

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П. Королева

В.М. Белоконев,
В.А. Вьюжанин

РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие для курсового и дипломного
проектирования по динамике полета

Куйбышев 1979

В учебном пособии рассматриваются методы поверочно-проектировочного расчета программных траекторий и характеристик устойчивости и управляемости ракет-носителей космических и баллистических летательных аппаратов.

Учебное пособие предназначено для выполнения курсовой работы по двухсеместровому курсу "Динамика полета летательных аппаратов" и может быть использовано в дипломном проектировании.

Темплан I979, поз. 2I36.

Рецензенты: к.т.н. Л.В. Кудюров, к.т.н. Я.А. Мостовой

Рассмотрено и утверждено
редакционно-издательским
советом института I6.I2.77

В в е д е н и е

Целями расчета является определение оптимальной программы управления движением ЛА, программной траектории и основных параметров органов управления и автомата стабилизации, обеспечивающих устойчивое программное движение носителя и парирование возмущающих воздействий. Результаты расчета позволяют составить достаточно полное представление о процессе полета и основных летно-технических характеристиках носителя. Они необходимы для проектирования системы управления полетом и проведения тепловых и прочностных расчетов конструкции.

Основными задачами курсовой работы по динамике полета является закрепление теоретических знаний по одноименному курсу и освоение студентами приемов поверочно-проектировочного расчета программных траекторий и характеристик устойчивости и управляемости ЛА. Курсовая работа способствует усвоению количественных оценок летно-технических характеристик для типичных случаев полета носителей КЛА и БЛА и развивает у студентов навыки рационального ведения инженерных расчетов и оформления их результатов.

В процессе выполнения курсовой работы студенты должны освоить применение ЭЦВМ на примере решения задач динамики полета.

В настоящее время материал, относящийся к рассматриваемой теме, недостаточно систематизирован и разбросан в различных литературных источниках. Настоящее учебное пособие окажет помощь студентам в использовании открытой учебной, научной и справочно-информационной литературы при выполнении курсовой работы или дипломного проекта.

Часть I.

РАСЧЕТ ПРОГРАММНОЙ ТРАЕКТОРИИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

I. Подготовка исходных данных к расчету траектории

I.I. Основные понятия, весовые и проектные параметры многоступенчатой ракеты

Многоступенчатая ракета состоит из полезной нагрузки, выводимой на орбиту, и ускорителей [I].

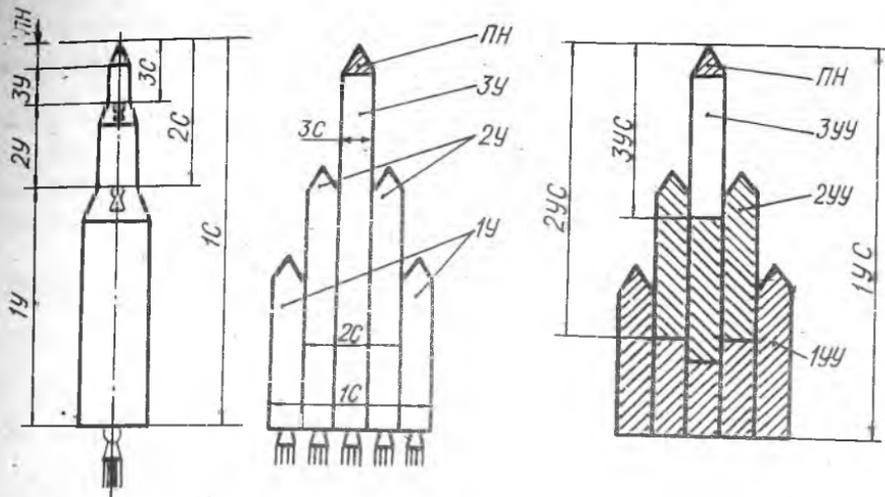
Ускорителями (ракетными блоками) составной ракеты называется каждая отделяемая часть ракеты, содержащая в своем составе топливо и двигательную установку.

Ступенью называется соединение ускорителя (ракетного блока) с полезной нагрузкой, которую разгоняет ускоритель рассматриваемой ступени. Полезной нагрузкой каждой ступени является следующая по порядку работы ступень носителя. Так, ракета на старте является I ступенью носителя; часть ракеты после отделения ускорителя первой ступени называется второй ступенью и т.д.

Составные ракеты могут иметь последовательное, параллельное и смешанное соединение ступеней (рис. I).

При последовательном соединении (поперечном делении) ступеней включение и работа двигателей следующей ступени происходит после окончания работы двигателей и отбрасывания ускорителя предыдущей ступени.

При параллельном соединении (продольном делении) ступеней одновременно работают двигатели всех ускорителей. После выгорания горючего и отделения предыдущего ускорителя продолжают работу двигатели всех остальных ступеней.



Р и с. I. Схемы последовательного и параллельного соединения ступеней

Последовательно связанные ракеты в комбинации с параллельно присоединенными ускорителями образуют смешанную схему ракеты (например, ракеты-носители "Восток", "Сатурн-1Б-7", "Торад-Дельта").

Расчет энергетики многоступенчатой ракеты с параллельным и смешанным соединением ступеней приводится к расчету энергетики ракеты с последовательным соединением ступеней введением понятия об условных ускорителях ступеней. Условный ускоритель ступени включает отбрасываемый блок и часть топлива, выгоревшего из оставшихся блоков за время работы отбрасываемого ускорителя (см. рис. I).

При выполнении баллистических расчетов применяются следующие массовые характеристики:

m_i - начальная масса i -ой ступени;

m_{T_i} - масса топлива ($m_{акi} + m_{Гi}$) i -го ускорителя;

$m_{кi}$ - сухая масса i -го ускорителя (масса конструкции);

$m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки многоступенчатой ракеты.

Рассмотрим также ряд безразмерных массовых характеристик.

Относительной массой ступени называется отношение начальной массы ступени к массе ее полезной нагрузки (следующей ступени)

$$\rho_i = \frac{m_i}{m_{i+1}}$$

Относительной массой многоступенчатой ракеты называется отношение ее стартовой массы к массе полезной нагрузки, выводимой на орбиту

$$\rho_{\Sigma} = \frac{m_{\Sigma}}{m_{nh}}, \quad \rho_{\Sigma} = \rho_1 \rho_2 \dots \rho_n = \prod_{i=1}^n \rho_i.$$

Этот параметр непосредственно связан со стоимостью выведения на орбиту полезной нагрузки. Для ракет-носителей КЛА $\rho_{\Sigma} = 30-100$, для БА $\rho_{\Sigma} = 20-40$.

Конструктивной характеристикой ускорителя называется отношение массы ускорителя к ее сухой массе

$$S_i = \frac{m_{ki} + m_{ri}}{m_{di}}.$$

Эта характеристика определяет степень совершенства конструкции ускорителей (ракетных блоков) и зависит от типа двигателей: для КРД $S_i = 8-16$, для РДТТ $S_i = 5-11$.

Числом Циолковского (отношением масс) ступени называется отношение начальной массы ступени к ее массе после выгорания горячего работающего ускорителя

$$Z_i = \frac{m_i}{m_i - m_{ri}}, \quad Z_i = 3-6.$$

Эти безразмерные массовые параметры связаны между собой следующим соотношением

$$\frac{Z_i - 1}{Z_i} = \frac{\rho_i - 1}{\rho_i} \frac{S_i - 1}{S_i}.$$

В задании на курсовую работу указывается прототип ракеты-носителя, для которого конструктивно-компоновочная схема известна. Следует четко уяснить вид соединения ступеней и в случае параллельной или смешанной схемы выделить условные ускорители последовательного соединения ступеней.

1.2. Исходные данные для поверочно-проектировочного расчета программной траектории

Для выполнения поверочно-проектировочного расчета программной траектории запуска космического или баллистического ЛА должны быть известны следующие данные.

I. Тактико-технические требования к орбите запускаемого ЛА:

а) для КЛА - радиусы перигея r_{π} и апогея r_{α} орбиты выведения; угол истинной аномалии φ_0 , определяющий положение перигея относительно точки выведения на орбиту;

б) для БЛА - минимальная $L_{\text{мин}}$ и максимальная $L_{\text{макс}}$ дальности полета, определяющие рабочий диапазон стрельбы.

2. Географические условия старта: долгота λ_0 и широта φ_0 пункта старта; азимут стрельбы A_0 , отсчитываемый от северного направления меридиана старта.

3. Проектные характеристики носителя и его двигательных установок.

Общие характеристики: стартовая масса m_0 , масса полезной нагрузки $m_{\text{пн}}$, площадь миделевого (наибольшего) сечения носителя S_M , общая длина носителя L , размах стабилизаторов l .

Характеристики по ступеням нужно представить сводной таблицей (табл. I).

Т а б л и ц а I

Характеристика	Обозначение	Размерность	Ускоритель I ступени	Ускоритель 2 ступени	Ускоритель 3 ступени
Масса ускорителя	m_{yi}	T	m_{y1}	m_{y2}	m_{y3}
Масса топлива	m_{T_i}	T	m_{T_1}	m_{T_2}	m_{T_3}
Тип и число двигателей	—	—	—	—	—
Топливо	—	—	—	—	—
Окислитель	—	—	—	—	—
Суммарная тяга двигателей в пустоте	P_{ni}	кН	P_{n1}	P_{n2}	P_{n3}
Удельная тяга в пустоте	P_{ydn_i}	$\frac{\text{кН}}{\text{кг} \cdot \text{с}} = \frac{\text{М}}{\text{с}}$	P_{ydn1}	P_{ydn2}	P_{ydn3}
Коэффициент высотности сопла I ступени	$\lambda = \frac{P_{ydn1}}{P_{ydn}}$	—	λ	—	—
Диаметр ускорителя	d_i	M	d_1	d_2	d_3

Проектные характеристики носителя и его двигательных установок выбираются в соответствии с заданным прототипом носителя из справочно-информационной литературы. Недостающие данные принимаются на основании статистики по согласованию с преподавателем.

4. Аэродинамические характеристики носителя в стартовой конфигурации, представленные в виде графических или табличных зависимостей в указанных диапазонах аргументов

$$C_y^x(M) \quad [M=0-0,9],$$

$$C_{x_{мин}}(M, H) [M=0-10], H=H_{расч}=10, \frac{\partial C_x}{\partial \alpha^2}(M) \quad [M=0-0,9].$$

Аэродинамические характеристики берутся из курсовой работы по аэрогазодинамике ЛА.

5. Стандартная атмосфера (СА) Земли [2] представлена значениями абсолютной температуры в узловых точках кусочно-линейной зависимости температуры от высоты в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

Н км	0	11	25	46	54	80	95
Т К	288.16	216.0	216.0	274.0	274.0	185.0	185.0

Подготовка исходных данных завершается определением системы баллистических проектных параметров и характеристик двигательной установки.

Баллистическими проектными параметрами ракеты называются параметры, которые при заданных конструктивной схеме ракеты, характеристиках двигательных установок и программе полета однозначно определяют конечную скорость выводимой на орбиту полезной нагрузки.

Используем следующую систему проектных параметров:

1. Числа Циолковского ступеней

$$Z_i = \frac{m_i}{m_i - m_{T_i}}$$

Вместо Числа Циолковского применяют также один из следующих параметров:

$$\alpha_{ki} = \frac{m_{T_i}}{m_i} \quad - \text{коэффициент заполнения топливом ускорителя } i \text{-ой ступени [3, 4];$$

$$\mu_{ki} = \frac{m_i - m_{T_i}}{m_i} \quad - \text{относительная конечная масса ступени [5], - которые связаны между собой и с } Z_i \text{ соотношениями}$$

$$\mu_{ki} = \frac{1}{z_i}; \quad \mu_{ki} = 1 - a_{ki};$$

$$z_i = \frac{1}{\mu_{ki}}; \quad z_i = \frac{1}{1 - a_{ki}};$$

$$a_{ki} = 1 - \frac{1}{z_i}; \quad a_{ki} = 1 - \mu_{ki}.$$

2. Удельные тяги в пустоте двигателей ступеней

$$P_{уд\,ni} = \frac{P_{ni}}{m_i} \text{ м/с}, \quad i = 1, \dots, n.$$

3. Отношение удельных тяг в пустоте и на Земле первой ступени (степень высотности сопла)

$$\lambda = \frac{P_{уд\,n1}}{P_{уд\,o1}} = \frac{P_{n1}}{P_{o1}}, \quad \lambda = 1,08 - 1,25.$$

4. Начальные тяговооруженности ступеней

$$n_{o1} = \frac{P_{o1}}{m_1 g_0}, \quad n_{oe} = \frac{P_{ie}}{m_i g_0}, \quad i = 2, 3, \dots, n.$$

5. Начальная нагрузка на мидель

$$P_M = \frac{m_1}{S_M} \frac{T}{M^2}.$$

Для каждой ступени должны быть рассчитаны также следующие характеристики двигательных установок:

эффективная скорость истечения газов в пустоте $U_i = P_{уд\,ni} \text{ м/с};$

секундный расход топлива $\dot{m}_i = \frac{P_{ni}}{P_{уд\,ni}};$

время работы ступени $t_{ki} = m_{Ti} / \dot{m}_i.$

Примечание

В случае параллельного соединения ускорителей I и 2 ступеней определяется время работы отделяемого ускорителя первой ступени

$$\dot{m}_{y1} = \frac{P_{ny1}}{P_{уд\,y1}}, \quad t_{k1} = \frac{m_{Ty1}}{\dot{m}_{y1}},$$

затем рассчитываются секундный и полный расходы топлива

$$\dot{m}_{y2} = \frac{P_{ny2}}{P_{уд\,ny2}}, \quad \dot{m}_1 = \dot{m}_{y1} + \dot{m}_{y2}, \quad m_{T1} = \dot{m}_1 t_{k1},$$

а также массы топлива условного ускорителя второй ступени

$$\Delta m_2 = m_{T1} - m_{Ty1}, \quad m_{T2} = m_{Ty2} - \Delta m_2.$$

1.3. Расчет потребной конечной скорости запуска ЛА

Конечная скорость запуска является одновременно начальной скоростью орбитального полета. Поэтому она определяется через заданные параметры промежуточной орбиты ЛА.

а) Расчет орбитальных скоростей движения КЛА приведен подробно в курсе лекций или в [3, 6]. Обычно вывод КЛА производится в перигее орбиты и в направлении, совпадающем с местной горизонталью.

Начальные орбитальные скорости V_0 при запуске в перигее на круговую, эллиптическую, параболическую или гиперболическую орбиты рассчитываются по формулам:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{K}{R+H_0}}, \quad V_{элл} = V_{кр} \sqrt{2 - \frac{z_{\pi}}{a}},$$

$$V_{пар} = \sqrt{2} V_{кр}, \quad V_{гип} = \sqrt{V_{пар}^2 + V_{\infty}^2},$$

где $K = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравитационный параметр Земли;

$R = 6371 \text{ км}$ - средний радиус Земли;

H_0 - заданная высота круговой орбиты или ее перигея;

$z_{\pi} = R + H_0$ - радиус перигея промежуточной орбиты;

$a = 0,5 (z_{\pi} + z_{\alpha})$ - большая полуось эллиптической орбиты;

z_{α} - радиус апогея орбиты выведения;

V_{∞} - гиперболический избыток скорости при выходе из гравитационного поля Земли.

