K1.EQ.0) GO TO 1
0018      WRITE(6,*) '      ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ'
0019      PRINT 85, TX
0020      85 FORMAT(2X, 'ОПРЕД. ТЕМП. ПАРАМ. ВОЗД.=', E12.4, ' ГРАД.К')
0021      PRINT 2, CP
0022      2 FORMAT(2X, 'ТЕПЛОЕМКОСТЬ=', E12.4, ' ДЖ/(КГ*ГРАД.К)')
0023      PRINT 3, VIS
0024      3 FORMAT(2X, 'ДИН. ВЯЗКОСТЬ=', E12.4, ' ПА*С')
0025      PRINT 4, TEP
0026      4 FORMAT(2X, 'ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ=', E12.4, ' ВТ/(М*ГРАД.К)')
0027      PRINT 5, TC
0028      5 FORMAT(2X, 'ТЕМП. СРЕДЫ=', E12.4, ' ГРАД.К')
0029      PRINT 6, R
0030      6 FORMAT(2X, 'РАДИУС=', E12.4, ' М')
0031      PRINT 7, UW
0032      7 FORMAT(2X, 'СКОРОСТЬ=', E12.4, ' М/С')
0033      PRINT 8, TS
0034      8 FORMAT(2X, 'ТЕМПЕРАТУРА СУБЛИМ.=', E12.4, ' ГРАД.К')
0035      PRINT 9, E
0036      9 FORMAT(2X, 'ИМТ. СТЕП. ЧЕРНОТЫ=', E12.4)
0037      PRINT 31, DEN
0038      31 FORMAT(2X, 'ПЛОТНОСТЬ=', E12.4, ' КГ/М**3')
0039      PRINT 10, EL
0040      10 FORMAT(2X, 'УДЕЛЬН. ТЕПЛ. СУБЛИМ.=', E12.4)
0041      PRINT 11, DENW
0042      11 FORMAT(2X, 'ПЛОТН. СУБЛ. МАТЕРИАЛА=', E12.4)
0043      WRITE(6,*) '      ***-'
0044      1 CONTINUE
0045      50 FORMAT(2X, 'ВРЕМЯ(СЕК) ', 3X, 'RW (М) ', 3X, 'ПОТЕРЯ МАССЫ(ПРОЦ)')
0046      111 FORMAT(2X, 3E12.4)
0047      PRINT 51, A6, A2, A7
0048      PRINT 61, A4, A5
0049      51 FORMAT(2X, 'A6=', E10.3, 3X, 'A2=', E10.3, 'A7=', E10.3)
0050      61 FORMAT(2X, 'A4=', E10.3, 3X, 'A5=', E10.3)
0051      PRINT 50
0052      N1=0
0053      T=0.
0054      RW=1.
0055      24 T=T+DT
0056      RS=RW
0057      N1=N1+1
0058      DO 12 I=1, NT
0059      F0=(RS-RW)/DT-B1+B2/RS+B3/SQRT(T)
0060      F1=1./DT-B2/RS**2
0061      RN=RS-F0/F1

```

```
0062      12 CONTINUE
0063          RW=RN
0064          IF(T.GT.DTIME) GO TO 25
0065          IF(N1.NE.N2) GO TO 24
0066          RR=RW*R
0067          TR=T*T0
0068          DM=(1.-(RR/R)**2)*100.
0069          PRINT 111 ,TR,RR,DM
0070          N1=0
0071          GO TO 24
0072      25 CONTINUE
0073          STOP
0074          END
```


2.7. Некоторые предварительные выводы

Прежде чем перейти к выводам и рекомендациям, следует еще раз специально оговорить, что рассмотренные выше модели носят упрощенный, "прикидочный" характер. В действительности можно ожидать более сложные картины течения воздуха в окрестности поверхности ротора и протекания процесса теплопереноса. С этих позиций полученные результаты должны рассматриваться как предварительные, оценочные, требующие более глубокой теоретической проработки, и по возможности экспериментальной проверки. Вместе с тем, эти результаты представляют собой первое приближение к расчету параметров реальной картины процесса.

