

Государственный комитет Российской Федерации
по высшему образованию
Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П.Королева

ВНИСЛЕНИЕ ВНУТРЕННИХ УСИЛИЙ
В СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Методические указания
к выполнению курсового проекта

С а м а р а 1994

Составитель доц. В.И.Леонов

УДК 629.7.015

Вычисление внутренних усилий в сечениях корпуса летательного аппарата: Метод. указания к курсовому проекту / Самар. гос. аэрокосм. ун-т; Сост. В.И.Леонов. - Самара, 1994. 28 с.

Приведена методика расчета продольной и поперечной сил и изгибающего момента в поперечном сечении корпуса летательного аппарата, основанная на табличной алгоритмизации. Внутренние силовые факторы вычисляются в так называемых расчетных сечениях.

Предназначены для студентов, выполняющих курсовой проект или работу по курсу "Расчет на прочность летательных аппаратов".

Указания подготовлены на кафедре прочности летательных аппаратов.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева.

Рецензенты: доц. Н.И.Дедов, доц. А.Н.Белков

Настоящие учебно-методические указания по выполнению курсового проекта по расчету летательного аппарата на прочность посвящены вычислению внутренних силовых факторов в поперечном сечении корпуса летательного аппарата. Летательный аппарат рассматривается как балка, нагруженная распределенными и сосредоточенными силами. Излагается методика расчета продольной и перерезывающей сил и изгибающего момента, основанная на табличной алгоритмизации, позволяющей быстро и эффективно проводить расчеты вручную.

Внутренние усилия и моменты в поперечном сечении корпуса летательного аппарата отсчитываются в виде суммы составляющих, обусловленных аэродинамическими и массовыми силами, а также силами гидростатического давления и надува баков и тяги двигателя. Приведены формулы, позволяющие производить контроль правильности вычислений на каждом этапе. Все силовые факторы вычисляются в так называемых расчетных сечениях корпуса. По их значениям строятся эпюры изменения внутренних усилий и моментов по длине корпуса летательного аппарата. Расчетные формулы приводятся без вывода; их вывод можно найти в учебной литературе, список которой представлен в конце. В приложениях приведены геометрические и аэродинамические характеристики некоторых тел вращения, необходимые для проведения расчетов.

I. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РАСЧЕТНЫЙ МОМЕНТ ВРЕМЕНИ

I.1. Масса и угол атаки летательного аппарата

Масса m летательного аппарата в расчетный момент времени t определяется как

$$m = m_0 - t (\dot{m}_{гор} + \dot{m}_{ок}). \quad (I.1)$$

Здесь m_0 - начальная масса летательного аппарата (масса в момент старта); $\dot{m}_{гор} = \left| \frac{dm_{гор}}{dt} \right|$, $\dot{m}_{ок} = \left| \frac{dm_{ок}}{dt} \right|$ - массовый расход горючего и окислителя соответственно.

Угол атаки α (рис. I.1) определяется по формуле

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha. \quad (I.2)$$

Через α_0 обозначен программный угол атаки; $\Delta\alpha$ - попутный угол, возникающий вследствие поперечного порыва ветра:

$$\Delta\alpha = -\frac{u}{V}, \quad (I.3)$$

где V – скорость полета летательного аппарата в данный момент времени; u – скорость ветра.

Ориентировочные значения максимальных скоростей ветра на различных высотах представлены в приложении I. Там же приведены значения плотности воздуха ρ и скорости звука a .

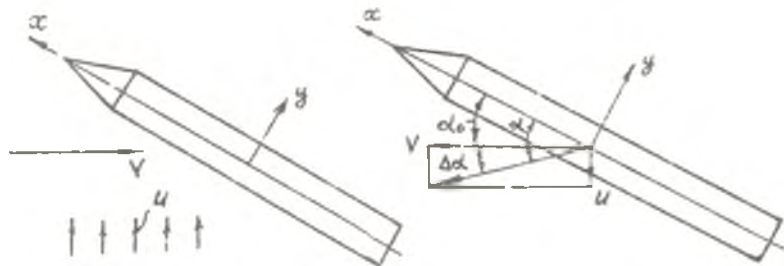


Рис. I.1. Изменение угла атаки при действии на летательный аппарат порыва ветра

I.2. Массовый момент инерции и координаты центра масс летательного аппарата

Расстояние ξ_c от носка до центра масс летательного аппарата (рис. I.2) равно

$$\xi_c = \frac{\sum m_i \xi_i}{m}, \quad (I.4)$$

где $m = \sum m_i$ – масса летательного аппарата; m_i , ξ_i – массы и координаты центров масс отдельных участков и грузов.

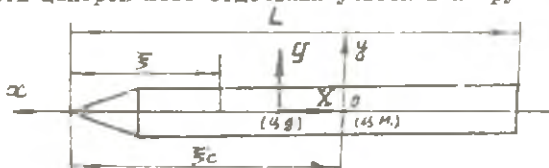


Рис. I.2. Положение центра масс летательного аппарата

Массовый момент инерции J_x летательного аппарата относительно плоскости yz может быть найден так:

$$J = J' - m \xi_c^2, \quad J' = \sum m_i \xi_i^2 + \sum J_i \quad (I.5)$$

Здесь J' - момент инерции летательного аппарата относительно поперечной плоскости, проходящей через носок; J_i - массовый момент инерции отдельного груза или участка корпуса массой m_i относительно поперечной плоскости, проходящей через его собственный центр масс.

Обычно бывает известно расстояние центра масс незаправленного летательного аппарата от носка - ξ_0 , его масса - m_0 и его массовый момент инерции относительно носка J_0' . Поэтому для нахождения ξ_0 и J необходимо учесть массу топлива в баках.