При выводе КЛА на эллиптическую орбиту не в перигее, но с заданным положением перигея относительно точки выведения, определяемым углом истинной аномалии ϑ_0 , начальная орбитальная скорость и угол наклона скорости к местному горизонту могут быть вычислены по формулам

$$V_0 = V_{крz_0} \sqrt{2 - \frac{z_0}{a}}, \quad \cos \theta_0 = \sqrt{\frac{z_{\alpha} z_{\pi}}{z_0 (z_{\alpha} + z_{\pi} - z_0)}},$$

где $V_{крz_0}$ - круговая скорость на расстоянии z_0 от центра Земли;

$$z_0 = \frac{R}{1 + e \cos \varphi_0}, \quad \rho = \frac{2z_\alpha z_\pi}{z_\alpha + z_\pi}, \quad e = \frac{z_\alpha - z_\pi}{z_\alpha + z_\pi}.$$

б) Теория орбитального полета БЛА и ее приложения подробно приведены в [5]. Для определения оптимальных величины и направления скорости в конце активного участка, обеспечивающих максимальную дальность баллистического полета, можно использовать схему решения третьей задачи баллистики, по которой определяются последовательно:

угловая дальность

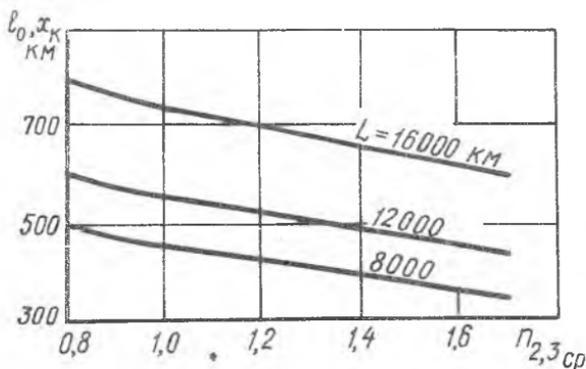
$$\beta = \frac{L - l_0}{R},$$

оптимальный угол наклона траектории в конце активного участка

$$\operatorname{tg} 2\theta_{\text{opt}} = \frac{R \sin \beta}{z_0 - R \cos \beta};$$

минимальная безразмерная скорость $v_{\text{Dmin}} = 2 \operatorname{tg} \frac{\beta}{2} \operatorname{tg} \theta_{\text{opt}};$

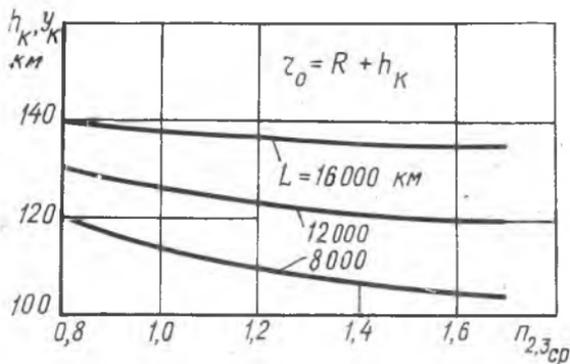
минимальная скорость бросания $V_{\text{Dmin}} = \sqrt{\frac{K v_{\text{Dmin}}}{z_0}}.$



Р и с. 2. Зависимость дальности активного участка от тяговооруженности верхних ступеней и дальности полета

В этих формулах L , l_0 и z_0 - полная дальность полета по поверхности Земли, дальность и радиус конца активного участка

выведения. Последние два параметра приблизительно определяются по графикам рис. 2 и 3, полученным обработкой многочисленных поверочных расчетов.



Р и с. 3. Зависимость высоты активного участка от тяговооруженности верхних ступеней и дальности полета

1.4. Оценка энергетических возможностей носителя

Оценка энергетических возможностей носителя производится с целью проверки выполнимости задачи выведения носителем номинальной полезной нагрузки на промежуточную орбиту.

Запасы топлива в ускорителях, конструктивно-компоновочная схема ракеты и удельные характеристики двигательной установки определяют располагаемую характеристическую скорость. Располагаемой характеристической скоростью многоступенчатой ракеты называют скорость, которую теоретически может развить ракета под действием реактивных сил, двигаясь прямолинейно в вакууме при отсутствии гравитации. Эта скорость определяется известной формулой Циолковского

$$V_{x, расч} = \sum_{i=1}^n V_{уд i} = \sum_{i=1}^n u_i \ln z_i,$$

где $u_i = P_{уд} n_i$ — эффективная скорость истечения газов;
 n — число ступеней ракеты.

При вычислении $V_{x, расч}$ следует зафиксировать характеристические скорости каждой ступени в отдельности, которые могут служить верх-

ней оценкой развиваемых каждой ступенью приращений скорости.

Поставленная задача выведения на орбиту определяет потребные запасы топлива носителя и, следовательно, потребную для запуска характеристическую скорость.

Найдем сначала идеальную потребную характеристическую скорость запуска. Идеальной потребной характеристической скоростью запуска называется скорость, которая должна быть сообщена ЛА на поверхности Земли мгновенным импульсом, чтобы ЛА вышел без сопротивления атмосферы в точку, соответствующую концу активного участка, с заданной орбитальной скоростью V_0 . Эта скорость определяется с помощью интеграла энергии

$$V_{x_{ид}} = \sqrt{V_0^2 + \frac{2K}{R} \left(1 - \frac{R}{R+H_0}\right)}.$$

а) Идеальные характеристические потребные скорости запуска КЛА на круговую, эллиптическую, параболическую и гиперболическую орбиты вычисляются, соответственно, по формулам

$$V_{x_{кр}} = \sqrt{\frac{K}{R+H_0}} \sqrt{\frac{2(R+H_0)}{R} - 1} = V_{крH_0} \sqrt{\frac{2(R+H_0)}{R} - 1};$$

$$V_{x_{элл}} = \sqrt{\frac{K}{R} \left(2 - \frac{R}{a}\right)} = V_x \sqrt{2 - \frac{R}{a}};$$

$$V_{x_{пар}} = \sqrt{\frac{2K}{R}} = V_{II};$$

(I.1)

$$V_{x_{гип}} = \sqrt{\frac{2K}{R} + V_\infty^2} = \sqrt{V_{II}^2 + V_\infty^2},$$

где V_I и V_{II} - первая и вторая космические скорости.

б) Идеальная характеристическая потребная скорость запуска БЛА, для которого $V_0 = V_{0\text{мин}}$, равна

$$V_{x_{БЛА}} = \sqrt{V_{0\text{мин}}^2 + \frac{2K}{R} \left(1 - \frac{R}{z_0}\right)}. \quad (I.2)$$

При запуске КЛА и БЛА имеют место потери скорости от действия силы тяжести за конечное время запуска и силы сопротивления атмосферы, потери скорости за счет уменьшения тяги вследствие противодействия атмосферы и потери на программное управление углом атаки. Вместе с тем за счет вращения Земли можно получить выигрыш в скорости выведения, который зависит от географических условий старта $\Delta V_{\text{ЗП}} = 465 \cos \varphi \sin A$.

Потребную характеристическую скорость запуска с учетом этих поправок можно рассчитать по формуле $V_{x_{\text{потр}}} = V_{x_{ид}} + \Delta V_{\text{ЗП}} + \Delta V_x + \Delta V_p + \Delta V_{\theta_2} + \Delta V_{\alpha_2} - \Delta V_{\text{ЗП}}$.

Здесь $V_{x \text{ и } g}$ - идеальная потребная характеристическая скорость, которая определяется по одной из формул (I.1) для КЛА или по формуле (I.2) для БЛА.

Потери скорости приближенно определяются по вспомогательным таблицам или графикам, составленным для проектировочных расчетов на основании обработанных массовых расчетов и представленным в [4].

Гравитационные потери скорости при движении первой ступени рассчитываются по формуле

$$\Delta V_{G1} = \frac{P_{y \partial 01}}{n_{01}} J_{g1}(a_{K1}, \theta_{K1}),$$

где n_{01} и $P_{y \partial 01}$ - начальная тяговооруженность и удельная тяга двигателей первой ступени на уровне Земли;

a_{K1} - коэффициент заполнения топливом ускорителя первой ступени;

θ_{K1} - угол наклона траектории в конце работы первой ступени (см. примечание);

$J_{g1} = \int_0^{a_{K1}} \sin \theta da$ - вспомогательная функция, определяемая из табл. 3.

Т а б л и ц а 3

a_{K1}	θ_{K1}					
	20°	25°	30°	35°	40°	45°
0,50	0,352	0,371	0,388	0,405	0,422	0,436
0,55	0,369	0,392	0,414	0,436	0,454	0,471
0,60	0,386	0,413	0,438	0,463	0,486	0,506
0,65	0,404	0,434	0,464	0,491	0,518	0,542
0,70	0,421	0,455	0,488	0,520	0,550	0,577
0,75	0,438	0,477	0,513	0,548	0,582	0,612
0,80	0,455	0,498	0,538	0,577	0,614	0,645
0,85	0,472	0,519	0,563	0,606	0,646	0,683
0,90	0,488	0,540	0,588	0,634	0,678	0,718

Потеря скорости на лобовое сопротивление при движении первой ступени находится по формуле

$$\Delta V_x = \frac{\rho_M^3}{\rho_M} \frac{J_{x1}(a_{K1})}{\sqrt{\sin^2 \theta_{K1}}} r_{01},$$

где $J_{x1}(a_{K1})$ - вспомогательная функция, определяемая по графику (рис. 4);

$\rho_M^3 = 12 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^2$ - эталонная начальная нагрузка на мишень ракеты;

ρ_M - нагрузка на мишень рассчитываемой ракеты.

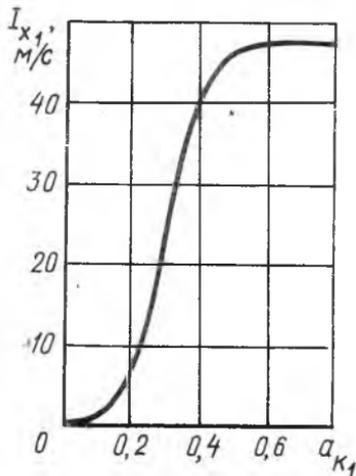
Потеря скорости на статическое противодавление, связанное с изменением тяги в зависимости от высоты, рассчитывается по формуле

$$\Delta V_p = \frac{\lambda - 1}{(\lambda^3 - 1)g_0} \rho_{уд01} J_{p1}(a_{K1}),$$

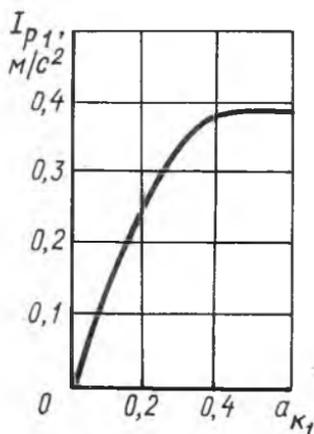
где λ - степень высотности сопла рассматриваемой ракеты;

$\lambda_3 = 1,15$ - степень высотности сопла эталонной ракеты;

$J_{p1}(a_{K1})$ - вспомогательная функция, определяемая по графику (рис. 5).



Р и с. 4. Зависимость J_{x1} от a_{K1}



Р и с. 5. Зависимость J_{p1} от a_{K1}

Гравитационные потери скорости при движении верхних ступеней носителей КЛА и БЛА рассчитываются различным образом.

а) Для двухступенчатого носителя КЛА в случае непрерывного выведения на круговую орбиту

$$\Delta V_{\theta_2} = t_{\kappa_2} J_{g_2}(\theta_{\kappa_1}, t_{\kappa_2}),$$

где t_{κ_2} - время работы двигателя второй ступени;

J_{g_2} - вспомогательная функция, определяемая по графику (рис. 6).

б) Для носителя БЛА на второй и третьей ступенях угол наклона траектории изменяется слабо $\theta \sim \theta_{opt}$. Поэтому гравитационные потери определяются формулами

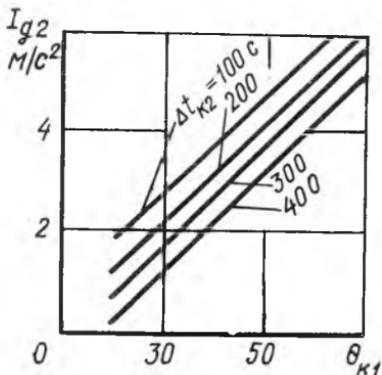
$$\Delta V_{g_2} = \int_0^{t_{\kappa_2}} g \sin \theta dt = g_{cp} t_{\kappa_2} \sin \theta_{opt};$$

$$\Delta V_{g_3} = g_{cp} t_{\kappa_3} \sin \theta_{opt}.$$

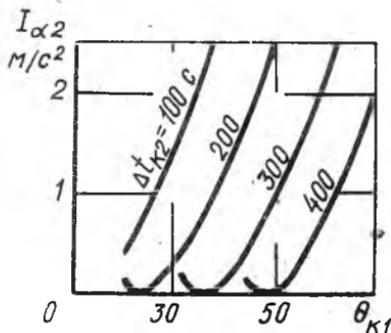
Потеря скорости на программное управление углом атаки имеет место при движении верхних ступеней РН КЛА и определяется для двухступенчатого носителя с ЖРД по формуле

$$\Delta V_{\alpha_2} = t_{\kappa_2} J_{\alpha_2}(\theta_{\kappa_1}, t_{\kappa_2}),$$

где J_{α_2} - вспомогательная функция, определяемая по графику (рис. 7).



Р и с. 6. Зависимость J_{g_2} от θ_{κ_1} и Δt_{κ_2}



Р и с. 7. Зависимость J_{α_2} от θ_{κ_1} и Δt_{κ_2}

При запуске БЛА потери скорости на программное управление не учитываются.

Знание располагаемой и потребной характеристических скоростей позволяет теперь оценить энергетические возможности выведения носителем полезной нагрузки на заданную промежуточную орбиту.

Условием успешного выведения номинальной полезной нагрузки является

$$V_{x,расп} \geq V_{x,потр}$$

В случае $V_{x,расп} > V_{x,потр}$ следует ожидать, что на заданную орбиту носитель сможет вывести полезную нагрузку большую номинальной.

Если $V_{x,расп} < V_{x,потр}$, то запасов топлива для выведения номинальной полезной нагрузки недостаточно.

В том и другом случаях в конце расчета траектории следует определить величину полезной нагрузки, которую сможет вывести носитель на орбиту, указанную в задании.

