

Министерство науки, высшей школы
и технической политики Российской Федерации
Самарский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

НАГРУЖЕНИЕ КОМПЮСА
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Методические указания
к решению задач

Составители: И.С.А х м е д ь я н о в,
В.А.М е х е д а

УДК 629.7.015

Нагружение корпуса летательного аппарата: Метод.
указания к решению задач /Самар.авиаци.ин-т; Сост.
И.С.Ахмедьянов, В.А.Мехеда. Самара, 1992. 32 с.

Приведены основные расчетные формулы для определения нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата и отдельные его части. Сформулированы задачи по определению усилий взаимодействия между грузом и корпусом летательного аппарата, по нахождению внутренних силовых факторов в сечениях корпуса. Даны примеры решения задач.

Предназначены для студентов, изучающих курс "Расчет летательных аппаратов на прочность". Составлены на кафедре прочности летательных аппаратов.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского ордена Трудового Красного Знамени авиационного института имени академика С.П.Королева

Рецензенты: доц. Н.И.Д е д о в, доц. А.Г.П р о х о р о в

Настоящее учебное пособие представляет собой краткий сборник задач по курсу "Расчет летательных аппаратов на прочность". В него включены задачи для самостоятельного решения студентами по двум разделам курса:

1. Усилия взаимодействия между грузом и корпусом летательного аппарата.

2. Определение внутренних силовых факторов в сечениях корпуса летательного аппарата.

В пособии приведены основные расчетные формулы и даны примеры решения задач.

Задачи, помещенные в сборнике, достаточно полно охватывают основные вопросы названных выше разделов курса.

При формулировке задач были использованы методические разработки, выполненные преподавателями кафедры "Прочность летательных аппаратов" Самарского авиационного института Л.М.Савельевым и Б.И.Леоновым.

1. УСИЛИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ ГРУЗОМ И КОРПУСОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

1.1. Предварительные замечания

1.1.1. Во всех приведенных ниже задачах, связанных с определением нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата (ЛА), предполагается, что ЛА совершает криволинейный полет в вертикальной плоскости на не слишком большом удалении от поверхности Земли. Земля рассматривается как инерциальная система координат. Плоскость симметрии аппарата совпадает с плоскостью движения. Сам ЛА считается абсолютно жестким телом.

На рис. 1.1. показана схема летательного аппарата. Оси

x, y, z - оси связанной с ЛА правой системы координат $Oxyz$ (ось z перпендикулярна плоскости симметрии ЛА). Начало координат в центре масс ЛА. Предполагается, что оси x, y и z являются главными центральными осями инерции масс ЛА.

Поперечные размеры ЛА обычно малы по сравнению с его длиной, в силу чего можно принять, что центры масс всех грузов и агрегатов летательного аппарата находятся на оси x .

Пусть x_i - расстояние центра масс груза m_i от центра

масс 0 летательного аппарата. При движении ЛА в вертикальной плоскости проекции на оси x и y силы \vec{P}_i , с которой

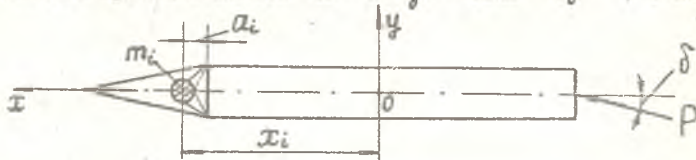


Рис. I.I

масса m_i действует на корпус ЛА, определяются по формулам [1, 2, 3]:

$$P_{ix} = -m_i g \left(n_x - \frac{\omega_z^2}{g} x_i \right), \quad (I.1)$$

$$P_{iy} = -m_i g \left(n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x_i \right). \quad (I.2)$$

Здесь n_x и n_y - продольная и нормальная перегрузки летательного аппарата, ω_z и ε_z - угловая скорость и угловое ускорение вращательного движения ЛА вокруг оси z , $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ - ускорение силы тяжести.

Если угол δ между вектором силы тяги P и осью x мал (рис. I.I), то величины n_x и n_y могут быть найдены из соотношений

$$n_x = \frac{P-X}{mg}, \quad (I.3) \quad n_y = \frac{Y+P\delta}{mg}, \quad (I.4)$$

где X , Y - продольная и нормальная аэродинамические силы всего ЛА, m - масса летательного аппарата.

Угловое ускорение ε_z находится из выражения

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{J_z}. \quad (I.5)$$

Здесь M_z - момент всех внешних сил, действующих на ЛА, относительно оси z , J_z - момент инерции ЛА относительно этой же оси.