Рассмотрим расчет уровней жидкости в топливных баках. Высота столба жидкости в коническом баке (рис. 1.3, а) может быть определена по формулам

$$H = \frac{r_2 - r_0}{\tan \beta}, \quad r_0 = \sqrt[3]{r_2^3 - \frac{3}{4} V_k \tan \beta},$$

где r_2 - радиус основания бака, β - угол конусности, r_0 - радиус поперечного сечения бака на уровне поверхности топлива, V_k - объем топлива в конической части бака. Если m_T - масса топлива в баке, а V_3 - объем части топлива, заключенного в днище, то

$$V_k = \frac{m_T}{\rho} - V_3, \quad \text{где } \rho - \text{плотность топлива.}$$

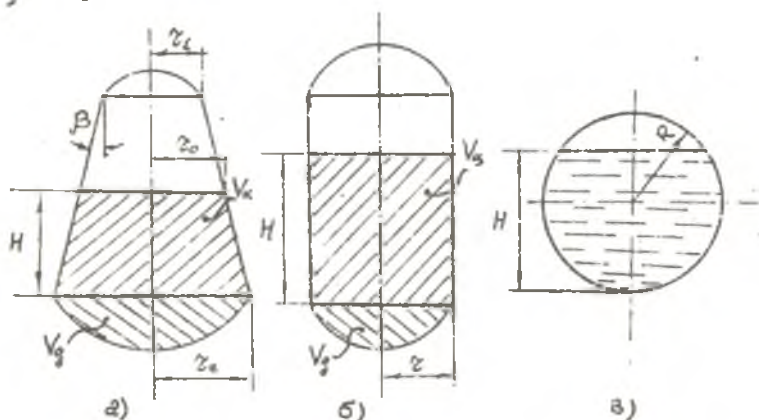


Рис. 1.3. К расчету уровней жидкости в баках

Для цилиндрического бака (рис. 1.3, б)

$$H = \frac{V_k}{\pi r^2},$$

где r - радиус бака, $V_k = \frac{m_T}{\rho} - V_3$ - объем топлива в цилиндрической части.

Параметр $\eta = \frac{H}{R}$, характеризующий высоту столба жидкости в сферическом баке радиуса R (рис. 1.3,в), можно найти по формуле

$$\eta = 1 \pm \cos(60^\circ + \frac{\varphi}{3}).$$

Здесь φ определяется равенством

$$\cos \varphi = \left| \frac{3V}{2\pi R^3} - 1 \right|,$$

где V - объем топлива в баке; знак плюс в формуле берется, если топливо заполняет более половины бака, минус - в противном случае.

Если в баке (рис. 1.4) топливо смывает верхнее совмещенное днище (уровень $a-a$), то для упрощения расчетов можно принять, что поверхность топлива только касается совмещенного днища (уровень $b-b$). Из этого условия определим приведенную плотность топлива

$$\rho' = \frac{m_T}{V_{\Sigma} + V_S}.$$

После расчета уровней топлива необходимо определить положение центров масс отдельных участков топлива (в днищах баков и в самих баках) и вычислить их массовые моменты инерции относительно носка летательного аппарата.

Формулы для определения координат центров масс, объемов и массовых моментов инерции J_i некоторых тел вращения приведены в приложении 2.

В задании на проект в качестве исходных данных указаны положение центра масс и массовый момент инерции летательного аппарата в данный момент времени.

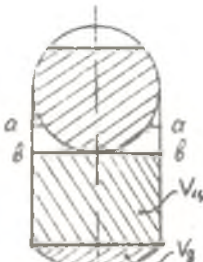


Рис. 1.4. Бак с совмещенным черным днищем

2. ВЫЧИСЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНОЙ СИЛЫ В РАСЧЕТНЫХ СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

2.1. Расчетные сечения

Корпус летательного аппарата рассматривается как балка, нагруженная распределенными и сосредоточенными силами. Для расчета его на прочность необходимо в каждом поперечном сечении знать внутренние силовые факторы - осевую силу N , перерезывающую силу Q и изгибающий момент M . Положительные направления N , Q и M показаны на рис. 2.1. Таким образом, необходимо построить эпюры N , Q и M вдоль корпуса летательного аппарата. Построение

аппарат ведется по так называемым расчетным сечениям. Корпус разбивается ими на определенное количество участков. Соответствующим сечениям присваиваются номера $0, 1, 2, \dots, n$. В качестве расчетных сечений будем принимать:

- сечения, где происходят изменения геометрической формы корпуса летательного аппарата, жесткостных характеристик и т.д.;
- сечения, в которых к корпусу летательного аппарата крепятся грузы, днища баков, двигательные установки и т.д.;
- сечения, совпадающие с уровнем жидкости в несущих топливных баках;
- сечение посередине носового конического участка корпуса летательного аппарата (при вычислении Q и M).

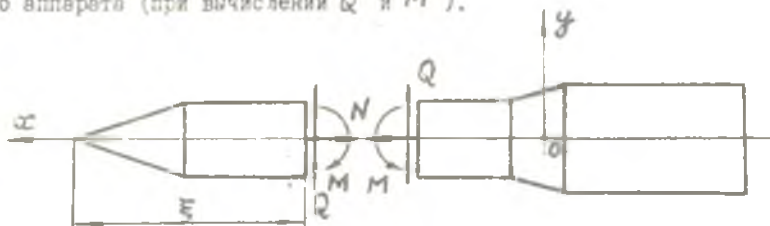


Рис. 2.1. Силовые факторы в сечении корпуса летательного аппарата

Кроме того, если длина участка корпуса между указанными сечениями $l_i > 3d$, то вводится дополнительное расчетное сечение посередине участка. Здесь d - наибольший диаметр корпуса летательного аппарата на рассматриваемом участке.

Для каждого расчетного сечения K необходимо проводить расчеты значений силовых факторов слева (точка K') и справа (точка K'') от сечения. Исключение составляет начальное и конечное сечения.