Заметим, что с помощью найденных потерь скорости могут быть сделаны приближенные оценки приращений скорости при движении первой и второй ступеней

$$V_{K_1} = \Delta V_1 = V_{цг_1} - \Delta V_{D_1}, \quad \Delta V_K = \Delta V_D,$$

$$\Delta V_2 = V_{цг_2} - \Delta V_{D_2} - \Delta V_{K_2},$$

которые используются для контроля за правильностью расчетов траектории первой и второй ступеней.

Примечание.

а) При запуске КЛА ориентировочно можно принимать значения угла наклона траектории θ_{K_1} в конце работы первой ступени в зависимости от высоты выведения H_0 , указанные в табл. 4.

Т а б л и ц а 4

H_0 км	185	200	250	300	400	500
$\theta_{K_1}^\circ$	20	25	28	30	35	40

б) При запуске БЛА угол θ_{K_1} должен превышать потребный оптимальный угол бросания θ_{opt} на $4-10^\circ$ в зависимости от тяговооруженности второй ступени

$$\theta_{K_1} = \theta_{opt} + \Delta \theta,$$

где $\Delta \theta = 4-6^\circ$ для $n_{02} = 3,0-1,8$;

$\Delta \theta = 6-10^\circ$ для $n_{02} = 1,8-1,25$.

2. Расчет программной траектории первой ступени носителя

2.1. Система дифференциальных уравнений движения

При поверочно-проектировочном расчете траектории первой ступени рассматривается движение ЛА относительно стартовой системы координат в вертикальной плоскости и принимаются следующие допущения: пренебрегают переносной и кориолисовой силами инерции, поле силы тяжести принимается однородным и плоскопараллельным, секундный расход массы принимается постоянным.

Система дифференциальных уравнений в проекциях на оси траекторной системы координат с учетом принятых допущений имеет вид

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= g_0 (n_x - \sin \theta) \\ \dot{\theta} &= \frac{g_0}{V} (n_y - \cos \theta) \\ \dot{x} &= V \cos \theta \\ \dot{y} &= V \sin \theta \end{aligned} \right\} \begin{aligned} V_0 &= 0 \\ \theta_0 &= \frac{\pi}{2} = 1,5708 \\ x_0 &= 0 \\ y_0 &= 0 \end{aligned} \quad (2.1)$$

$$\text{где } n_x = \frac{p-x}{mg_0}, \quad n_y = \alpha^* \frac{(\rho/57,296) + x^{\alpha^*}}{mg_0}, \quad (2.2)$$

$$m = m_0 - |\dot{m}|t, \quad \rho = \rho_n - (\rho_n - \rho_0) \frac{\rho(y)}{\rho_0},$$

$$x = C_x q S, \quad x^{\alpha^*} = C_y^{\alpha^*} q S.$$

Параметры атмосферы, использующиеся при вычислении подъемной силы и лобового сопротивления, заданы таблицами стандартной атмосферы (СА) [2] в виде зависимостей плотности ρ , температуры T , давления p и скорости звука α от высоты.

При расчете на ЭЦВМ эти таблицы можно ввести в память машины, а значения параметров атмосферы определять интерполяцией по этим таблицам.

С целью экономии оперативной памяти машины для определения атмосферного давления удобно интегрировать дополнительно дифференциальное уравнение равновесия атмосферы

$$\frac{dp}{dt} = -g \rho \frac{dy}{dt} = -\frac{g \rho}{RT} \frac{dy}{dt}, \quad p_0 = 10332,3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}, \quad (2.3)$$

где $R = 287,05 \text{ м}^2/\text{с}^2 \text{ град}$ — универсальная газовая постоянная.

Входящая в это уравнение функция $T(y)$ по СА состоит из линейных участков, просто задается и вычисляется.

Скоростной напор выражается через давление и числом

M по формуле

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\alpha}{2} \rho M^2, \quad \alpha = 1,405,$$

скорость звука вычисляется через температуру

$$a = \sqrt{\alpha RT} = 19,75 \sqrt{T}.$$

Через проектные параметры первой ступени величины (2.2), стоящие в правых частях дифференциальных уравнений, а также время работы двигателя определяются по формулам

$$n_x = \frac{p-x}{mg_0} = \frac{n_{01} \left[\lambda - (\lambda-1) \frac{p}{p_0} \right] - \frac{1}{p_m} C_x q}{1 - \frac{n_{01} g_0}{p_{y01}} t}, \quad (2.4)$$

$$n_y = \alpha \frac{(\rho/57,296) + Y^{\alpha_0}}{mg_0} = \alpha \frac{n_{01} \left[\lambda - (\lambda-1) \frac{p}{p_0} \right] + \frac{1}{p_m} C_y^{\alpha_0} q}{1 - \frac{n_{01} g_0}{p_{y01}} t}, \quad (2.5)$$

$$t_{k1} = \frac{z_1 - 1}{z} \frac{p_{y01}}{n_{01} g_0}. \quad (2.6)$$

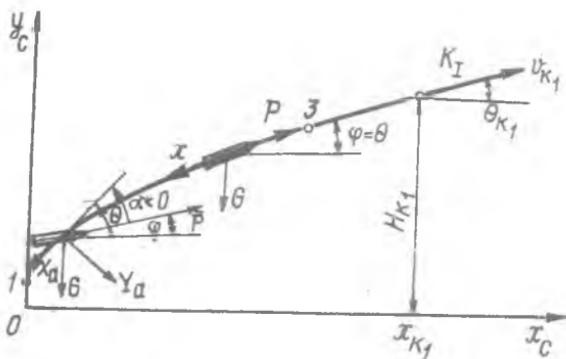
2.2. Построение программы полета первой ступени

При выборе программы полета носителя на активном участке необходимо обеспечить полезной нагрузке максимально возможную конечную скорость для заданных конечных значений угла наклона траектории и высоты с учетом необходимых ограничений, наложенных условиями старта, аэродинамикой, прочностью конструкции и возможностями системы управления.

Большинство ограничений наложены на движение первой ступени [5, с. 279]. Поэтому оптимальная программа движения первой ступени строится по ограничениям. Единственная возможность оптимизации заключается в варьировании участка ненулевых углов атаки.

В соответствии с ограничениями, траектория первой ступени разделяется на характерные участки (рис. 8).

1) Стартовый вертикальный участок возможно короткой длительности. Продолжительность вертикального участка определяется временем, которое необходимо, чтобы развить скорость $V_1 = 50$ м/с, достаточную для эффективного действия органов управления. Этот момент времени t_1 может быть приближенно определен из второй



Р и с. 8. Основные участки траектории первой ступени

Формулы Циолковского, которая является трансцендентным уравнением относительно t_1

$$V_1 = P_{y\theta 01} \ln \frac{1}{1 - \frac{P_{01} g_0}{P_{y\theta 01}} t_1} - g_0 t_1. \quad (2.7)$$

Программа на вертикальном участке: $\alpha = 0$ ($\varphi = \theta = \frac{\pi}{2}$).

2) Начальный участок разворота, на котором система управления быстро отклоняет продольную ось носителя до заданного максимального отрицательного угла атаки α_m и затем постепенно уменьшает угол атаки до нулевого или пренебрежимо малого значения.

Длительность этого участка определяется моментом времени t_2 , когда достигается скорость $V_2 = 270$ м/с, соответствующая $M_2 \approx 0,8$. Этот момент времени приближенно рассчитывается также из уравнения Циолковского

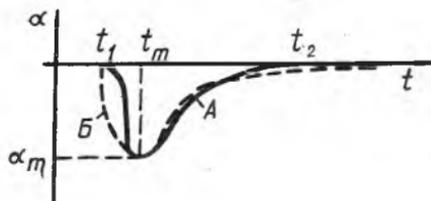
$$V_2 = P_{y\theta 01} \ln \frac{1}{1 - \frac{P_{01} g_0}{P_{y\theta 01}} t_2} - g_0 t_2. \quad (2.8)$$

Программа изменения угла атаки может быть взята в виде непрерывной функции (A) (рис. 9):

$$\alpha = -\alpha_m \sin^2 \frac{\pi(t-t_1)}{(t-t_1) + K(t_2-t)}, \quad (2.9)$$

где $K = \frac{t_m - t_1}{t_2 - t_m} = \frac{1}{4}$;

t_m - момент времени, когда достигается минимум угла атаки.



Требованиям, предъявляемым к программе на этом участке, удовлетворяет также следующая зависимость (Б)

$$\alpha = |\alpha_m| \varphi(\varphi - 2), \varphi = 2e^{a(t-t_1)} \quad (2.10)$$

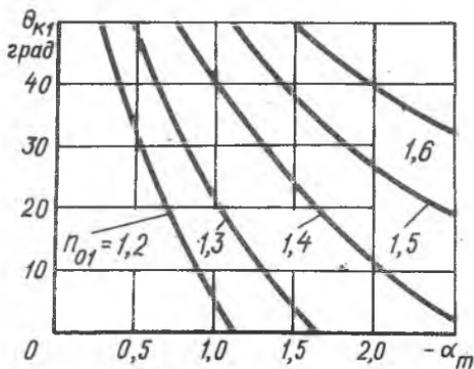
Р и с. 9. Программы изменения угла атаки

был мал, например $\alpha = -0,10|\alpha_m|$. В этом случае $a = 36633/(t_2 - t_1)$.

Каждая из зависимостей (2.9) или (2.10) определяет семейство программ, зависящих от одного параметра α_m . Варьированием этого параметра α_m определяется программа, обеспечивающая в конце работы первой ступени нужный угол наклона траектории $\theta_{к1}$.

Угол α_m ориентировочно можно определить по графикам рис.10, II в зависимости от заданного

$\theta_{к1}$ и от тяговооруженности ступени n_{01} . Выбрав шаг варьирования $\Delta\alpha_m$ в окрестности α_m , следует по результатам расчетов траектории на ЭЦВМ построить для заданного носителя график $\theta_{к1}(\alpha_m)$, по которому определяется уточненное значение α_m . Для найденного значения α_m окончательно выполняется расчет траектории первой ступени.



Р и с. 10. Зависимость $\theta_{к1}$ от α_m

3) Участок гравитационного разворота, на котором угол атаки равен нулю (программа 2.9) или пренебрежимо мал (программа 2.10). Искривление траекторий носителя происходит только под действием силы тяжести. За это время носитель проходит околозвуковой диапазон скоростей и совершает разгон до гиперзвуковых скоростей, одновременно преодолевая плотные слои атмосферы с минимальным лобовым сопротивлением.

Для многоступенчатых носителей КЛА и БЛА этим участком заканчивается программа первой ступени. В конце участка гравитационно-

го разворота носитель выйдет на определенную высоту $y_{K1} = H_{K1}$, разовьет скорость v_{K1} и будет иметь заданный угол наклона траектории θ_{K1} , которые являются начальными условиями для построения программы и расчета траектории второй ступени.

2.3. Расчет траектории первой ступени на ЭЦВМ

Система дифференциальных уравнений (2.1) и (2.3) дополняется машинным уравнением $(dt/dt) = 1$ и записывается в виде

$$\frac{dx_i}{dt} = f_i(x_1, x_2, \dots, x_n), \quad i=1, \dots, n; \quad n=6, \quad (2.11)$$

где $x_1 = t$, $x_2 = V$, $x_3 = \theta$, $x_4 = x$, $x_5 = y$, $x_6 = \rho$.

Интегрирование системы (2.11) выполняется методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом интегрирования h по формулам

$$\begin{aligned} x_{k+1,i} &= x_{ki} + \frac{1}{6} K_{1i} + \frac{1}{3} K_{2i} + \frac{1}{3} K_{3i} + \frac{1}{6} K_{4i}, \\ K_{1i} &= h f_i(x_{k1}, \dots, x_{kn}), \\ K_{2i} &= h f_i\left(x_{k1} + \frac{K_{11}}{2}, \dots, x_{kn} + \frac{K_{1n}}{2}\right), \\ K_{3i} &= h f_i\left(x_{k1} + \frac{K_{21}}{2}, \dots, x_{kn} + \frac{K_{2n}}{2}\right), \\ K_{4i} &= h f_i(x_{k1} + K_{31}, \dots, x_{kn} + K_{3n}). \end{aligned} \quad (2.12)$$

Основу программы расчета на ЭЦВМ составляет стандартная программа интегрирования системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты, которая многократно обращается к подпрограмме вычисления правых частей уравнений.

В программу расчета также включены: решение трансцендентных уравнений (2.7) и (2.8) для определения длительности вертикального участка t_1 и момента окончания участка начального разворота t_2 , определение времени работы первой ступени t_K .

Для выполнения расчета траектории необходимо подготовить и ввести в ЭЦВМ следующий числовой материал: границы диапазона чисел M и интервал ΔM ; коэффициенты лобового сопротивления C_x в диапазоне $M = 0-10$ с интервалом $\Delta M = 0,1$; средний коэффициент наклона кривой подъемной силы $C_{y\alpha}$, начальные условия движения; основные проектные параметры первой ступени.

В результате интегрирования на печать выданы значения Φ_a

зовых координат x_i (интегрируемых переменных) и основные характеристики движения: число M , скоростной напор q , угол атаки α , поперечная n_y и продольная n_x перегрузки, тяга двигателя P .

3. Расчет оптимальной траектории второй и последующих ступеней

3.1. Расчет конечных параметров оптимального движения ступени с учетом кривизны Земли

При определении траекторий верхних ступеней необходимо учитывать кривизну поверхности Земли и неоднородность поля силы тяжести. Аэродинамическими силами и инерционными силами, обусловленными вращением Земли, пренебрегаем.