Перейдем теперь к основным выводам.

I. Основной вывод, который следует из всего рассмотрения может быть сформулирован следующим образом. В плане принципиальной реализации вариант ротора без защитной вакуумной оболочки по видимому возможен. Однако в ходе технической, более конкретной проработки такого варианта возникнут достаточно серьезные проблемы. Отметим лишь некоторые, наиболее очевидные с точки зрения проведенного выше рассмотрения.

I.I. Обсуждаемая математическая модель предполагает, что ротор представляет собой гладкий цилиндр (кривизной ротора по сравнению с кривизной его поперечного сечения пренебрегаем). Однако реальная конструкция (особенно такой протяженности) предположительно не будет идеально гладкой, а будет иметь те или иные неоднородности поверхности (выступы, впадины и т.п.) Например, в местах стыков отдельных составных элементов. Такие выступы будут являться источником значительного сопротивления, порядка $10^7 - 10^8$ Па. Кроме того, поскольку механизм разог-

рева таких выступов является несколько иным, их температура может существенно превышать ожидаемую температуру на поверхности ротора.

1.2. Стартовые установки и оборудование должны предусматривать соответствующую защиту от теплового излучения и ударных волн (формируемых возможными технологическими выступами на поверхности ротора). Необходимость тепловой защиты смежного стартового оборудования обусловлена тем, что температура воздуха в окрестности поверхности ротора может достигать величины порядка 10000°K , а плотность потока излучения в начальный момент $(5 \div 10) 10^3 \text{ кВт/м}^2$. Кроме того, скорость воздуха в непосредственной близости от ротора будет порядка величины скорости поверхности ротора.

1.3. Разогрев ротора вызовет его термодформации. Причем различные погодные условия в разных частях Земли (атмосферные осадки, локальная облачность, температура воздуха, сила и направление ветра и т.п.) внесут различный по длине ротора вклад в его деформирование.

Эти и некоторые другие проблемы являются по видимому преодолимыми. Однако их разрешение потребует дополнительных, всесторонних исследований и специальной, более глубокой проработки.

2. Тепловая обстановка в окрестности поверхности ротора ожидается достаточно напряженной. В частности, температура воздуха в непосредственной близости от ротора может достигать значений порядка 10000°K . Температура воздуха у самой поверхности ротора при отсутствии защитного, например, сублимирующего покрытия принимает максимальное значение в начальный момент времени, а затем достаточно быстро падает так, что примерно через $0,05 \text{ сек}$ она равняется 2000°K . Расчет максимального значения температуры

поверхности в начальный момент времени в рамках рассматриваемой модели затруднителен, однако можно считать, что эта температура будет ниже температуры полного адиабатического торможения.

3. Применение защитных сублимирующих покрытий на стартовом участке позволит снизить тепловые нагрузки на ротор. Расчеты показали, что использование защитного сублимирующего покрытия толщиной 2,3 - 4,2 мм из материала с параметрами близкими к тефлону (температура сублимации - 445 °К, удельная теплота сублимации $1,743 \cdot 10^6$ дж/кг) позволит обеспечить достаточно надежную тепловую защиту ротора в течение примерно первой минуты полета после старта, когда температура воздуха у поверхности снизится до уровня 1060 - 1270 °К. Дальнейшую тепловую защиту ротора (после испарения сублимирующего покрытия) можно было бы осуществлять оболочкой из жаростойких сплавов.

4. Разогрев воздуха в окрестности поверхности ротора примерно до 10000 °К вызовет ионизацию воздуха, а также активизирует протекание химических реакций типа диссоциации молекул и т.п. (с образованием активного атомарного кислорода). Последствия протекания этих процессов должны быть исследованы специально в том числе и с экологической точки зрения.

5. Приведенные результаты были получены с учетом допущения о ламинарном режиме течения воздуха в окрестности поверхности ротора. Учет турбулентного (как реально ожидаемого) режима течения приведет по-видимому к повышению расчетных значений температуры поверхности ротора.