Значение осевой силы $N(x)$ в произвольном сечении корпуса летательного аппарата будем искать в виде суммы

$$N(x) = N_a(x) + N_m(x) + N_g(x) + N_o(x) + N_p(x) \quad (2.1)$$

Здесь $N_a(x)$ - составляющая осевой силы, обусловленная аэродинамическими силами, действующими на отсеченную часть конструкции;

$N_m(x)$ - величина, характеризующая влияние на осевую силу массы отсеченной части; $N_g(x)$ - величина, учитывающая массу топлива в отсеченной части; $N_o(x)$ - вклад в осевую силу, обусловленный давлением наддува баков; $N_p(x)$ - вклад от тяги двигателя.

Согласно принятому правилу знаков положительная осевая сила N вызывает растягивающие напряжения в сечениях корпуса летательного аппарата.

2.2. Расчет продольных аэродинамических нагрузок и осевых сил $N_a(\xi)$, обусловленных ими

Осевая сила, обусловленная аэродинамическими силами, действующими на отсеченную часть конструкции $N_a(\xi)$, может быть вычислена по формуле

$$N_a(\xi) = - \int_0^{\xi} q_{ax} d\xi, \quad (2.2)$$

где q_{ax} - погонная продольная аэродинамическая нагрузка.

Продольная аэродинамическая сила X определяется как сумма трех составляющих: силы X_p от нормального давления на боковую поверхность аппарата, силы X_f , вызванной поверхностным трением, и, наконец, силы X_{gaw} , определяемой давлением на данный срез корпуса:

$$X = X_p + X_f + X_{gaw}. \quad (2.3)$$

Сила X_p равна

$$X_p = \sum X_{p_i}, \quad (2.4)$$

где через X_{p_i} обозначены значения сил от нормального давления на боковую поверхность отдельных участков корпуса; суммирование осуществляется по всем участкам.

Для некоторых типичных участков корпуса летательного аппарата значения X_{p_i} , а также распределение X_{p_i} по длине q_{axp} представлены в приложении 3. Эти величины вычисляются для всех участков корпуса (столбец 5 в таблице 2.1).

Соппротивление трения X_f определяется как

$$X_f = \alpha X_p, \quad (2.5)$$

где опытный коэффициент α имеет значение порядка 0,2...0,6.

Что касается силы X_{gaw} , обусловленной возникающим разрежением за тупым основанием корпуса летательного аппарата, то мы будем предполагать, что она приложена в крайнем сечении корпуса при $\xi = L$ и приближенно может быть вычислена по формуле

$$X_{gaw} = \kappa (X_p + X_f). \quad (2.6)$$

Здесь коэффициент κ имеет значение порядка 0,15...0,25.

Распределение X_f по длине корпуса приближенно вычисляется по формуле

$$q_{axf} = \frac{X_f}{F} \tau. \quad (2.7)$$

Здесь F - площадь половины продольного сечения летательного аппарата (рис. 2.2), τ - текущий радиус поперечного сечения корпуса.

Результаты расчетов заносятся в столбец 6 таблицы 2.1.

Таблица 2.1
 Вычисление продольной силы в расчетных сечениях корпуса летательного аппарата

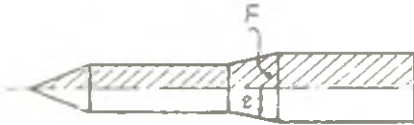
# уч-ств-ствка	Длина уч-ств-ствка	X_{pi}	Расчетное сечение	$Q_{озр}$	Q_{ext}	$-Q_{ax} = -(P_{озр} - Q_{ext})$	$N_0(x)$	Q_m	$\int_0^x Q_m dx$	m_i	$\sum m_i$
I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	II	12
I			0								
			I'								
			I''								
2			2'								
⋮											
2			(I-2)''								
⋮											

		10 + 12	$N_m(x) = -m_x g (m_0 + m_0)$	$P_{ext} =$	$\sum P_{ext}$	$m_x g V^*$	$N_{II}(x) =$	$N_0(x)$	$N_p(x) =$	$N'_{II}(x) =$
		13	I4	I5	16	17	18	19	20	$8 + 14 + 18 + 19 + 20$
I	0									21
2	I'									
	I''									
	2'									

Погонная аэродинамическая нагрузка q_{ax} получается в результате суммирования

$$q_{ax} = q_{axp} + q_{axf}. \quad (2.8)$$

По полученным значениям строится эпюра q_{ax} по длине корпуса летательного аппарата. Интегрирование q_{ax} в соответствии с формулой (2.2) проводится численно по методу трапеций.



Пусть требуется найти интеграл с переменным верхним пределом вида

$$\varphi(\xi) = \int f(\xi) d\xi$$

Если значение интеграла $\varphi(\xi_i) = \varphi_i$ в некоторой точке $\xi = \xi_i$ известно, то по методу трапеций можно найти его величину φ_{i+1} в соседней точке $\xi = \xi_i + \Delta \xi_i$:

$$\varphi_{i+1} = \varphi_i + \Delta \varphi_i, \quad \Delta \varphi_i = \frac{\Delta \xi_i}{2} (f_i + f_{i+1}), \quad (2.9)$$

где f_i и f_{i+1} - значения подынтегральной функции в соответствующих точках.

С учетом специфики разбиения корпуса летательного аппарата по длине расчетными сечениями (рис. 2.3) формулы (2.9) можно записать для i - того участка корпуса в следующем виде:

$$\begin{aligned} \varphi_{i+1}'' &= \varphi_i' \\ \varphi_i' &= \varphi_{i-1}'' + \frac{f_{i-1}' - f_i'}{2} l_i. \end{aligned} \quad (2.10)$$

В формулах (2.10) $\varphi_i' = \varphi(\xi_i')$, $f_i' = f(\xi_i')$ - соответственно значения интеграла и подынтегральной функции в точке слева от сечения i ; $\varphi_i'' = \varphi(\xi_i'')$, $f_i'' = f(\xi_i'')$ - значения интеграла и подынтегральной функции в точке справа от сечения i .