Система дифференциальных уравнений движения в проекциях на оси стартовой системы координат (рис.12) с учетом принятых допущений после линеаризации проекций гравитационного ускорения имеет вид [3, с. 29]:

$$\begin{aligned} \frac{du}{dt} &= p \cos \gamma - v^2 x, \\ \frac{dw}{dt} &= p \sin \gamma - g_0 + v^2 y, \end{aligned} \quad (3.1)$$

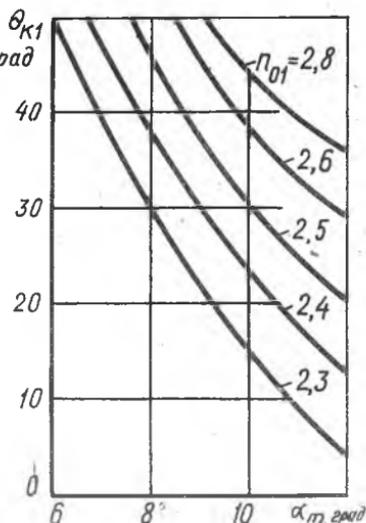
$$\frac{dx}{dt} = u,$$

$$\frac{dy}{dt} = w,$$

где $p = \frac{P}{m} = \frac{n_0 q_0}{1 - \beta_t}$ - ускорение силы тяги;

$$\beta = \frac{\dot{c}}{c} = \frac{n_0 q_0}{P y_0}$$
 - относительный секундный расход топлива;

$$v^2 = g_0 / R$$



Р и с. II. Зависимость θ_{K1} от α_m для больших n_{01}

Начальные условия выражаются через параметры, полученные в конце траектории первой ступени

$$u_0 = V_{K1} \cos \theta_{K1}, \quad x_0 = x_{K1},$$

$$w_0 = V_{K1} \sin \theta_{K1}, \quad y_0 = y_{K1}.$$

В качестве приближенно-оптимальной программы угла тангажа примем программу, полученную из решения вариационной задачи движения верхней ступени в плоско-параллельном гравитационном поле вне атмосферы [7]

$$tg \psi = tg \psi_0 + Bt. \quad (3.2)$$

После подстановки этого закона изменения угла тангажа и интегрирования дифференциальных уравнений движения получим формулы [3, с. 41] для двухступенчатого носителя

$$\left. \begin{aligned} u_K &= C_2 + n_0 g_0 t_K J_2(a, b, \psi_0) + \Delta u, & C_2 &= u_0, \\ w_K &= C_1 + n_0 g_0 t_K J_1(a, b, \psi_0) + \Delta w, & C_1 &= w_0 - g_0 t_K, \\ x_K &= C_4 + n_0 g_0 t_K^2 J_4(a, b, \psi_0) + \Delta x, & C_4 &= x_0 + u_0 t_K, \\ y_K &= C_3 + n_0 g_0 t_K^2 J_3(a, b, \psi_0) + \Delta y, & C_3 &= y_0 + w_0 t_K - \frac{g_0 t_K^2}{2}; \end{aligned} \right\} (3.3)$$

$$\left. \begin{aligned} \Delta u &= -v^2 (C_6 + n_0 g_0 t_K^3 J_6), & C_6 &= x_0 t_K + u_0 \frac{t_K^2}{2}, \\ \Delta w &= 2v^2 (C_5 + n_0 g_0 t_K^3 J_5), & C_5 &= y_0 t_K + w_0 \frac{t_K^2}{2} - g_0 \frac{t_K^3}{6}, \\ \Delta x &= -v^2 (C_8 + n_0 g_0 t_K^4 J_8), & C_8 &= x_0 \frac{t_K^2}{2} + u_0 \frac{t_K^3}{6}, \\ \Delta y &= 2v^2 (C_7 + n_0 g_0 t_K^4 J_7), & C_7 &= y_0 \frac{t_K^2}{2} + w_0 \frac{t_K^3}{6} - g_0 \frac{t_K^4}{24}. \end{aligned} \right\} (3.4)$$

Таблицы интегралов J_1, \dots, J_8 приведены в [3] или в учебном пособии [8].

Конечные параметры движения второй ступени вычисляются через координаты и проекции скорости относительно стартовой системы координат по формулам:

$$\left. \begin{aligned} H_K &= y_K + \frac{x_K^2}{2R}; \quad tg \theta_K = \frac{x_K}{R + y_K}; \\ \theta_K &= \theta_K + a \operatorname{arctg} \frac{w_K}{u_K}; \quad V_K = \sqrt{u_K^2 + w_K^2}. \end{aligned} \right\} (3.5)$$

3.2. Определение параметров оптимальной программы угла тангажа второй ступени двухступенчатого носителя

При подборе оптимальной программы движения верхней ступени носителя необходимо определить два параметра φ и β из условия получения в конце работы ступени заданных высоты $H_{орб}$ и угла наклона траектории к местному горизонту $\theta_{орб}$.

Рассматриваемая двухпараметрическая краевая задача решается методом последовательных приближений с использованием таблиц интегралов J_1, \dots, J_8 :

Предварительно необходимо рассчитать все величины, которые не изменяются при последовательных приближениях:

$$C_1, C_2, \dots, C_8; n_0 g_0 t_k, n_0 g_0 t_k^2, n_0 g_0 t_k^3, n_0 g_0 t_k^4.$$

Для начала расчета нужно задать параметры программы начального приближения. За начальное приближение можно принять программу, при которой отсутствует скачок угла тангажа в начале работы второй ступени, а угол атаки стремится к нулю в конце работы двигателя, т.е.

$$\varphi_0^{(0)} = \varphi_k^{(0)} = \theta_{\kappa 1}, \quad \gamma_k^{(0)} = \theta_{орб}, \\ \delta^{(0)} = \text{tg } \varphi_k^{(0)} - \text{tg } \varphi_0^{(0)}.$$

Последовательные приближения выполняются по следующему алгоритму

"i" ПРИБЛИЖЕНИЕ

1) По таблицам для принятых $\beta^{(i-1)}$ и $\varphi_0^{(i-1)}$ определяются интегралы $J_2^{(i)}, J_4^{(i)}, J_5, \dots, J_8$ и вычисляются

$$x_k^{(i)} = C_4 + n_0 g_0 t_k^2 J_4^{(i)} + \Delta x, \quad u_k^{(i)} = C_2 + n_0 g_0 t_k J_2^{(i)} + \Delta u.$$

2) Исходя из заданных значений высоты $H_{орб}$ и угла наклона траектории $\theta_{орб}$, по формулам (3.5) определяются

$$\varphi_k^{(i)} = H_{орб} - \frac{(x_k^{(i)})^2}{2R}, \quad \text{tg } \alpha_k^{(i)} = \frac{x_k^{(i)}}{R + y_k^{(i)}},$$

$$w_k^{(i)} = u_k^{(i)} \text{tg} (\theta_{орб} - \alpha_k^{(i)}).$$

3) Находим потребное значение интегралов J_1 и J_3 :

$$J_1^{(i)} = \frac{w_k^{(i)} - C_1 - \Delta w}{n_0 g_0 t_k}, \quad J_3^{(i)} = \frac{\varphi_k^{(i)} - C_3 - \Delta \varphi}{n_0 g_0 t_k^2}.$$

4) Из таблиц интегралов $J_1(a, \beta, \varphi_0)$ с использованием линейной

интерполяции находится для нужного значения $J_1^{(i)}$ та пара параметров $\beta^{(i)}$ и $\varphi_0^{(i)}$, для которой интеграл J_3 равен вычисленному значению $J_3^{(i)}$.

П р и м е ч а н и е

При расчете первого приближения поправки $\Delta x, \Delta y, \Delta u, \Delta w$ можно не учитывать. Поправки $\Delta x, \Delta y, \Delta u, \Delta w$, вычисленные для второго приближения, можно принять постоянными для последующих приближений. Во избежание повторения излишних записей расчет целесообразно вести в табличной форме (табл. 5). С достаточной степенью точности расчет параметров программы завершается третьим приближением.

3.3. Определение оптимальной программы угла тангажа второй ступени носителя при запуске БЛА

Оптимальной программой полета верхних ступеней носителя БЛА на максимальную дальность является программа постоянного угла тангажа ($\varphi = \varphi_0, \beta = 0$) [4]. Необходимое значение угла $\varphi = \varphi_0$ должно быть выбрано так, чтобы обеспечить условие для конечного угла наклона траектории

$$\theta_k = \theta_{opt}(L) \text{ при } t = t_k.$$

Интегралы, входящие в формулы для расчета конечных значений координат и проекций скорости (3.3), (3.4), вычисляются в элементарных функциях при $\beta = B = 0$ [8] и имеют вид:

$$\begin{aligned} J_1 &= A \sin \varphi_0, \quad J_2 = A \cos \varphi_0, \quad J_3 = C \sin \varphi_0, \quad J_4 = C \cos \varphi_0, \\ J_5 &= D \sin \varphi_0, \quad J_6 = D \cos \varphi_0, \quad J_7 = E \sin \varphi_0, \quad J_8 = E \cos \varphi_0. \end{aligned} \quad (3.6)$$

где

$$\begin{aligned} A &= \frac{1}{a} \ln \frac{1}{1-a}, \quad C = \frac{1}{a^2} \left[a - (1-a) \ln \frac{1}{1-a} \right], \\ D &= \frac{1}{a^2} \left[\frac{(1-a)^2}{2a} \ln \frac{1}{1-a} + \frac{3a-2}{4} \right], \\ E &= \frac{1}{a^2} \left[\frac{1}{6a^2} \left[(1-a)^3 \ln(1-a) + \frac{1}{3}(1-a)^3 \right] - \frac{1-a}{4} \right]. \end{aligned} \quad (3.7)$$

Подбор необходимого угла тангажа $\varphi = \varphi_0$ производится также методом последовательных приближений.

За начальное приближение программы принимаем $\varphi_0^{(0)} = \theta_{k1}$.

Последовательные приближения для решения однопараметрической краевой задачи выполняются по следующему алгоритму:

Расчетные формулы	1 приближе- ние	2 приближе- ние	3 приближе- ние
$J_2 (a, b, \varphi_0)$			
$J_4 (a, b, \varphi_0)$			
$J_5 (a, b, \varphi_0)$			
$J_6 (a, b, \varphi_0)$			
$J_7 (a, b, \varphi_0)$			
$J_8 (a, b, \varphi_0)$			
$\Delta x = -v^2 (C_8 + n_0 g_0 t_K^2 J_8)$			
$\Delta u = -v^2 (C_6 + n_0 g_0 t_K^3 J_6)$			
$u_K = C_2 + n_0 g_0 t_K^2 J_4 + \Delta x$			
$u_K = C_2 + n_0 g_0 t_K^2 J_2 + \Delta u$			
$y_K = H_{опс} - \frac{x_K^2}{2R}$			
$\beta_K = \arctg \left(\frac{x_K}{R + y_K} \right)$			
$w_K = u_K t_g (\beta_{опс} - \beta_K)$			
$\Delta w = 2v^2 (C_5 + n_0 g_0 t_K^3 J_5)$			
$\Delta y = 2v^2 (C_7 + n_0 g_0 t_K^4 J_7)$			
$J_1 = \frac{u_K - C_1 - \Delta w}{n_0 g_0 t_K}$			
$J_3 = \frac{y_K - C_3 - \Delta y}{n_0 g_0 t_K^2}$			
b			
φ_0			

"i" ПРИБЛИЖЕНИЕ

1) Для принятого приближения $\varphi_0^{(i)}$ по формулам (3.6) и (3.7) определяем интегралы $J_2^{(i)}, J_3^{(i)}, J_4^{(i)}, J_5, \dots, J_8$ и вычисляем конечные параметры

$$u_K^{(i)} = C_2 + n_0 g_0 t_K J_2^{(i)} + \Delta u,$$

$$x_K^{(i)} = C_4 + n_0 g_0 t_K^2 J_4^{(i)} + \Delta x, \quad y_K^{(i)} = C_3 + n_0 g_0 t_K^2 J_3^{(i)} + \Delta y.$$

2) Исходя из заданного значения оптимального угла бросания $\theta_K = \theta_{opt}$, определяем $w_K^{(i)}$

$$w_K^{(i)} = u_K^{(i)} \operatorname{tg}(\theta_{opt} - \theta_K^{(i)}), \quad \operatorname{tg} \theta_K^{(i)} = \frac{x_K^{(i)}}{R + y_K^{(i)}}.$$

3) Вычисляем потребное значение интеграла J_1

$$J_1^{(i)} = \frac{w_K^{(i)} - C_1 - \Delta w}{n_0 g_0 t_K}.$$

4) Из формулы для J_1 (3.6) определяем соответствующее значение угла тангажа

$$\sin \varphi_0^{(i)} = \frac{J_1^{(i)}}{A}.$$

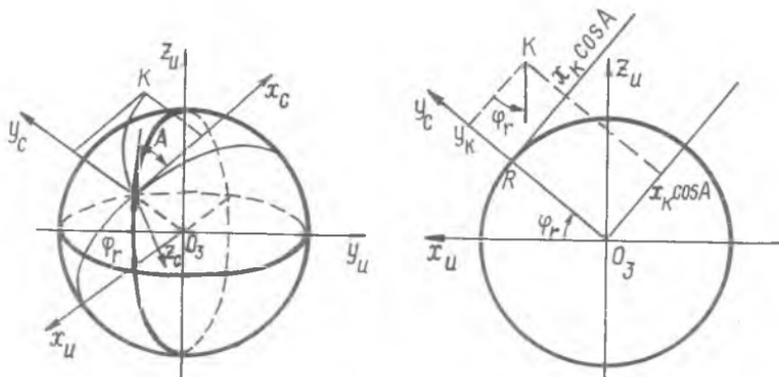
Примечания, сделанные в параграфе 3.2, целиком относятся и к данному алгоритму. Расчет также следует вести в табличной форме (табл. 6).

3.4. Расчет конечных параметров движения

После подбора параметров оптимальные программы угла тангажа по найденным параметрам окончательно определяются интегралы J_1, \dots, J_8 и рассчитываются конечные параметры движения верхней ступени относительно стартовой системы координат по формулам (3.5).

Затем следует определить ошибки конечных параметров и сравнить их с заданными допустимыми отклонениями.

Расчетные формулы	I приближе- ние	2 приближе- ние	3 приближе- ние
$J_2 = A \cos \varphi_0$			
$J_3 = C \sin \varphi_0$			
$J_4 = C \cos \varphi_0$			
$J_5 = D \sin \varphi_0$			
$J_6 = D \cos \varphi_0$			
$J_7 = E \sin \varphi_0$			
$J_8 = E \cos \varphi_0$			
$\Delta u = -v^2 (C_6 + n_0 g_0 t_k^3 J_6)$			
$\Delta x = -v^2 (C_8 + n_0 g_0 t_k^4 J_8)$			
$\Delta y = 2v^2 (C_7 + n_0 g_0 t_k^4 J_7)$			
$u_k = C_2 + n_0 g_0 t_k J_2 + \Delta u$			
$x_k = C_4 + n_0 g_0 t_k^2 J_4 + \Delta x$			
$y_k = C_3 + n_0 g_0 t_k^2 J_3 + \Delta y$			
$\rho_k = u_k \operatorname{tg} \left(\frac{x_k}{R + y_k} \right)$			
$w_k = u_k \operatorname{tg} (\theta_{\text{опр}} - \rho_k)$			
$\Delta w = 2v^2 (C_5 + n_0 g_0 t_k^3 J_5)$			
$J_1 = \frac{w_k - C_1 - \Delta w}{n_0 g_0 t_k}$			
$\varphi_0 = a \operatorname{arcsin} \left(\frac{J_1}{A} \right)$			



Р и с. 13. Переход от стартовой к инерциальной системе координат

рической системы $O_3 x_u y_u z_u$ выражаются через проекции относительной скорости u_k, w_k на стартовые оси аналогичными формулами.

Абсолютная скорость в начале орбитального движения складывается из относительной скорости $v^r = v_k$ и переносной скорости, которая определяется по формуле

$$\vec{\omega}_3 \times \vec{z}_0 = \begin{vmatrix} \vec{i}_u & \vec{j}_u & \vec{k}_u \\ 0 & 0 & \omega_3 \\ x_0 & y_0 & z_0 \end{vmatrix} = -\omega_3 y_0 \vec{i}_u + \omega_3 x_0 \vec{j}_u,$$

где $\vec{i}_u, \vec{j}_u, \vec{k}_u$ - единичные векторы геоцентрической системы координат.