При вращении ЛА с угловым ускорением ε_z со стороны массы m_i на корпус ЛА передается момент M_{iz} , равный (рис. I.I)

$$M_{iz} = P_{iy} a_i - \varepsilon_z J_{iz}, \quad (I.6)$$

где J_{iz} - момент инерции массы m_i относительно оси, параллельной оси z летательного аппарата и проходящей через ее центр масс (собственный момент инерции массы m_i).

Силы P_{ix} и P_{iy} считаются положительными, если они действуют в положительных направлениях осей x и y . Моменты M_{iz} , M_{iy} и угловое ускорение ϵ_z положительны в том случае, когда векторы, изображающие эти величины, направлены в ту же сторону, что и ось z .

В формуле (I.6) размер a_i принимается положительным, если центр масс груза m_i располагается впереди плоскости крепления его к корпусу ЛА.

В большинстве практически важных случаев в выражении (I.I) можно пренебречь слагаемым с ω_z^2 и принять

$$P_{ix} = -n_x m_i g. \quad (I.7)$$

I. I. 2. При поступательном движении ЛА с перегрузками n_x и n_y жидкость в топливном баке остается неподвижной по отношению к стенкам бака. Если же ЛА вращается с угловым ускорением ϵ_z , то жидкость приобретает подвижность и будет совершать колебания относительно бака. По этой причине нахождение сил взаимодействия между топливом и баком представляет весьма сложную задачу. Для их приближенного определения обычно полагают жидкость "затвердевшей" и применяют к ней соответствующие формулы, относящиеся к твердому телу той же массы и того же объема. Подвижность жидкости частично учитывается тем, что в качестве собственного момента инерции рассматриваемой массы жидкости берут ее момент инерции только относительно плоскости, перпендикулярной оси x и проходящей через центр масс объема жидкости.

Основываясь на высказанных замечаниях, можно получить следующие формулы для определения нормальной силы P_{ry} и момента M_{pz} , действующих на корпус ЛА со стороны топлива, размещенного в днище (рис. I.2) [3]:

$$P_{ry} = -m_{\text{дн}} g \left(n_y + \frac{\epsilon_z}{g} x_{\text{дн}} \right), \quad (I.8)$$

$$M_{pz} = -P_{ry} c - \epsilon_z J_{\text{дн}}. \quad (I.9)$$

Здесь $m_{\text{дн}}$ - масса топлива в объеме днища, $x_{\text{дн}}$ - расстояние центра масс C этого объема топлива от центра масс ЛА,

C - расстояние точки C от плоскости стыка днища с корпусом ЛА, $J_{дн}$ - собственный массовый момент инерции жидкости в днище.

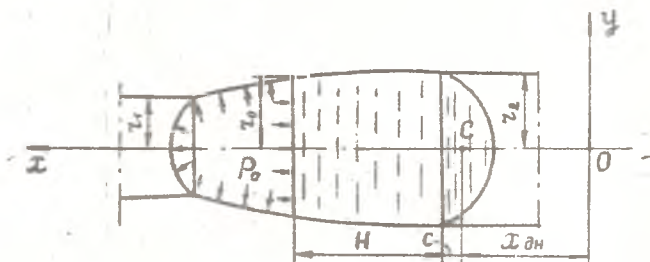


Рис. 1.2

Продольная сила $P_{рx}$, передаваемая на корпус ЛА через днище со стороны всей массы топлива в баковом отсеке, равна [3]

$$P_{рx} = -n_x m_T^* g, \quad (I.10)$$

где

$$m_T^* = m_{дн} + m_{ц}, \quad (I.11)$$

причем $m_{ц}$ - масса топлива в объеме цилиндра с радиусом основания r_2 и высотой H . В случае цилиндрического бака масса m_T^* совпадает с действительной массой топлива, находящегося в баке.

Из-за давления наддува P_0 в баке на нижнее днище действует дополнительная сила P_{0x} , равная (рис. 1.2)

$$P_{0x} = -\pi P_0 r_2^2. \quad (I.12)$$

Суммарная сила $P_{нx}$, действующая на корпус со стороны нижнего днища:

$$P_{нx} = -\pi P_0 r_2^2 - n_x g (m_T^* + m_{ндн}). \quad (I.13)$$

Здесь $m_{ндн}$ - собственная масса нижнего днища.

От верхнего днища на корпус ЛА передается продольная сила $P_{вx}$:

$$P_{вx} = \pi P_0 r_1^2 - n_x m_{вдн} g, \quad (I.14)$$

где $m_{вдн}$ - масса верхнего днища.

1.2. Примеры решения задач

1.2.1. Найти продольные силы, передающиеся на корпус летательного аппарата со стороны груза m_1 , топлива в баках и двигательной установки (рис.1.3), если тяга двигателей $P = 800$ кН, продольная аэродинамическая сила $X = 40$ кН, масса груза $m_1 = 1,2$ т, масса двигательной установки $m_{дв} = 1,5$ т, масса горючего $m_r = 3$ т, масса окислителя $m_{ок} = 4$ т, масса всего летательного аппарата $m = 20$ т. Массой днищ баков пренебречь.