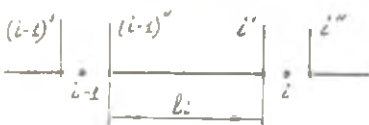


Рис. 2.3. Разбиение корпуса летательного аппарата расчетными сечениями на участки

Численное интегрирование функции q_{ax} в соответствии с (2.2) по формулам (2.10) проводится в столбце 8 таблицы 2.1. По полученным значениям $N_0(\xi)$ строится эпюра и делается проверка для крайнего сечения корпуса, где должно выполняться равенство

$$N_1(L) = X - X_{доп}.$$

Здесь L - длина летательного аппарата.

2.3. Расчет $N_m(\xi)$

Осевая сила, обусловленная действием массы отсеченной части конструкции, находится по формуле

$$N_m(\xi) = -n_x g \left(\int_0^{\xi} q_m d\xi + \sum m_i \right), \quad (2.11)$$

где q_m - погонная масса конструкции; g - ускорение силы тяжести; m_i - масса сосредоточенных грузов. Знак \sum в формуле (2.11) означает суммирование в пределах отсеченной части.

Зная значение α и K , по формуле (2.3) можно подсчитать X и вычислить продольную перегрузку летательного аппарата

$$n_x = \frac{P - X}{mg}, \quad (2.12)$$

где P - тяга двигателя.

В столбце 9 таблицы заносятся заданные значения погонной массы корпуса q_m для всех расчетных сечений. Численное интегрирование этой величины проводится по формулам (2.9) в столбце 10. Значения масс всех грузов, прикрепленных к корпусу, записываются в II столбце.

Если в сечении i к корпусу прикреплен груз, то значение его массы условимся заносить в строку, соответствующую расчетному сечению справа, т.е. есть точки i'' . В столбце 12 производится последовательное подсуммирование величин, содержащихся в столбце 11. В таблице 13 производится сложение содержащихся 10 и 12 столбцов, после чего находится значение $N_m(\xi)$ в соответствии с формулой (2.11). По полученным значениям строится эпюра $N_m(\xi)$ вдоль корпуса и осуществляется проверка

$$N_m(L) = -n_x g m''$$

где m'' - масса незаполненной топливом конструкции летательного аппарата.

2.4. Расчет $N_g(\xi)$

Осевая сила, обусловленная массой топлива в отсеченной части конструкции, вычисляется по формуле

$$N_g(\xi) = \sum P_{gxi} + \int_0^{\xi} q_{gx} d\xi. \quad (2.13)$$

Первое слагаемое в (2.13) представляет собой сумму усилий на отсеченную часть со стороны задних днищ баков, обусловленных давлением столба жидкости и подсчитываемых как

$$P_{gxi} = -n_x g (m_{gi} + m_{si}), \quad (2.14)$$

где m_{gi} - масса топлива в объеме днища бака (рис. 2.4); m_{g_i} - масса топлива в объеме цилиндра с основанием, совпадающим с задним основанием бака, и высотой, равной высоте столба жидкости в пределах обечайки бака. Эти величины подсчитываются для всех баков летательного аппарата и заносятся в столбец 15 таблицы 2.1 на соответствующие места, а в столбце 16 производится последовательное их подсуммирование.



Рис. 2.4. К определению усилия на корпус со стороны заднего днища бака, обусловленного давлением столба жидкости

Второе слагаемое в (2.13) учитывает продольную составляющую от давления жидкости на обечайку в коническом баке; для цилиндрического бака это слагаемое отсутствует.

Эта величина может быть найдена так:

$$\int \rho g_z dV = \rho g_z V^* \quad (2.15)$$

где V^* - фиктивный объем, равный разности объемов цилиндра высотой h с основанием Z и усеченного конуса, ограниченного сечением Z_1 и Z_2 (рис. 2.5). Эти значения вычисляются в расчетных сечениях и заносятся в столбец 17 табл. 2.1.

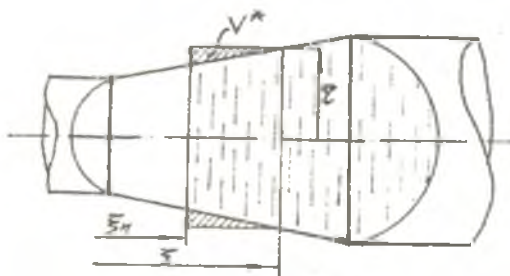


Рис. 2.5. К определению продольной силы от давления жидкости в коническом баке

Складывая в соответствии с (2.13) содержимое 16 и 17 столбцов, получаем значения $N_3(z)$. Далее строим эпюру изменения этой величины по длине корпуса летательного аппарата и осуществляем проверку для крайнего сечения, где должно выполняться соотношение $N_3(z) = -\rho g(m-m')$.

Если в летательном аппарате отсутствуют конические баки, то 17 и 18 столбцы в таблице 2.1 будут отсутствовать, а содержимое 16

столбца и будет являться величиной $N_g(\xi)$.

2.5. Расчет $N_o(\xi)$ и $N_p(\xi)$

Осевая сила, обусловленная давлением наддува баков P_o , в пределах бака может быть вычислена по формуле

$$N_o(\xi) = \pi r^2 P_o, \quad (2.16)$$

где r - текущий радиус поперечного сечения бака.

Значения $N_o(\xi)$ подсчитываются в расчетных сечениях, проходящих через несущие баки, и заносятся в столбец 19 таблицы 2.1, после чего строится эпюра изменения $N_o(\xi)$ вдоль корпуса летательного аппарата.

Осевая сила от тяги двигателя определяется по формуле

$$N_p(\xi) = \sum P \quad (2.17)$$

и заносится в столбец 20 таблицы 2.1. В формуле (2.17) P - тяга двигателя.