Таким образом, проекции абсолютной скорости на геоцентрические оси координат в начальной точке орбиты определяются формулами

$$\begin{aligned} v_{x_0} = \dot{x}_0 &= -u_k \cos A \sin \varphi_r + w_k \cos \varphi_r - \omega_3 y_0, \\ v_{y_0} = \dot{y}_0 &= u_k \sin A + \omega_3 x_0, \\ v_{z_0} = \dot{z}_0 &= u_k \cos A \cos \varphi_r + w_k \sin \varphi_r. \end{aligned} \quad (4.3)$$

Значения начальной скорости орбитального движения и угол наклона ее к местному горизонту

$$V_0 = \sqrt{\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2}, \quad \theta_0 = \arccos \sin \frac{x_0 \dot{x}_0 + y_0 \dot{y}_0 + z_0 \dot{z}_0}{z_0 V_0}. \quad (4.4)$$

5. Определение характеристик орбитального движения БА

а) При запуске космических аппаратов определяются элементы орбиты выведения, период обращения и вековые возмущения.

Сначала находятся компоненты и модуль секториальной скорости

$$C_1 = y_0 \dot{z}_0 - z_0 \dot{y}_0, \quad C_2 = z_0 \dot{x}_0 - x_0 \dot{z}_0, \quad C_3 = x_0 \dot{y}_0 - y_0 \dot{x}_0, \quad C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$$

Расчет элементов орбиты производится в следующей последовательности:

долгота восходящего узла Ω и угол наклона орбиты $-i$

$$\operatorname{tg} \Omega = -\frac{C_1}{C_2}, \quad \operatorname{sign}(\sin \Omega) = \operatorname{sign} C_1,$$

$$\cos i = \frac{C_3}{C}, \quad \operatorname{sign}(\cos \Omega) = \operatorname{sign}(-C_2).$$

Эксцентриситет e и большая полуось орбиты a

$$e = \sqrt{1 + (\nu_0 - 2)\nu_0 \cos^2 \theta_0}, \quad \nu_0 = \frac{V_0^2}{K}, \quad z_0 = \left(\frac{V_0}{V_{K0}}\right)^2,$$

$$a = \frac{z_0}{2 - \nu_0}, \quad p = a(1 - e^2).$$

Аргумент перигея ω

$$\operatorname{tg} v_0 = \frac{\nu_0 \sin \theta_0 \cos \theta_0}{\nu_0 \cos^2 \theta_0 - 1}; \quad \operatorname{sign}(\sin v_0) = \operatorname{sign}(\sin \theta_0);$$

$$\cos \theta_0 = \frac{\sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}}{z_0 V_0}; \quad \operatorname{sign}(\cos v_0) = \operatorname{sign}(\nu \cos^2 \theta_0 - 1);$$

$$\sin \theta_0 = \frac{x_0 \dot{x}_0 + y_0 \dot{y}_0 + z_0 \dot{z}_0}{z_0 V_0};$$

$$\sin u_0 = \frac{z_0}{z_0 \sin i}; \quad \cos u_0 = \frac{x_0 \cos \Omega + y_0 \sin \Omega}{z_0}.$$

$$\omega = u_0 - v_0.$$

Момент времени прохождения через перигей

$$\operatorname{tg} \frac{E_0}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{v_0}{2}, \quad \tau = t_0 - \frac{a^{3/2}}{\sqrt{K}} (E_0 - e \sin E_0).$$

Период обращения

$$T = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{K}} 2\pi.$$

Вековые возмущения за один оборот Земли вследствие ее несферичности [6, с. 315, 338]:

$$\frac{d\Omega}{dN} = -\frac{2\pi}{\rho^2} \frac{\varepsilon}{K} \cos i, \quad \frac{d\omega}{dN} = \frac{\pi}{\rho^2} \frac{\varepsilon}{K} (5 \cos^2 i - 1),$$

где $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$, $K = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

б) Расчет характеристик траектории БА.

Сначала определяются географические координаты конца активного участка [5, с. III]

$$tg(\lambda_k - \lambda_0) = \frac{y_0}{x_0}; \quad tg \varphi_{гк} = \frac{z_0 \cos(\lambda_k - \lambda_0)}{x_0}.$$

Решается первая (прямая) задача баллистики и вычисляются элементы эллиптической траектории пассивного полета БЛА в абсолютном движении [5, с. 120]:

$$v_0 = \frac{V_0^2}{\kappa} z_0 = \left(\frac{V_0}{V_{кр}}\right)^2, \quad D = v_0 z_0 \cos^2 \theta_0, \quad e = \sqrt{1 - (2 - v_0) v_0 \cos^2 \theta_0},$$

$$a = 2R(1 + tg^2 \theta_0) - v_0(z_0 + R), \quad b = v_0 R tg \theta_0, \quad c = v_0(z_0 - R),$$

$$tg \frac{\beta_c}{2} = \frac{b + \sqrt{b^2 + ac}}{a}, \quad c_k = a z_0 tg R + y_k,$$

$$l_{\text{бал}} = R \beta_c, \quad l_0 = R \theta_k, \quad L = l_0 + l_{\text{бал}}.$$

Скорость и ее угол наклона в точке падения на Землю

$$v_c = \frac{2(z_0 - R) + v_0 R}{z_0}; \quad V_c = \sqrt{\frac{\kappa v_c}{R}}; \quad \cos \theta_c = \sqrt{\frac{p}{v_c R}}.$$

Время свободного полета и полное время полета

$$t_c = \frac{z_0}{V_0} \frac{v_0 \cos \theta_0}{2 - v_0} \left[tg \theta_0 - tg \theta_c + \frac{\pi - (\arccos \sin \frac{1-v_0}{e} + \arccos \sin \frac{1-v_0}{e})}{\sqrt{(2-v_0)v_0 \cos \theta_0}} \right];$$

$$T = t_k + t_c.$$

Далее вычисляются производные, характеризующие отклонения максимальной дальности от параметров в конце активного участка [5, с. 132]

$$\frac{\partial l_{\text{бал}}}{\partial H_k} = \frac{v_0 + \frac{2R}{z_0}(1 + tg^2 \theta_0) \sin^2 \frac{\beta_c}{2} tg \frac{\beta_c}{2}}{v_0(z_0 - R + R tg \theta_0 tg \frac{\beta_c}{2})},$$

$$\frac{\partial l_{\text{бал}}}{\partial V_0} = \frac{4R^2(1 + tg^2 \theta_0) \sin^2 \frac{\beta_c}{2} tg \frac{\beta_c}{2}}{V_0 v_0(z_0 - R + R tg \theta_0 tg \frac{\beta_c}{2})},$$

$$\frac{\partial l_{\text{бал}}}{\partial \theta_0} = \frac{2R^2(1 + tg^2 \theta_0)(v_0 - 2tg \theta_0 tg \frac{\beta_c}{2}) \sin^2 \frac{\beta_c}{2}}{v_0(z_0 - R + R tg \theta_0 tg \frac{\beta_c}{2})}.$$

В заключение определяются географические координаты точки падения через координаты конца активного участка

$$\sin \varphi_c = \sin \varphi_{гк} \cos \beta_c + \cos \varphi_{гк} \sin \beta_c \cos A,$$

$$\sin(\lambda_c - \lambda_k + \omega_3 t_c) = \frac{\sin \beta_c \sin A}{\cos \varphi_c}.$$

По географическим координатам точки падения находят центральный угол β , описанный по трассе в относительном движении, соответствующую баллистическую дальность и относительный азимут в точке падения A_c :

$$\cos \beta = \sin \varphi_{\text{TK}} \sin \varphi_0 + \cos \varphi_{\text{TK}} \cos \varphi_0 \cos(\lambda_0 - \lambda_k),$$

$$l_{\text{бал.отн}} = R_{\beta},$$

$$\sin A_0 = \frac{\cos \varphi_{\text{TK}} \sin(\lambda_0 - \lambda_k)}{\sin \beta}.$$

Часть II

РАСЧЕТ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА (РЫСКАНИЯ) НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

Чтобы обеспечить движение ЛА по заданной траектории и необходимую точность полета, ЛА должен быть управляемым, а движение его устойчивым. Эта задача решается постановкой на ЛА специальной системы управления (СУ) и стабилизации. Обычно системы управления и стабилизации объединяют в одном комплексе-автомате стабилизации (АС). Устойчивость движения ЛА обеспечивается системой стабилизации центра масс и тремя автоматами стабилизации, стабилизирующими ЛА по углу тангажа, углу рыскания и углу крена. Вследствие осевой симметрии ЛА АС по углу рыскания и углу тангажа оказываются одинаковыми. В пособии рассмотрены вопросы обеспечения управляемости и устойчивости движения ЛА в одной плоскости — плоскости тангажа.

Начальный этап проектирования ЛА и его СУ связан с динамической моделью ЛА, рассматриваемого как абсолютно твердое и жесткое тело. Действительно, если предпринять определенные конструктивные меры, обеспечивающие устойчивость дополнительных степеней свободы, то они не оказывают практически заметного влияния на движение ЛА в целом.

С моделью твердого тела связано решение таких основных вопросов проектирования ЛА, как:

- 1) анализ основных возмущающих аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА в полете, и выбор основных проектных параметров ЛА;
- 2) выбор типа и эффективности органов управления (ОУ);

3) выбор весовой и аэродинамической компоновки ЛА.

Выбор эффективности ОУ не может быть выполнен без определенных сведений о параметрах АС и устойчивости ЛА. Поэтому уже на начальной стадии проектирования ЛА должна быть оценена устойчивость его невозмущенного движения как твердого тела. На последующих стадиях проектирования должна быть получена полная система уравнений возмущенного движения ЛА с учетом подвижности жидкости в баках и упругих колебаний конструкции. Окончательное уточнение параметров органов управления и автомата стабилизации проводится на основе этих уравнений методом электро моделирования (или на ЭЦВМ) с учетом разбросов параметров всех систем, их нелинейности и случайных возмущений, возникающих в полете.

И. Подготовка исходных данных к расчету управляемости и устойчивости движения ЛА

И.1. Данные аэродинамического и баллистического расчетов

Прежде всего, необходимо заполнить таблицы основных проектных параметров ЛА, полученных на основе данных прототипа или в результате баллистического расчета (табл. 7, 8).

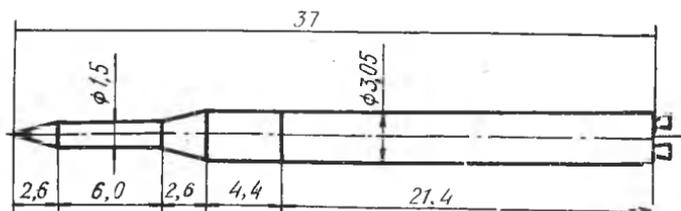
Т а б л и ц а 7

№ пп	Наименование параметра	Размерность	Величина
1.	Стартовая масса m_0	т	
2.	Масса полезной нагрузки $m_{пн}$	т	
3.	Число боковых ускорителей $n_{бу}$		
4.	Длина ЛА $l_{ф}$	м	
5.	Площадь миделя S_M	м ²	
6.	Площадь пары стабилизаторов $S_{*ст}$	м ²	
7.	Число пар стабилизаторов $n_{ст}$		

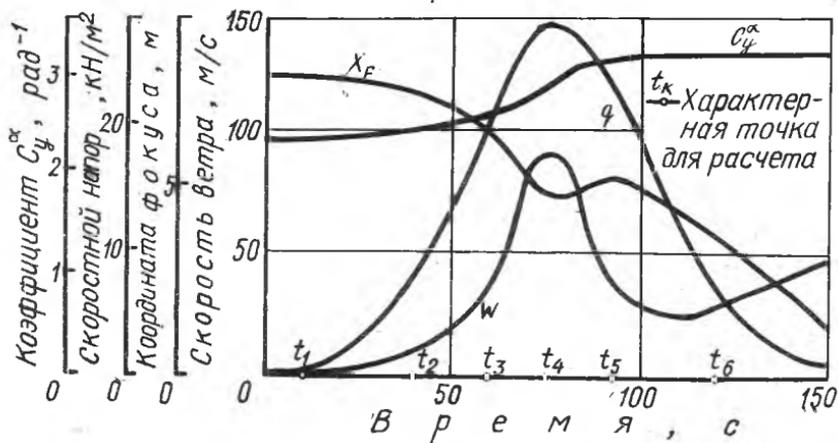
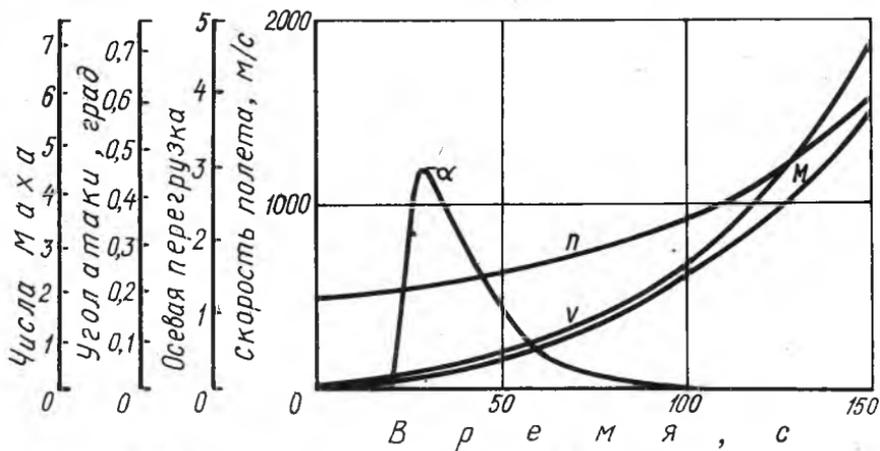
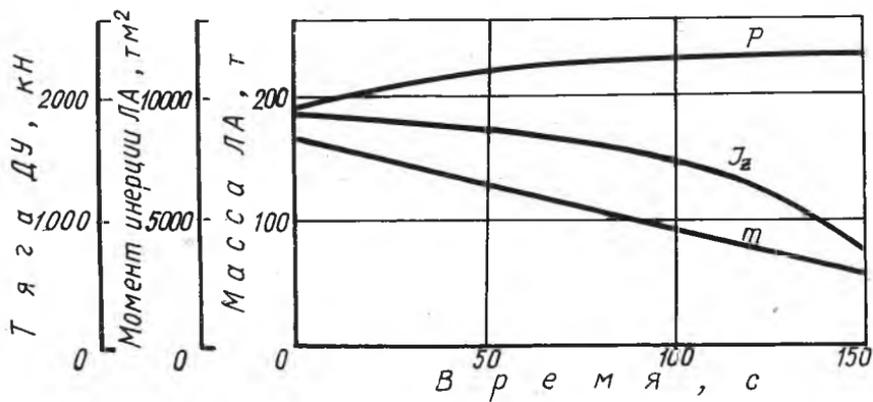
Если нет данных о тяге органов управления и максимальных углах их отклонений, то п. I3 и I4 табл. 8 заполняются после расчета управляемости.