6. Наряду с неучтенными в исходных допущениях факторами, приводящими к повышению расчетных значений температуры поверхности ротора (см. предыдущий вывод 5) имеют место и факторы, учет которых приведет к снижению расчетных значений этой темпе-

ратуры. Отметим наиболее очевидные из них.

6.1. По мере подъема ротора плотность и вязкость воздуха достаточно быстро убывают. Это приведет к снижению притока энергии к поверхности ротора за счет его трения о воздух.

6.2. Учет движения ротора в поперечном направлении будет способствовать снижению температуры его поверхности за счет конвективного теплообмена (поперечный обдув ротора).

6.3. Рассмотренная выше модель предполагает, что в момент старта поверхность ротора мгновенно контактирует с неподвижным воздухом, что приводит к резкому возрастанию всех тепловых характеристик процесса. Реально можно ожидать, что при "снятии" защитной оболочки ротор будет контактировать со средой, параметры которой достаточно быстро (но не мгновенно) будут изменяться практически от нулевых значений, соответствующих вакууму, до параметров атмосферного воздуха. Учет такого факта приведет естественно, к снижению начальных значений температуры поверхности, плотности теплового потока излучения и мощности излучения.

6.4. В ходе конкретных числовых расчетов (см. предыдущие разделы) принимали, что интегральная степень черноты поверхности ротора $\xi = 0,5$. Реально же можно ожидать значения $\xi = 0,6 \div 0,7$ [6], что приведет к увеличению теплового потока, отводимого излучением с поверхности, а следовательно снижению ее температуры.

7. Полученные в ходе расчетов значения температуры поверхности и плотности тепловых потоков по порядку величины достаточно хорошо согласуются с известными результатами, касающимися ТЛА [4] и КЛАМИ [5]. Исключение в рамках рассмотренной модели составляет чрезвычайно короткий, продолжительностью до 0,05с,

начальный, стартовый период, который требует специального изучения и построения более точной, реальной, математической модели.

8. Проведенные в рамках рассмотренной математической модели расчеты с учетом допущения о независимости параметров воздуха от температуры в широком диапазоне их изменения (характерную температуру для расчета параметров воздуха изменяли от 293°K до 2273°K) показали, что такое упрощающее допущение приемлемо при получении оценочных результатов.

9. Полученные выше результаты не учитывают изменение параметров воздуха с течением времени. Реально такая зависимость имеет место, что связано с движением ротора из более плотных в менее плотные слои атмосферы. Учет этого процесса с принципиальными изменениями может быть проведен на основе полученных выше соотношений при наличии временного графика подъема ротора, а также зависимостей параметров воздуха от высоты над земной поверхностью.

Список литературы ко второй главе

1. Авдучевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в адиационной и ракетно-космической технике.- М.:Машиностроение, 1975,- 624 с.
2. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. - М.:Энергия, 1976,- 392 с.
3. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты.- М., Мир, 1983,- 432 с.
4. Табер М.Э., Мениз Г.П., Аделман Г.Г. Характеристики аэродинамического нагрева трансатмосферных летательных аппаратов// Аэрокосмическая техника, 1988, № 6, с.41-51.
5. Прабху Д.К., Таниехилл Дж.К. Численный расчет обтекания КЛАММ с учетом эффектов реального газа//Аэрокосмическая техника, 1987, №2, с.191-200.
6. Кларк Р.К., Каннингтон Дж.Р., Робинсон Дж.К. Пиролитические покрытия на жаропрочных теплозащитных экранах, увеличивающих степень черноты и снижающие каталитическую активность поверхности// Аэрокосмическая техника, 1987, № 11, с.60-67.
7. 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.
8. Леже Л.Ж., Вайсентайн Дж.Т. Защита космических летательных аппаратов от воздействия атомарного кислорода// Аэрокосмическая техника, 1987, № 2, с.7-11.
9. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа.-М.:Наука, 1973,- 848 с.
10. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя.-М.:Наука, 1974,- 712с.
11. Янке Е., Эмде Ф., Лёш Ф. Специальные функции.- М.: Наука, 1977,- 344 с.