Завершающим этапом вычисления продольной силы в расчетных сечениях корпуса летательного аппарата является суммирование согласно (2.1) содержимого 8, 14, 18, 19 и 20 столбцов таблицы 2.1 и построение эпюры $N(\xi)$ вдоль корпуса. Контролем правильности построения эпюры $N(\xi)$ служит условие

$$N(L) = -X_{всч}.$$

3. ВЫЧИСЛЕНИЕ ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩЕЙ СИЛЫ И ИЗГИБАЮЩЕГО МОМЕНТА В РАСЧЕТНЫХ СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

3.1. Нормальная перегрузка в расчетных сечениях корпуса

Для летательного аппарата, имеющего участки различной формы (рис. 3.1), удобно найти сначала нормальные аэродинамические силы, создаваемые на отдельных участках, а результирующую нормальную аэродинамическую силу Y определить как сумму

$$Y = \sum Y_i. \quad (3.1)$$

Координата ξ_o центра давления в этом случае равна

$$\xi_o = \frac{\sum Y_i \xi_i}{Y}. \quad (3.2)$$

Здесь ξ_i - расстояние от носка до точек приложения равнодействующих Y_i отдельных участков; сумма берется по всем участкам. Приближенные формулы для вычисления Y_i и положения центра давления некоторых характерных участков корпуса летательного аппарата приведены в приложении 4. Там же представлено распределение нормальной аэродинамической нагрузки q_{ay} по длине каждого участка.

Для всех участков корпуса подсчитываются величины Y_i , C_i ,

записываются выражения для погонной нормальной нагрузки q_{ay} , и результаты заносятся в таблицу 3.1. Согласно формулам (3.1) и (3.2) находим Y и ξ_a . Нормальную перегрузку в центре масс летательного аппарата подсчитаем по формуле

$$n_y = \frac{P\delta + Y}{mg}, \quad (3.3)$$

где δ - угол между направлением вектора тяги P и осью летательного аппарата (угол отклонения рулей).

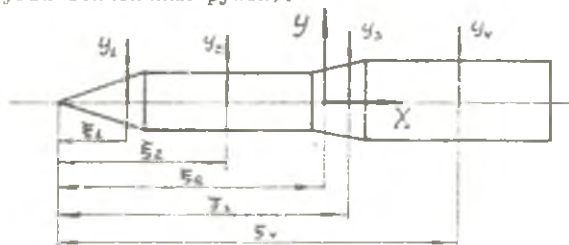


Рис. 3.1. К определению нормальной аэродинамической силы

Угловое ускорение, с которым вращается летательный аппарат, можно подсчитать как

$$\epsilon_2 = \frac{M_2}{J}. \quad (3.4)$$

Момент внешних сил относительно центра масс летательного аппарата M_2 вычисляется по формуле

$$M_2 = Y(\xi_c - \xi_a) + P\delta(\xi_c - \xi_g). \quad (3.5)$$

Здесь ξ_g - расстояние от носка до точки приложения вектора тяги двигательной установки. Условно будем считать в качестве точки приложения вектора тяги центр масс двигательной установки. Угловое ускорение ϵ_2 и момент M_2 положительны в том случае, если их векторы направлены в положительную сторону оси Z , то есть ускорение и момент направлены в сторону увеличения угла атаки (рис. 3.2).

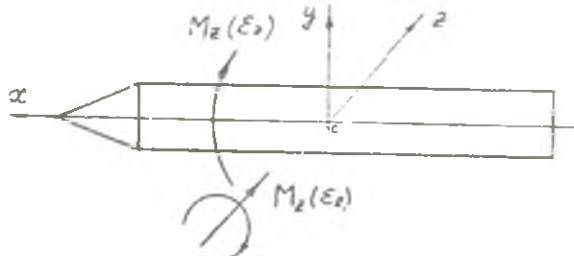
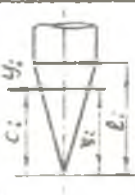




Рис. 3.2. Положительные направления момента внешних сил M_2 и углового ускорения ϵ_2

Таблица 3.1

Нахождение нормальной нагрузки и центра давления летательного аппарата

№ п/п	Форма участка корпуса летательного аппарата	Схема	Значение равнодействующей нормальных сил на участке Y_i	Расстояние от начала участка до центра давления C_i	Расстояние от носка до центра давления участка корпуса Y_i	Выражение для погонной нагрузки q_i на участке
1	Конус		4	5	5	Y_i
2	Цилиндр		4	5	5	$\frac{Y_i}{L_i}$
3	Усеченный конус		4	5	5	$\frac{2Y_i}{2r_1 + r_2}$
∑			∑ Y_i			∑ Y_i

$Y_i = \dots$ $Y_i = \dots$ $Y_i = \dots$

Нормальная перегрузка n_{iy} в произвольном сечении, отстоящем на расстоянии $x_i = \xi_c - \xi_i$ от центра масс летательного аппарата, определяется выражением

$$n_{iy} = n_y + \frac{E_x}{g} x_i. \quad (3.6)$$

3.2. Расчет $Q(\xi)$ и $M(\xi)$

Перерезывающая сила Q считается положительной, если она уравновешивает для отсеченной части конструкции положительную внешнюю нагрузку, т.е. нагрузку, направленную вдоль оси y . Изгибающий момент M считается положительным, если он вызывает растяжение в точках с положительными значениями координаты y . Положительные направления перерезывающей силы изгибающего момента в сечении корпуса показаны на рис. 3.1.

При выполнении проекта студент должен вручную вычислить величины Q и M вплоть до некоторого контрольного сечения, где ЭВМ контролирует правильность расчета. В связи с этим величину перерезывающей силы и изгибающего момента в любом сечении корпуса летательного аппарата удобно представить в следующем виде:

$$Q(\xi) = Q_a(\xi) + Q_{mg}(\xi) \quad (3.7)$$

$$M(\xi) = - \left(\int_0^\xi Q(\xi) d\xi + \sum M_i \right), \quad (3.8)$$

где $Q_a(\xi)$ - перерезывающая сила, обусловленная действием аэродинамической нагрузки; $Q_{mg}(\xi)$ - перерезывающая сила, обусловленная массой конструкции и топлива летательного аппарата.

Сила $Q_a(\xi)$, обусловленная действием аэродинамической нагрузки, подсчитывается как

$$Q_a(\xi) = \int_0^\xi q_{ay} d\xi, \quad (3.9)$$

где q_{ay} - распределенная нормальная аэродинамическая нагрузка.