Т а б л и ц а 8

№ пп	Наименование параметра	Размерность	Величина	
			I ступ.	2 ступ.
I.	Суммарная масса сухой конструкции $m_{ки}$	т		
2.	Суммарная масса топлива $m_{тi}$	т		
3.	Массовые соотношения компонентов топлива x_i			
4.	Плотность окислителя $\rho_{окi}$	т/м ³		
5.	Плотность горючего $\rho_{гi}$	т/м ³		
6.	Длина ступени l_i	м		
7.	Максимальный диаметр ступени $d_{i\max}$	м		
8.	Минимальный диаметр ступени $d_{i\min}$	м		
9.	Тяга ДУ у Земли P_{0i}	кН		
10.	Масса ДУ $m_{дyi}$	т		
11.	Число камер сгорания ДУ $n_{ксi}$			
12.	Время работы ДУ t_{ki}	с		
13.	Тяга органов управления по тангажу у Земли P_{00i}	кН		
14.	Максимальный угол поворота органов управления по тангажу $\theta'_{i\max}$	град		



Р и с. I4. Геометрическая схема ЛА



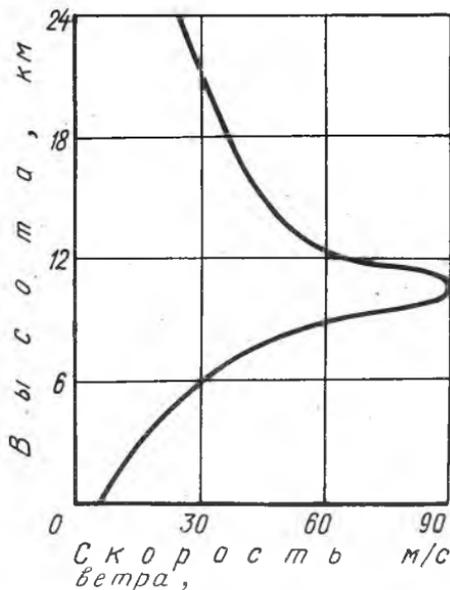
Р и с . 15

На рис. 14 строится схематический чертеж ЛА с размерами. По данным баллистического и аэродинамического расчетов строятся графики изменения на первой ступени полета следующих параметров:

рис. 15,а - масса ЛА $m(t), т$; тяга ДУ $P(t), кН$; осевая перегрузка $n_x(t)$; момент инерции ЛА $J_z(t), тм^2$ (рассчитывается ниже);

рис. 15,б - скорость полета $V_k(t), м/с$; угол атаки $\alpha(t), град$; числа Маха $M(t)$; коэффициент $C_{ya}^\alpha(t)$ (производная коэффициента подъемной аэродинамической силы по углу атаки в радианах);

рис. 15,в - скоростной напор $q(t), кН/м^2$; скорость ветра $W(t), м/с$ (рис. 16); координата аэродинамического фо-



Р и с. 16. Профиль ветра по высоте

куса $x_F(t)$ м, в связанной системе координат; коэффициент $C_y^\alpha(t)$ (производная коэффициента нормальной аэродинамической силы по углу атаки в радианах).

Коэффициент $C_y^\alpha(t)$ равен

$$C_y^\alpha = C_{ya}^\alpha + C_{x0}, \quad (I.1)$$

где $C_{ya}^\alpha \frac{1}{рад} = 57,3 C_{ya}^\alpha \frac{1}{град}$.

Масштабы графиков и начало отсчета ординат выбираются таким образом, чтобы было возможно снимать значения параметров с точностью до 2... 3 значащих цифр. Все графики строятся на миллиметровках стандартных размеров.

1.2. Компоновка и приближенные расчеты инерционных характеристик ЛА

Для получения компоновочной схемы ЛА необходимо предварительно рассчитать массы окислителя и горючего ступеней по формулам:

$$m_{окi} = \frac{\alpha_i}{1 + \alpha_i} m_{Ti} ; \quad (1.2)$$

$$m_{gi} = \frac{1}{1 + \alpha_i} m_{Ti} . \quad (1.3)$$

Далее вычисляются объемы компонентов топлива:

$$V_{ок(гор)i} = \frac{m_{ок(гор)i}}{\rho_{ок(гор)i}} \text{ м}^3 . \quad (1.4)$$

На основе компоновочной схемы прототипа (если она есть) или габаритного чертежа ЛА по ступеням с учетом вычисленных объемов располагаются топливные баки по длине ЛА. При этом желательно баки с более тяжелыми компонентами помещать вверху ступеней для обеспечения более верхнего положения центра тяжести ЛА. При компоновке необходимо предусмотреть отсеки для ДУ, межбаковые, переходные и приборные отсеки. Для упрощения расчетов днища баков (цилиндрических и конических) можно считать плоскими. Полученная компоновочная схема строится на рис. 17 в одинаковом масштабе по длине и диаметру. Вспомогательная ось OX_1 направляется от носка ЛА к донному срезу. Аналогично строится компоновочная схема одного бокового ускорителя, если таковые имеются.

Далее определяются секундные расходы окислителя и горючего на первой ступени полета:

$$\dot{m}_{ок(гор)1} = \frac{m_{ок(гор)1}}{t_{к1}} \tau / c . \quad (1.5)$$

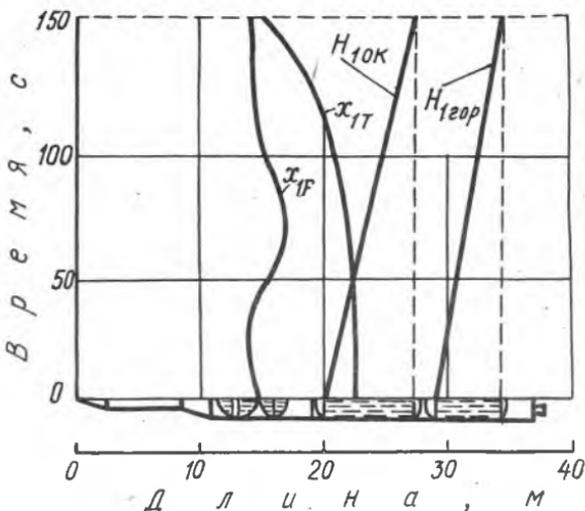
Для трех моментов времени полета первой ступени *

$$t_1 = 0,25 t_{к1} , \quad t_2 = 0,5 t_{к1} \quad \text{и} \quad t_3 = 0,75 t_{к1}$$

вычисляются остатки компонентов топлива на борту и занимаемые ими объемы:

$$m_{ок(гор)1}(t_j) = m_{ок(гор)1}(t_0) - t_j \dot{m}_{ок(гор)1} ; \quad (1.6)$$

* Для цилиндрических баков эти вычисления можно не проводить ввиду линейного изменения уровней.



Р и с. 17. Графики результатов расчета

$$V_{ок(гор)}(t_j) = \frac{m_{ок(гор)}(t_j)}{\rho_{ок(гор)}} \quad (1.7)$$

По этим объемам определяются уровни топлива в баках первой ступени (от днщ баков), и на рис. 17, отложив на оси ординат время t полета, строятся графики изменения уровней окислителя ($H_{ок}$) и горючего ($H_{г}$) по пяти точкам ($t_0=0$, t_1, t_2, t_3 и $t_4=t_{к1}$).

Далее рассчитываются эпюры погонных масс сухой конструкции ступеней без двигателя:

$$m_{ки}^* = m_{ки} - m_{двi} \quad (1.8)$$

Значения погонной массы $m_{ки}(x_1)$ ступени вычисляется из предположения постоянства толщины обшивки по длине отсека:

$$m_{ки}(x_1) = \frac{2m_{ки}^* d_{i\min}}{l_i(d_{i\min} + d_{i\max})} \left[1 + \frac{d_{i\max} - d_{i\min}}{l_i d_{i\min}} (x_1 - x_{i0}) \right], \quad (1.9)$$

где x_{i0} - координата начала ступени.

Такое допущение ввиду малости веса сухой конструкции по сравнению с весом топлива дает небольшую погрешность в вычислении положения центра тяжести и момента инерции ЛА.

Погонные массы топлива вычисляются точно (в рамках принятой компоновочной схемы) по следующим формулам:

$$m_{OK(20p)}(x_1) = \rho_{OK(20p)} \cdot S_{OK(20p)}(x_1), \quad (I.10)$$

$$\text{где } S_{OK(20p)}(x_1) = \pi R_{OK(20p)}^2(x_1), \quad (I.11)$$

$R_{OK(20p)}(x_1)$ - радиус поперечного сечения бака с координатой x_1 .

Эпюра погонной массы полезной нагрузки определяется, исходя из равномерной плотности заполнения объема, занятого ею:

$$m_{ПН}(x_1) = \rho_{ПН} S_{ПН}(x_1), \quad (I.12)$$

$$\rho_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{V_{ПН}}, \quad (I.13)$$

где $V_{ПН}$ - объем полезной нагрузки.

Окончательно на участках, занятых топливом, вычисляется суммарная погонная масса ЛА:

$$m(x_1) = m_{OK(20p)}(x_1) + m_{КЛ}(x_1). \quad (I.14)$$

Там, где нет топлива, $m(x_1) = m_{КЛ}(x_1)$ или $m(x_1) = m_{ПН}(x_1)$.

На рис. 18 строятся эпюры погонных масс основного блока по компонентам и суммарная эпюра масс. Аналогично вычисляются и строятся эпюры погонных масс $m_D(x_1)$ для одного бокового ускорителя. Стрелками на эпюрах указываются центры масс (ЦМ) ДУ, сферических, эллиптических и торовых баков и величины их масс. Положение ЦМ ДУ можно принять в центре соответствующего двигательного отсека.

Далее для пяти моментов времени t_j определяется положение ЦМ ЛА относительно его носика. В этих целях эпюры масс основного и бокового ускорителей разбиваются на прямоугольные и трапециевидные участки (в топливных баках с удлинением 0,2 l_D , см. рис. 18), вычисляются их площади (массы) и определяются координаты их ЦМ.

После этого вычисляется статический момент ЛА при $t = 0$ $\sigma(0)$ по формуле:

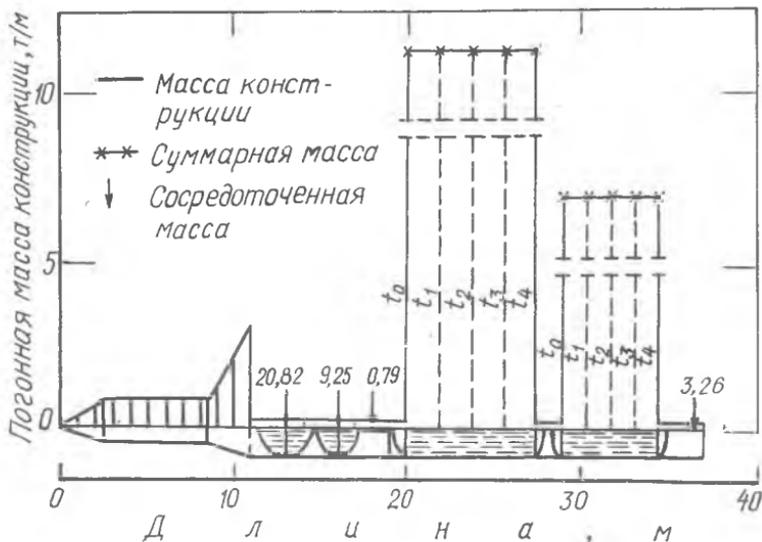
$$\sigma(0) = \sum_{\nu} m_{\nu} x_{т\nu} + n_{D\nu} \sum_{\mu} m_{D\mu} x_{т\mu}, \quad (I.15)$$

где m_{ν} - масса ν -го участка основного блока (или сосредоточенная масса);

$x_{т\nu}$ - координата ЦМ ν -го участка;

$m_{D\mu}$ - масса μ -го участка бокового ускорителя;

$x_{т\mu}$ - координата ЦМ μ -го участка.



Р и с. 18, Эпюра погонных масс

Статический момент $\Theta(t_j)$ находится по методу отрицательных масс, т.е.:

$$\Theta(t_j) = \Theta(t_{j-1}) - \sum_K \Delta m_{TK}(t_j) x_{TK}(t_j), \quad (I.16)$$

где $\Delta m_{TK}(t_j)$ - масса выгоревшего в интервале (t_{j-1}, t_j) топлива в K -ом баке;

$x_{TK}(t_j)$ - координата ЦМ выгоревшего топлива в K -ом баке.

Координаты центра масс ЛА рассчитываются по найденным значениям $\Theta(t_j)$:

$$x_{IT}(t_j) = \frac{\Theta(t_j)}{m(t_j)}, \quad (I.17)$$

где $m(t_j)$ - масса ЛА в момент t_j .

График $x_{IT}(t)$ строится на рис. 17.

Далее производится расчет момента инерции ЛА относительно ЦМ (поперечной оси OZ).

Момент инерции каждого Δ -го участка относительно некоторой точки x_T^* есть сумма

$$J_{\Delta}^* = J_{\Delta пер}^* + J_{\Delta сов}^*, \quad (I.18)$$

$$\text{где } J_{\Delta пер}^* = m_{\Delta} (x_{IT\Delta} - x_T^*)^2; \quad (I.19)$$

- $J_{длер}^*$ - переносной момент инерции участка;
 $J_{дсоб}$ - собственный момент инерции участка.

Принимаем

$$x_1^* \approx 0,5 (x_{1тмакс} + x_{1тмин}). \quad (I.20)$$

Известно, что подвижность жидкости в баках приводит к уменьшению момента инерции ЛА по сравнению с моментом инерции ЛА при затвердевшей жидкости. Поэтому для приближенного учета этого эффекта собственным моментом инерции этих участков можно пренебречь, допуская при этом малую погрешность. Собственный момент инерции топлива в сферическом баке равен нулю [10].

В результате для вычисления момента инерции ЛА относительно точки x_1^* в нулевой момент времени получим следующую формулу:

$$J_z^*(0) = \sum_{\nu} m_{\nu} (x_{1т\nu} - x_1^*)^2 + n_{оу} \sum_{\mu} m_{о\mu} [(x_{1т\mu} - x_1^*)^2 + h_{\mu}^2], \quad (I.21)$$

где h_{μ} - расстояние между осью μ -го участка бокового ускорителя (в центре) и осью центрального блока.

Далее по методу отрицательных масс рассчитываются моменты инерции для других участков полета:

$$J_z^*(t_j) = J_z^*(t_{j-1}) - \sum_{\kappa} \Delta m_{т\kappa}(t_j) [x_{1т\kappa}(t_j) - x_1^*]^2 - n_{оу} \sum_{\kappa\sigma} \Delta m_{т\kappa\sigma}(t_j) \{ x_{1т\kappa\sigma}(t_j) - x_1^* \}^2 + h_{\kappa\sigma}^2 \}. \quad (I.22)$$

В (I.22) обозначения аналогичные (I.16).