Вычисление перерезывающих сил и изгибающих моментов в расчетных сечениях корпуса летательного аппарата будем снова производить в табличной форме (табл. 3.2). Во всех расчетных сечениях вычислим значения q_{ay} (столбец 4). Для нахождения $Q_a(\xi)$ согласно (3.9) проведем численное интегрирование по формулам (2.9) и результаты занесем в столбец 5 таблицы 3.2.

Перерезывающая сила, учитывающая массу конструкции и топлива, может быть записана следующим образом:

$$Q_{mg}(\xi) = \int_0^\xi q_g d\xi + \sum P_i, \quad (3.10)$$

где

$$Q = Q_{ny} + Q_{sy}, \quad (3.11)$$

$$P_i = P_{iy} + P_{sy}, \quad (3.12)$$

$$Q_{ny} = -g q_m (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x), \quad Q_{sy} = -g q_s (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x), \quad (3.13)$$

$$P_{iy} = -g m_i (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x_{mi}), \quad P_{sy} = -g m_{g_i} (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x_{g_i}). \quad (3.14)$$

Здесь x_{mi} и x_{g_i} - расстояние от центра масс летательного аппарата до центра масс i -того груза (рис. 3.3) и до центра масс топлива в объеме днища соответственно; q_m и q_s - погонные массы конструкции и топлива ($q_s = \pi r^2 g$); g - плотность топлива; ε - радиус поперечного сечения корпуса летательного аппарата; m_i и m_{g_i} - массы груза и топлива в объеме днища; знак Σ означает суммирование в пределах отсеченной части.

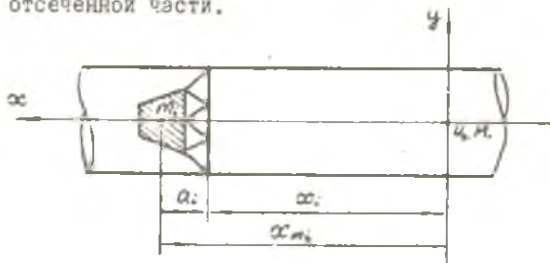


Рис. 3.3. К нахождению $Q(x)$ и $M(x)$

Вычисление $Q(x)$ согласно формулам (3.7) и (3.10) производится в столбцах с 6 по 23 таблицы 3.2.

Далее в соответствии с формулой (3.8) осуществляется численное интегрирование перерезывающей силы Q , результат которого заносится в столбец 24 таблицы 3.2.

Сосредоточенные моменты M_i , фигурирующие в формуле (3.8), запишем как сумму

$$M_i = M_{im} + M_{ig}, \quad (3.15)$$

где

$$M_{im} = -\varepsilon_z J_i - g m_i (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x_{mi}) a_i, \quad (3.16)$$

$$M_{ig} = -\varepsilon_z J_{g_i} + C_i g m_{g_i} (n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x_{g_i}). \quad (3.17)$$

Здесь J_i - массовый момент инерции I - того груза; a_i - расстояние от центра масс груза до плоскости его крепления к корпусу ($a_i > 0$, если центр масс удален от плоскости крепления в положи-

Продолжение таблицы 3.2

$Q_{n-5} = 11 + 21$	$Q_{(1)} = 5 + 22$	$\int_0^1 Q d\xi$	a_i	$15 \cdot 25$	$\Sigma 26$	σ_{y_i}	$-\varepsilon_2 \sigma_{y_i}$	c_i
22	23	24	25	26	27	28	29	30

$- 19 \cdot 30$	$29 + 31$	$\Sigma 32$	$M_{(1)} = 24 \cdot 27 + 33$
31	32	33	34

тельном направлении оси z , см. рис. 3.3); J_{z1} - массовый момент инерции топлива, находящегося в днище, относительно плоскости, проходящей через его центр масс и параллельной плоскости yz ; C_1 - расстояние от центра масс топлива в объеме нижнего днища бака до плоскости крепления его к корпусу.

Следует заметить, что при задании исходных данных для проекта массовые моменты инерции грузов не заданы, поэтому первое слагаемое в (3.16) мы будем полагать равным нулю.

Вычисление изгибающего момента по формулам (3.8), (3.15), (3.16) и (3.17) проводится в столбцах с 24 по 34 таблицы 3.2.

Библиографический список

1. Справочная книга по расчету самолета на прочность/М.Ф. Астахов, А.В. Караваяев и др. М.: Оборонгиз, 1954. 708 с.
2. Ахмедьянов И.С., Савельев Л.М. Нагрузки летательных аппаратов: Учеб. пособие/ Куйб. авиац. ин-т. Самара, 1991. 52 с.
3. Алфутов Н.А., Усъякин В.И. Строительная механика ракет. М.: Высш. школа, 1984. 391 с.
4. Расчет на ЭМ усилий в сечениях корпуса летательного аппарата: Методич. указан./ Сост. Л.М. Савельев; Куйб. авиац. ин-т. Куйбышев, 1989. 32 с.


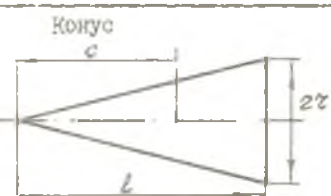

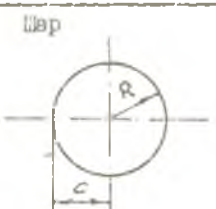
Приложение I

Ориентировочные значения плотности ρ , скорости звука a и максимальной скорости ветра U на различных высотах

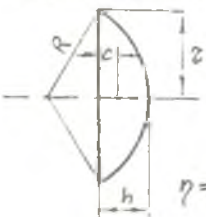
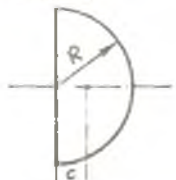

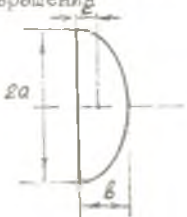
$H, \text{км}$	$\rho, \text{кг м}^{-3}$	$a, \text{сек}^{-1}$	$U, \text{м сек}^{-1}$	$H, \text{км}$	$\rho, \text{кг м}^{-3}$	$a, \text{м-сек}$	$U, \text{м сек}^{-1}$
0	1,23	340	4	11	0,34	299	65
0,2	1,21	339	6	12	0,30	295	60
0,4	1,18	338	8	13	0,25	295	52
0,6	1,16	337	10	14	0,22	295	48
0,8	1,13	336	12	15	0,19	295	40
1,2	1,08	335	13	16	0,16	295	37
1,6	1,04	334	14	17	0,14	295	34
2,0	1,00	332	15	18	0,12	295	32
2,4	0,95	331	16	19	0,10	295	30
2,8	0,91	329	18	20	0,85 10^{-1}	295	28
3,2	0,87	327	20	22	0,62 10^{-1}	295	26
3,6	0,84	326	22	24	0,43 10^{-1}	295	22
4,0	0,80	325	24	26	0,33 10^{-1}	297	24
4,4	0,76	323	26	28	0,24 10^{-1}	300	26
4,8	0,73	322	28	30	0,18 10^{-1}	304	28
5,2	0,71	321	30	35	0,38 10^{-2}	313	40
5,6	0,67	319	32	40	0,26 10^{-2}	321	45
6,0	0,64	317	36	45	0,18 10^{-2}	330	50
6,4	0,61	316	39	50	0,59 10^{-3}	332	54
6,8	0,58	314	43	55	0,45 10^{-3}	330	60
7,2	0,56	313	45	60	0,32 10^{-3}	318	52
7,6	0,53	311	48	65	0,20 10^{-3}	307	48
8,0	0,51	310	52	70	0,59 10^{-4}	295	44
8,4	0,48	308	54	75	0,41 10^{-4}	283	40
8,8	0,46	307	57	80	0,29 10^{-4}	272	36
9,0	0,43	306	60	85	0,12 10^{-4}	272	32
10,0	0,39	302	75	90	0,49 10^{-5}	272	30

Приложение 2

Объемы, координаты центров масс и массовые моменты инерции относительно плоскости, проходящей через центр масс и перпендикулярной к оси вращения, для некоторых тел (m - масса тела)


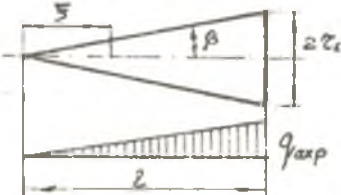
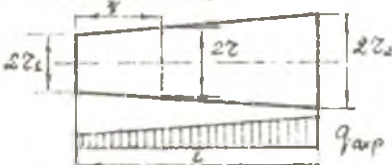
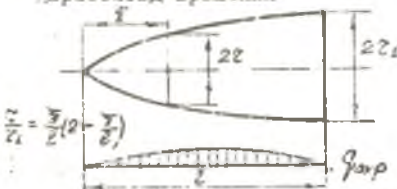
форма тела	Объем V	Координата центра масс C	Массовый момент инерции J
I	2	3	4
<p>Цилиндр</p> 	$\pi r^2 l$	$\frac{l}{2}$	$\frac{m l^2}{12}$
<p>Конус</p> 	$\frac{1}{3} \pi r^2 l$	$\frac{2}{3} l$	$\frac{3}{80} m l^2$
<p>Усеченный конус</p>  <p>$k = \frac{r_1}{r_2}$ $k_0 = 1 - k + k^2$</p>	$\frac{1}{3} \pi r_2^2 l k_0$	$\frac{l(5-2k-k^2)}{4k_0}$	$\frac{3}{80} m l^2 [1 + \frac{k}{k_0} (2 + 5 \frac{k}{k_0})]$
<p>Шар</p> 	$\frac{4}{3} \pi R^3$	R	$\frac{2}{5} m R^2$

Продолжение приложения 2

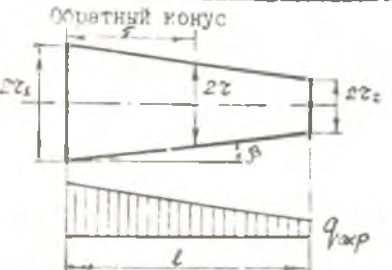
1	2	3	4
<p>Кривой сегмент</p>  <p>$\eta = \frac{h}{R}$</p>	$\frac{\pi h}{6} (3z^2 + h^2)$ <p>или</p> $\frac{\pi h^2 R}{3} (3 - \eta)$	$\frac{h}{2} \frac{2z^2 + h^2}{3z^2 + h^2}$ <p>или</p> $\frac{h}{4} \frac{4 - \eta}{3 - \eta}$	$\frac{1}{80} m h^2 \frac{40 - 24\eta + 3\eta^2}{(3 - \eta)^2}$
<p>Полушар</p> 	$\frac{2}{3} \pi R^3$	$\frac{3}{8} R$	$\frac{19}{320} m R^2$
<p>Эллипсоид вращения</p> 	$\frac{4}{3} \pi a^2 b$	b	$\frac{2}{5} m b^2$
<p>Половина эллипсоида вращения</p> 	$\frac{2}{3} \pi a^2 b$	$\frac{3}{8} b$	$\frac{19}{320} m b^2$

Приложение 3

Продольные аэродинамические силы X_p отдельных участков корпуса летательного аппарата (q - скоростной напор, α - угол атаки)