Расчет $x_{1т}(t_j)$ и $J_z(t_j)$ желательно оформить в виде таблицы.

$$J_z(t_j) = J_z^*(t_j) - m(t_j) [x_{1т}(t_j) - x_1^*]^2$$

2. Расчет и обеспечение управляемости ЛА

Управляемость летательного аппарата - способность должным образом реагировать изменением кинематических параметров движения (скорость, углы, координаты) на отклонение органов управления (ОУ). В задачу расчета и обеспечения управляемости на начальной стадии проектирования при рассмотрении ЛА как твердого тела входят следующие вопросы:

- а) выбор способа управления и расчет эффективности ОУ;

б) расчет стабилизаторов и рациональной весовой компоновки ЛА.

В дальнейшем эти решения уточняются с учетом всех степеней свободы ЛА и реального АС.

2.1. Выбор эффективности органов управления

На современных ЛА управляющие силы и моменты создаются, как правило, путем поворота маршевых двигателей. Этот способ управления приемем для дальнейших расчетов. Тогда под эффективностью органов управления понимается отношение управляющего момента при единичном (на 1 радиан) отклонении ОУ (рулей) к моменту инерции ЛА. В плоскости рыскания эффективность ОУ характеризуется, следовательно, коэффициентом

$$C_{\psi\sigma} = \frac{P_{\sigma} |x_{\sigma}|}{J_z}, \quad (2.1)$$

где P_{σ} - тяга рулей;

$x_{\sigma} = x_{\sigma\sigma} - x_{\sigma r}$ - плечо управляющей силы P_{σ} ;

$x_{\sigma r}$ - координата приложения тяги рулей.

Величина управляющего момента, которая должна быть в любой момент времени больше суммарного возмущающего момента, действующего на ЛА в полете, будет равна:

$$|M_{\Sigma yop}(t)| = |C_{\psi\sigma}(t) \delta_{\psi}^{\sigma}(t) / J_z(t)| > |M_{\Sigma возм}(t)|. \quad (2.2)$$

Задача выбора эффективности ОУ сводится, таким образом, к выбору тяги рулей P_{σ} и максимальному углу их поворота $\delta_{\psi\max}^{\sigma}$.

В случае однокамерной и двухкамерной двигательной установки (ДУ) $P_{\sigma} = P$. При многокамерных ДУ на управление могут быть задействованы как все камеры ($P_{\sigma} = P$), так и их часть ($P_{\sigma} < P$). В последнем случае выбор P_{σ} неоднозначен и решается с учетом как управляемости, так и устойчивости движения. Дело в том, что увеличение $C_{\psi\sigma}$ ведет к сужению областей устойчивости и, таким образом, ухудшает возможности стабилизации полета. Однако уменьшение P_{σ} приводит к необходимости отклонять рули для компенсации возмущений на большие углы. В этой ситуации необходим приемлемый компромисс. Как правило, он достигается, если принять $P_{\sigma} \approx \frac{P}{2}$ для многокамерных ДУ.

Перейдем к расчету максимального угла поворота рулей. Для этого определим в первом приближении потребный угол поворота рулей $\Delta \delta_{\text{руль}}^{(1)}$ для компенсации ветровых возмущений с учетом работы АС. Будем рассматривать установившийся (балансировочный по углу атаки) режим полета и упрощенные уравнения короткопериодического движения ЛА с АС [10]:

$$C_{\text{руль}} \Delta \vartheta(t) + C_{\text{руль}} \Delta \delta_{\text{руль}}^{(1)}(t) = -C_{\text{руль}} \frac{W_y(t) - \Delta V_y(t)}{V(t)}; \quad (2.3)$$

$$\Delta \delta_{\text{руль}}^{(1)}(t) = \alpha_0 \Delta \vartheta(t), \quad (2.4)$$

$$\text{где } C_{\text{руль}} = -\frac{1}{J_z} q S_M C_y x_F; \quad (2.5)$$

α_0 - статический коэффициент усиления АС.

Подставляя (2.4) в (2.3), получим:

$$\Delta \delta_{\text{руль}}^{(1)}(t) = \frac{-C_{\text{руль}} W_y(t) / V(t)}{C_{\text{руль}} + \varepsilon_0 C_{\text{руль}}} 57,3^\circ, \quad (2.6)$$

$$\text{где } \varepsilon_0 = \frac{1}{\alpha_0} \text{ и } \Delta V_y(t) \equiv 0 \text{ (принимаем)}. \quad (2.7)$$

Из (2.6) видно, что потребный угол поворота рулей существенно зависит от статического коэффициента усиления α_0 и является переменным по времени полета. Чтобы вычислить $\Delta \delta_{\text{руль}}^{(1)}(t)$, необходимо задаться в первом приближении некоторым реальным значением коэффициента $\alpha_0^{(1)}$. Из необходимого условия устойчивости движения для любого момента времени (на участке статической неустойчивости ЛА) должно выполняться неравенство

$$\alpha_0 > \frac{-C_{\text{руль}}}{C_{\text{руль}}}. \quad (2.8)$$

Желательно иметь один коэффициент α_0 для всей траектории полета, поэтому принимаем

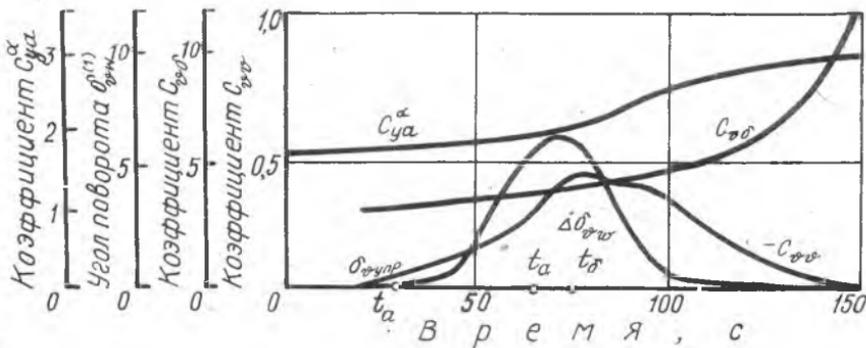
$$\alpha_0^{(1)} = K_a \left| \frac{C_{\text{руль}}}{C_{\text{руль}}} \right|_{\text{макс}} \text{ при } C_{\text{руль}} < 0, \quad (2.9)$$

где $K_a = 2 \dots 3$ - коэффициент запаса устойчивости по коэффициенту статического усиления АС.

При выборе коэффициента K_a для статически неустойчивых ЛА следует принимать во внимание, что увеличение α_0 приводит к уменьшению потребных углов поворота рулей, но большие значения α_0 могут оказаться вне областей устойчивости движения по параметрам АС.

Для статически устойчивых по всей траектории ЛА максимальный угол поворота рулей определяется после построения областей устойчивости и выбора рабочей точки АС. При этом уменьшение α_0 ведет к уменьшению потребного угла поворота рулей, что следует из (2.6).

Для расчета $\alpha_0^{(1)}$ для 5 ... 7 моментов времени рассчитываются и строятся графики коэффициентов $C_{\alpha_{\text{упр}}}(t)$ и $C_{\sigma\sigma}(t)$ (рис. 19), и по ним определяется максимум отношения $\left| \frac{C_{\alpha_{\text{упр}}}(t)}{C_{\sigma\sigma}(t)} \right|$ на участке статической неустойчивости ЛА. Далее по формулам (2.6), (2.8) определяется $\alpha_0^{(1)}$ и рассчитываются углы $\Delta\delta_{\text{руль}}^{(1)}(t)$, которые также строятся на рис. 19.



Р и с. 19. Результаты расчетов коэффициентов

Для случая $|\alpha|_{\text{макс}}$ вычисляется потребный угол поворота рулей для поддержания максимального угла атаки:

$$\delta_{\text{руль макс}} = \frac{|C_{\alpha_{\text{упр}}}|}{C_{\sigma\sigma}} |\alpha|_{\text{макс}} \quad (2.10)$$

По рис. 19 выбирается $|\Delta\delta_{\text{руль}}^{(1)}|_{\text{макс}}$ и вычисляется максимальный угол поворота рулей

$$\delta_{\text{руль макс}}^{(1)} = K_{\sigma} |\Delta\delta_{\text{руль}}^{(1)}|_{\text{макс}} \quad (2.11)$$

где $K_{\sigma} = 1.5 \dots 2$ - коэффициент запаса по рулям, учитывающий динамику процессов стабилизации, расход рулей на стабилизацию ЛА по крену, разброс параметров ЛА и прочие, кроме ветрового, возмущения. Время, при котором $|\Delta\delta_{\text{руль}}^{(1)}|_{\text{макс}}$ обозначим через t_{σ} .

Если ЛА статически устойчив на всей ступени полета, то расчет

максимального угла поворота рулей выполняется по формулам (2.IO), (2.II) с выбором $\left| \frac{\delta^{\alpha}}{\sigma_{\alpha}} \right|_{\max}$ и коэффициентом запаса $K_{\sigma} = 1,2 \dots 1,5$.

2.2. Определение максимально допустимой степени статической неустойчивости ЛА и подбор стабилизаторов

Из конструктивных, весовых и энергетических соображений угол поворота рулей бывает ограничен некоторым допустимым значением $\delta_{\sigma \text{ доп}}$. По статистике для двигателей, качающихся в двух плоскостях (одно- и двухкамерные ДУ), $\delta_{\sigma \text{ доп}} = 5 \dots 7^{\circ}$; для двигателей, качающихся в одной плоскости (тангаж или рыскание), $\delta_{\sigma \text{ доп}} = 7 \dots 10^{\circ}$. Рассчитав $\delta_{\sigma \text{ макс}}$, необходимо сравнить его с допустимым значением. Если выполняется неравенство $\delta_{\sigma \text{ макс}} \leq \delta_{\sigma \text{ доп}}$, то ЛА спроектирован правильно и будет управляем. В случае $\delta_{\sigma \text{ макс}} > \delta_{\sigma \text{ доп}}$, необходимо принять конструктивные меры, обеспечивающие выполнение неравенства

$\delta_{\sigma \text{ макс}} \leq \delta_{\sigma \text{ доп}}$. Это можно достичь тремя путями:

а) для многокамерных ДУ включить на поворот все камеры сгорания и таким образом увеличить P_{σ} ;

б) провести перекомпоновку ЛА с тем, чтобы переместить вверх к носу центр масс ЛА;

в) поставить или увеличить площадь стабилизаторов для смещения центра давления (аэродинамического фокуса) ЛА вниз к хвосту изделия.

Наиболее эффективен и чаще других используется третий путь — постановка стабилизаторов. Сдвигая фокус ЛА вниз, стабилизаторы уменьшают координату x_F и, таким образом, степень статической неустойчивости, характеризуемую коэффициентом $C_{z\sigma}$ ($C_{z\sigma} < 0$). Уменьшение $|C_{z\sigma}|$ приводит к уменьшению $|\Delta \delta_{\sigma W}|$ и, следовательно, величины $\delta_{\sigma \text{ макс}}$.

Определим допустимую степень статической неустойчивости ЛА для момента t_{σ} из следующего равенства:

$$C_{z\sigma \text{ доп}}(t_{\sigma}) = C_{z\sigma \text{ рас}}(t_{\sigma}) \frac{\delta_{\sigma \text{ доп}}}{\delta_{\sigma \text{ макс}}}, \quad (2.12)$$

или в безразмерной форме:

$$m_{z \text{ доп}}^{\alpha}(t_{\sigma}) = m_{z \text{ рас}}^{\alpha}(t_{\sigma}) \frac{\delta_{\sigma \text{ доп}}}{\delta_{\sigma \text{ макс}}}, \quad (2.13)$$

$$\text{где } m_{z \text{ рас}}^{\alpha}(t_{\sigma}) = \frac{C_{y \text{ рас}}^{\alpha}(t_{\sigma}) x_{F \text{ рас}}(t_{\sigma})}{t_{\sigma}} \quad (2.14)$$

располагаемый коэффициент момента по углу атаки.

На основе данных (2.13) и (2.14) определяем требуемое приращение площади пары стабилизаторов:

$$\Delta S_{cr} = S_M \frac{m_{z\dot{\alpha}}^{\alpha}(t_0) - m_{zpac}^{\alpha}(t_0)}{C_{y_{cr}}^{\alpha}(t_0) x_{pac}(t_0)} \ell \varphi, \quad (2.15)$$

где $C_{y_{cr}}^{\alpha}$ - производная коэффициента нормальной аэродинамической силы стабилизатора;

x_{pac} - координата фокуса стабилизатора ($x_{pac} < 0$).

Для определения $C_{y_{cr}}^{\alpha}(t_0)$ можно задаться треугольной формой стабилизатора в плане и принять $x_{pac}(t_0) = x_p(t_0)$ [II]. Если стабилизаторы отсутствовали, то $S_{cr} = \Delta S_{cr}$. После выбора площади стабилизаторов необходимо пересчитать C_{ya}^{α} , C_y^{α} и x_p по очевидным формулам:

$$C_{ya}^{\alpha}(t_j) = C_{yapac}^{\alpha}(t_j) + C_{y_{cr}}^{\alpha}(t_j) \frac{\Delta S_{cr}}{S_M}; \quad (2.16)$$

$$C_y^{\alpha}(t_j) = C_{ypac}^{\alpha}(t_j) + C_{y_{cr}}^{\alpha}(t_j) \frac{\Delta S_{cr}}{S_M}; \quad (2.17)$$

$$x_p(t_j) = \left(\frac{C_{ypac}^{\alpha}(t_j) x_{pac} + C_{y_{cr}}^{\alpha}(t_j) x_{pac} \frac{\Delta S_{cr}}{S_M}}{C_y^{\alpha}(t_j)} \right) t_j. \quad (2.18)$$

3. Расчет и обеспечение устойчивости движения ЛА

Устойчивость движения летательного аппарата есть его свойство реагировать малыми изменениями кинематических параметров движения на малые возмущения. Существует много различных математических определений устойчивости движения, наиболее распространенным из которых является понятие устойчивости, данное А.А. Ляпуновым. В этом случае рассматривается свободное возмущенное движение системы при некоторых произвольных начальных условиях. Тогда под устойчивостью движения ЛА понимается его способность вернуться на программную траекторию после прекращения действия возмущений. В дальнейших расчетах по устойчивости принимается определение Ляпунова, и построение областей устойчивости по параметрам АС ведется на основе уравнений свободного возмущенного движения ЛА.

3.1. Расчет коэффициентов уравнений возмущенного движения ЛА

Рассматривая устойчивость движения ЛА в плоскости тангажа, ограничимся уравнениями короткопериодического возмущенного движения [I] (без учета демпфирования):

$$\Delta \dot{V}_y(t) + C_{y\psi} \Delta \psi(t) + C_{y\sigma} \Delta \sigma_{\psi}^{\alpha}(t) = \frac{\Delta F_{y \text{ возм}}(t)}{m}; \quad (3.1)$$

$$\Delta \ddot{\psi}(t) + C_{\psi\psi} \Delta \psi(t) + C_{\psi\sigma} \Delta \sigma_{\psi}^{\alpha}(t) = \frac{\Delta M_{\psi \text{ возм}}(t)}{J_z}. \quad (3.2)$$

Исследуя устойчивость по Ляпунову, принимаем далее

$$\Delta F_{y \text{ возм}} = \Delta M_{\psi \text{ возм}} = 0.$$

Для построения областей устойчивости необходимо рассчитать для 5 ... 7 характерных моментов времени полета коэффициенты уравнений возмущенного движения (3.1) и (3.2). Расчет следует оформить в виде табл. 9. Выбор расчетных моментов времени проиллюстрирован на рис. 15,в.

Т а б л и ц а 9

№ пп	Коэффициент (обозначения)	Размерность	Время
I.	m	$тс^2/м$	
2.	J_z	$тм^2$	
3.	ρ	$кН$	
4.	ρ_{σ}	$кН$	
5.	S_M	$м^2$	
6.	$ x_p = x_{1p} - x_{1r}$	$м$	
7.	$x_p = x_{1r} - x_{1d}$	$м$	
8.	$C_{y\alpha}^{\alpha}$	$1/рад$	
9.	$C_{y\alpha}^{\alpha} = C_{y\alpha} + C_{x\alpha}$	$1/рад$	
10.	q	$кН/м^2$	
11.	$C_{y\sigma} = -\frac{\rho_{\sigma}}{m}$	$м/с^2$	

№ пп	Коэффициент (обозначения)	Размерность	Время
12.	$C_{y_{2s}} = -\frac{\rho + C_{y_{2a}}^{\infty} q S_M}{m}$	m/c^2	
13.	$C_{z_{20}} = \frac{\rho_0 x_p }{J_z}$	$1/c^2$	
14.	$C_{z_{2v}} = -\frac{1}{J_z} q S_M C_{y_{2a}}^{\infty} x_F$	$1/c^2$	

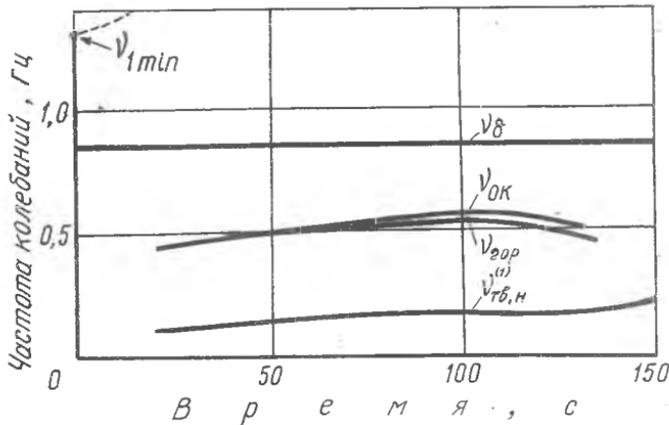
Далее для баков окислителя и горючего первой (работающей) ступени рассчитываются частоты собственных колебаний жидкости для пяти моментов времени $t_i = (0; 0,25; 0,5; 0,75; 0,9)t_{\kappa 1}$, по формуле

$$\nu_j = 0,68 \sqrt{\frac{\pi x}{R_j} \operatorname{th} \left(\frac{1,84 H_j}{R_j} \right)} \quad \text{Гц.} \quad (3.3)$$

где R_j - радиус j -го бака у свободной поверхности жидкости, м;

H_j - высота столба жидкости в баке, м.

Расчет оформляется в виде таблицы; графики частот ν_{OK} и ν_{20P} строятся на рис. 20.



Р и с. 20. Частоты собственных колебаний

По графикам определяется максимальная частота $\nu_{j \max}$ и $\omega_{j \max} = 2\pi \nu_{j \max}$, необходимая для дальнейших расчетов.

Далее, для тех же моментов времени рассчитывается в первом приближении собственная недемпфированная частота ЛА как твердого тела по формуле:

$$\nu_{тв,н}^{(1)} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{C_{тв}^{(1)} + \alpha_0^{(1)} C_{тв}^{(1)}} \quad \text{Гц.} \quad (3.4)$$

График $\nu_{тв,н}^{(1)}(t)$ также строится на рис. 20.

3.2. Выбор динамических характеристик рулей и параметров автомата стабилизации центра масс ЛА

Линеаризованное уравнение автомата стабилизации в плоскости тангажа имеет следующий вид [10]:

$$\tau_2 \Delta \ddot{\sigma}_y(t) + \tau_1 \Delta \dot{\sigma}_y(t) + \Delta \sigma_y(t) = \alpha_0 \Delta \psi(t) + \alpha_1 \Delta \dot{\psi}(t) + \alpha_2 \Delta \ddot{\psi}(t) + \alpha_3 \Delta V_y(t), \quad (3.5)$$

где α_i — коэффициенты усиления соответствующих входных сигналов АС;

τ_1 и τ_2 — коэффициенты, характеризующие динамические свойства рулей.

Уравнение (3.5) можно переписать в следующем виде:

$$\Delta \ddot{\sigma}_y(t) + 2\zeta_0 \omega_0 \Delta \dot{\sigma}_y(t) + \omega_0^2 \Delta \sigma_y(t) = f(t), \quad (3.6)$$

где $\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{\tau_2}}$ — собственная недемпфированная круговая частота рулей;

$\nu_0 = \frac{1}{2\pi\sqrt{\tau_2}}$ — та же частота рулей, Гц;

ζ_0 — коэффициент демпфирования рулей.

Собственная частота рулей выбирается из условий стабилизации ЛА как твердого тела, а также с учетом подвижности жидкости в нижних (работающих) баках и упругости конструкции. Для обеспечения стабилизации ЛА как твердого тела и гашения колебаний жидкости в нижних баках АС на частотах ν_j и $\nu_{тв}$ должен давать фазовое опережение. Для подавления изгибных колебаний ЛА по первому тону АС должен обеспечивать фазовое запаздывание на собственной частоте ν_j этих колебаний. Исходя из перечисленных требований, должно выполняться следующее неравенство:

$$\nu_{тв,н} < \nu_{j, \max} < \nu_0 < \nu_{j, \min}. \quad (3.7)$$

Как правило, для всех ЛА $\nu_{гв,н} < \nu_{j,макс}$, а $\nu_{мин}$ соответствует началу полета. Частота ν_j изгибных колебаний ЛА может быть рассчитана известными методами по заданным эпюрам погонных масс и жесткостей. Если таковые расчеты отсутствуют, то частоту $\nu_{мин}$ на основе статистики можно принять равной

$$\nu_{мин} = (2 \dots 3) \nu_{j,макс} \quad (3.8)$$

Исходя из этих соображений выбираем

$$\nu_p = (1,2 \dots 1,8) \nu_{j,макс} \quad \text{или} \quad (3.9)$$

$$\tau_2 = \frac{1}{[2\pi (1,2 \dots 1,8) \nu_{j,макс}]^2} \quad (3.10)$$

Из условия обеспечения общей для всех моментов времени полета области устойчивости τ_2 должно удовлетворить также следующему соотношению:

$$\tau_2 = \frac{0,06 \dots 0,12}{\left| \frac{C_{эпг}}{C_{эпг,макс}} \right| C_{эпг}(t_{кi})} \quad (3.11)$$

Окончательно значение τ_2 выбирается так, чтобы удовлетворить выражениям (3.10) и (3.11) в пределах их допусков. Причем, более желательно выполнение условия (3.10).

После выбора τ_2 вычисляется коэффициент τ_1 по формуле

$$\tau_1 = 2 \xi_p \sqrt{\tau_2}, \quad (3.12)$$

где $\xi_p = 0,6 - 0,8$.

Коэффициенты усиления АС α_2 и α_3 задаются на основе статистических данных:

$$\alpha_2 = (0,0003 \dots 0,0005) a_0 \quad 1/м; \quad (3.13)$$

$$\alpha_3 = (10 \dots 20) a_y \quad с/м. \quad (3.14)$$

3.3. Построение областей устойчивости ЛА по каналу тангажа в параметрах АС

Области устойчивости строятся на плоскости по параметрам α_0 и α_1 на основе метода Д-разбиения по следующему характеристическому уравнению системы уравнений возмущенного движения (3.1), (3.2) и (3.5) [Ю], [12]:

$$\begin{aligned} & \tau_2 \lambda^6 + \tau_1 \lambda^5 + (1 + C_{222} \tau_2) \lambda^4 + (C_{222} \tau_1 + C_{220} \alpha_1 + C_{y0} \alpha_3) \lambda^3 + \\ & + (C_{222} + C_{y0} \alpha_2 + C_{220} \alpha_0) \lambda^2 + \alpha_3 (C_{y0} C_{222} - C_{220} C_{y22}) \lambda + \\ & + \alpha_2 (C_{y0} C_{222} - C_{220} C_{y22}) = 0. \end{aligned} \quad (3.15)$$

При выборе характеристического уравнения (3.15) в уравнениях (3.1) и (3.2) опущены члены, учитывающие аэродинамическое демпфирование, пропорциональное ΔV_y и Δv^u , ввиду их малой величины и слабого влияния на области устойчивости. Неучет демпфирования несколько сужает области устойчивости, что идет в запас при выборе рабочей точки автомата стабилизации.

Задавая комплексной переменной λ в (3.15) различные значения $\lambda = i\omega$ ($0 < \omega = \omega_D$) с некоторым шагом $\Delta\omega$, вычисляются границы области устойчивости для коэффициентов α_0 и α_1 по формулам:

$$\alpha_0 = \frac{1}{C_{220}} \left[-\tau_2 \omega^4 + (1 + C_{222} \tau_2) \omega^2 - (C_{222} + \alpha_2 C_{y0}) + \frac{\alpha_3}{\omega^2} (C_{y0} C_{222} - C_{220} C_{y22}) \right]; \quad (3.16)$$

$$\alpha_1 = \frac{-1}{C_{220}} \left[\tau_1 \omega^2 - (C_{222} \tau_1 + C_{y0} \alpha_3) + \frac{\alpha_3}{\omega^2} (C_{y0} C_{222} - C_{220} C_{y22}) \right]. \quad (3.17)$$

Расчет проводится на ЭЦМ для 5 ... 7 характерных моментов времени. Области устойчивости строятся на рис. 2I в параметрах α_1 (по оси абсцисс) и α_0 (по оси ординат) для этих моментов времени.

По рис. 2I выбирается рабочая точка (РТ) автомата стабилизации, т.е. коэффициенты α_0 и α_1 . При выборе РТ необходимо учитывать следующие требования:

1) РТ должна лежать в области устойчивости, общей для всех моментов времени, и находиться вдали от ее границ, что обеспечивает устойчивость движения серии ЛА с учетом разброса их характеристик;

2) в момент t_D коэффициент усиления α_0 должен быть больше значения $\alpha_0^{(1)}$, по которому производится расчет $|\Delta \sigma_{22}^{(1)}|_{\max}$, что

3. Т и х о н р а в о в М.К. и др. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М., "Машиностроение", 1967.
4. Проектирование и испытания баллистических ракет. М., Воениздат, 1970.
5. А п п а з о в Р.Ф., Л а в р о в С.С., М и ш и н В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М., "Наука", 1966.
6. Э л ь я с б е р г П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., "Наука", 1966.
7. О х о ц и м с к и й Д.Е., Э н е е в Т.М. Вариационная задача, связанная с запуском искусственного спутника Земли. Успехи физических наук. Т.63, вып. 1а, 1957.
8. Таблицы интегралов для расчета оптимальных программных траекторий летательных аппаратов вне атмосферы. КуАИ, 1970.
9. Основы теории полета космических аппаратов. Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М., "Машиностроение", 1972.
10. А б г а р я н К.А., Р а п о п о р т И.М. Динамика ракет. М., "Машиностроение" 1969.
11. Л е б е д е в А.А., Ч е р н о б р о в к и н Л.С. Динамика полета. М., "Машиностроение" 1973.
12. К о л е с н и к о в К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования. М., "Машиностроение" 1969.

О Г Л А В Л Е Н И Е

В в е д е н и е	3
Ча с т ь I. РАСЧЕТ ПРОГРАММНОЙ ТРАЕКТОРИИ МНОГО- СТУПЕНЧАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	4
I. Подготовка исходных данных к расчету траекто- рии	4
I.1. Основные понятия, весовые и проектные параметры многоступенчатой ракеты	4
I.2. Исходные данные для поверочно-проектировоч- ного расчета программной траектории	6
I.3. Расчет потребной конечной скорости запус- ка ЛА	10
I.4. Оценка энергетических возможностей носителя .	12
2. Расчет программной траектории первой ступени но- сителя	18
2.1. Система дифференциальных уравнений движения	18
2.2. Построение программы полета первой ступени ..	19
2.3. Расчет траектории первой ступени на ЭЦВМ	22
3. Расчет оптимальной траектории второй и последую- щих ступеней	23
3.1. Расчет конечных параметров оптимального дви- жения ступени с учетом кривизны Земли	23

3.2.	Определение параметров оптимальной программы угла тангажа второй ступени двухступенчатого носителя	25
3.3.	Определение оптимальной программы угла тангажа второй ступени носителя при запуске БЛА	26
3.4.	Расчет конечных параметров движения	28
4.	Переход от относительного движения к абсолютному ...	30
5.	Определение характеристик орбитального движения ЛА	33
Часть П. РАСЧЕТ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА (РЫСКАНИЯ) НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА		
		34
1.	Подготовка исходных данных к расчету управляемости и устойчивости движения ЛА	35
1.1.	Данные аэродинамического и баллистического расчетов	35
1.2.	Компоновка и приближенные расчеты инерционных характеристик ЛА	39
2.	Расчет и обеспечение управляемости ЛА	43
2.1.	Выбор эффективности органов управления	44
2.2.	Определение максимально допустимой степени статической неустойчивости ЛА и подбор стабилизаторов	47
3.	Расчет и обеспечение устойчивости движения ЛА	48
3.1.	Расчет коэффициентов уравнений возмущенного движения ЛА	49
3.2.	Выбор динамических характеристик рулей и параметров автомата стабилизации центра масс ЛА	51
3.3.	Построение областей устойчивости ЛА по каналу тангажа в параметрах автомата стабилизации	53
3.4.	Дополнительные требования к конструкции ЛА и характеристикам автомата стабилизации	54
Л и т е р а т у р а		55

Виталий Михайлович Белоконев,
Вячеслав Аркадьевич Вьюжанин

РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие для курсового и
дипломного проектирования
по динамике полета

Редактор И. Чулкова
Техн. редактор Н. Каленюк
Корректор Е. Антонова

Подписано в печать 1.XI-79г. ЕО 13933
Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.
Оперативная печать. Усл. п.л. 3,49. Уч.изд-л. 3,0.
Тираж 300 экз. Заказ №5709 Цена 10 коп.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт им. С.П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 15Г.

Областная типография им. В.П. Мяги,
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60.