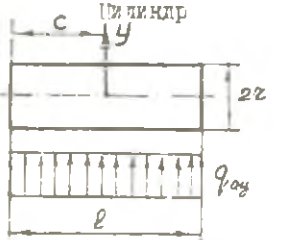
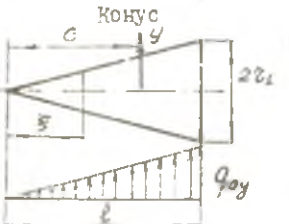
Форма участка	Сила X_p	Погонная нагрузка q_{axp}
I	2	3
<p>Цилиндр</p> 	0	0
<p>Конус</p> 	$(2\beta^2 + \alpha^2) q S_1$ $S_1 = \pi r_1^2$	$\frac{2X_p}{l^2} \frac{2}{3}$
<p>Усеченный конус</p> 	$q(2\beta^2 + \alpha^2)(S_1 - S_2)$ $S_1 = \pi r_1^2$ $S_2 = \pi r_2^2$	$\frac{2X_p}{l} \frac{2}{r_1 + r_2}$
<p>Параболоид вращения</p> 	$(\frac{3}{8} \frac{r^2}{l^2} + \alpha^2) q S_1$ $S_1 = \pi r^2$	$\frac{6X_p}{l} \frac{r}{l} (1 - \frac{l}{l})$

Продолжение приложения 3

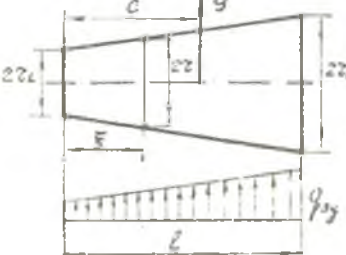
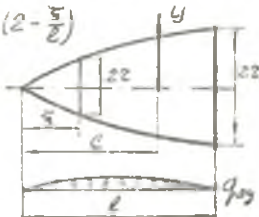
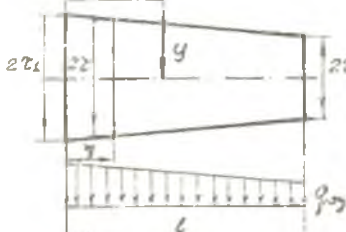
I	2	3
<p>Обратный конус</p> 	$C_{xP} q (S_L - S_2) - \frac{1}{2} C_{xL}$ $C_{xP} = 1,949 \beta^{CP} (0,8 + \frac{1}{M^2})$ <p>У - см. приложение 4</p>	$\frac{2X_P}{L} \frac{z}{z_1 + z_2}$

Приложение 4

Нормальные аэродинамические силы для отдельных участков корпуса летательного аппарата (q - скоростной напор, α - угол атаки)

Форма участка	Нормальная сила У	Расстояние С до центра давления	Погонная нагрузка $q_{0у}$
I	2	3	4
<p>Цилиндр</p> 	$1,5 \alpha^2 2 q S$ $z = \frac{l}{2}$ $S = \pi z^2$	$\frac{l}{2}$	$\frac{q}{2}$
<p>Конус</p> 	$2 q \alpha S_1$ <p>(для $M > 2$)</p> $3 q \alpha S_1$ <p>(для $1 < M \leq 2$)</p> $c = \pi z^2$	$\frac{2}{3} l$	$\frac{2q}{3} \frac{z}{S}$

Продолжение приложения 4

I	2	3	4
<p>Усеченный конус</p> 	$2q\alpha (S_2 - S_1)$ <p>(для $M > 2$)</p> $3q\alpha (S_2 - S_1)$ <p>(для $1 < M \leq 2$)</p> $S_1 = \sqrt{z} z_1^2$ $S_2 = \sqrt{z} z_2^2$	$\frac{l}{3} \left(1 + \frac{z_2}{z_1 + z_2} \right)$	$\frac{24}{l} \frac{z}{z_2 - z_1}$
<p>Параболоид вращения</p> $\frac{z}{z_2} = \frac{y}{l} \left(2 - \frac{y}{l} \right)$ 	$2q\alpha S_2$ <p>(для $M > 2$)</p> $3q\alpha S_2$ <p>(для $1 < M \leq 2$)</p> $S_2 = \sqrt{z} z_2^2$	$\frac{l}{2}$	$\frac{64}{l} \frac{z}{z_2} \left(1 - \frac{z}{z_2} \right)$
<p>Обратный конус</p> 	$0,4q\alpha (S_2 - S_1)$ <p>(для $M > 2$)</p> $0,6q\alpha (S_2 - S_1)$ <p>(для $1 < M \leq 2$)</p> $S_1 = \sqrt{z} z_1^2$ $S_2 = \sqrt{z} z_2^2$	$\frac{l}{3} \left(1 + \frac{z_2}{z_1 + z_2} \right)$	$\frac{24}{l} \frac{z}{z_2 - z_1}$

СО Д Е Р Ж А Н И Е

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РАСЧЕТНЫЙ МОМЕНТ ВРЕМЕНИ	3
1.1. Масса и угол атаки летательного аппарата .	3
1.2. Массовый момент инерции и координаты центра масс летательного аппарата	4
2. ВЫЧИСЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНОЙ СИЛЫ В РАСЧЕТНЫХ СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	6
2.1. Расчетные сечения	6
2.2. Расчет продольных аэродинамических нагрузок и осевых сил $N_x(\tau)$, обусловленных ими ..	8
2.3. Расчет $N_y(\tau)$	II
2.4. Расчет $N_z(\tau)$	II
2.5. Расчет $N_a(\tau)$ и $N_b(\tau)$	13
3. ВЫЧИСЛЕНИЕ ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩЕЙ СИЛЫ И ИЗГИБАЮЩЕГО МОМЕНТА В РАСЧЕТНЫХ СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	13
3.1. Нормальная перегрузка в расчетных сечениях корпуса	13
3.2. Расчет $Q(\tau)$ и $M(\tau)$	16
Библиографический список	20
Приложение I	21
Приложение 2	22
Приложение 3	24
Приложение 4	25

ВЫЧИСЛЕНИЕ ВНУТРЕННИХ УСИЛИЙ
В СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Составитель Л е в и о в Виктор Иванович

Редактор Л.М.К а р п о в а

Подписано в печать 15.06.94. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 1,6.
Усл. кр.-этт. 1,7. Уч.-изд. л. 1,5. Тираж 200 экз.
Арт. С-29мр/94. Заказ 220 .

Самарский государственный аэрокосмический
университет им. академика С.П.Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного аэрокосмического
университета. 443001 Самара, ул.Ульяновская, 18.