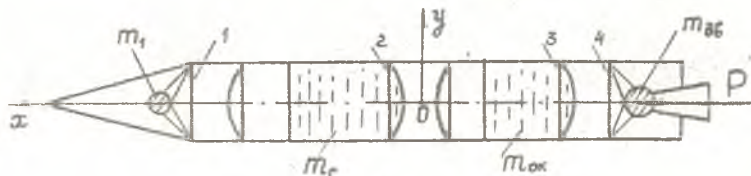


Рис.1.3

Решение. По формуле (1.3) определяем продольную перегрузку для всего ЛА:

$$n_x = \frac{P - X}{mg} = \frac{800 - 40}{20 \cdot 9,81} = 3,87.$$

Далее вычисляем силу P_{1x} , с которой масса m_1 действует на корпус. Согласно (1.7)

$$P_{1x} = -n_x m_1 g = -3,87 \cdot 1,2 \cdot 9,81 = -45,6 \text{ кН.}$$

Сила P_{1x} направлена в сторону, противоположную движению, и передается на корпус ЛА через силовой шпангоут 1, к которому прикреплена масса m_1 .

Масса горючего m_r действует на днище с силой

$$P_{rx} = -n_x m_r g = -3,87 \cdot 3 \cdot 9,81 = -114 \text{ кН.}$$

Эта сила воспринимается днищем бака горючего и от него через шпангоут 2 передается на обшивку корпуса ЛА. Со стороны массы окислителя на корпус будет действовать сила

$$P_{окx} = -n_x m_{ок} g = -3,87 \cdot 4 \cdot 9,81 = -152 \text{ кН.}$$

На силовой штанге 4 от двигателя передается сила

$$P_{\text{шв}_x} = P - n_x m_{\text{шв}} g = 800 - 3,87 \cdot 1,5 \cdot 9,81 = 743 \text{ кН.}$$

1.2.2. Определить силы, передаваемые на корпус ЛА, если его масса $m = 100 \text{ т}$, момент инерции относительно оси z $J_z = 5,76 \cdot 10^6 \text{ кгм}^2$, нормальная аэродинамическая сила $Y = 200 \text{ кН}$, нормальная составляющая тяги двигателей $P_y = 120 \text{ кН}$; сосредоточенные массы и их координаты (рис. I.4): $m_1 = 2,5 \text{ т}$, $m_2 = 0,75 \text{ т}$, $m_{\text{шв}} = 3 \text{ т}$, $a = 1,2 \text{ м}$, $b = 1,8 \text{ м}$, $c = 11,8 \text{ м}$, $d = 10 \text{ м}$, $e = 7 \text{ м}$, $f = 1,1 \text{ м}$. O - центр масс летательного аппарата, A - центр давления. Собственными моментами инерции масс m_1 , m_2 и $m_{\text{шв}}$ пренебречь.

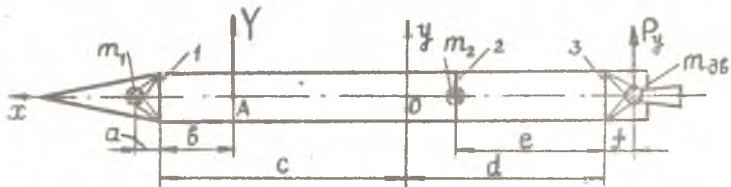


Рис. I.4

Решение. По формуле (I.4) вычисляем нормальную перегрузку n_y в центре масс ЛА:

$$n_y = \frac{Y + P_y}{mg} = \frac{200 + 120}{100 \cdot 9,81} = 0,326.$$

Для определения углового ускорения ϵ_z находим момент M_z внешних сил, действующих на ЛА, относительно оси z :

$$M_z = Y(c-b) - P_y(d+f) = 200 \cdot 10 - 120 \cdot 11,1 = 668 \text{ кНм}$$

При этом, согласно (I.5), угловое ускорение

$$\epsilon_z = \frac{M_z}{J_z} = \frac{668 \cdot 10^3}{5,76 \cdot 10^6} = 0,116 \text{ 1/с}^2.$$

Найдем теперь силу P_{1y} , с которой масса m_1 действует на корпус ЛА:

$$P_{1y} = -n_{1y} m_1 g.$$

Здесь n_{1y} - перегрузка в центре масс груза m_1 :

$$n_{1y} = n_y + \frac{\epsilon_z}{g} x_1$$

В нашем случае $x_1 = a + c = 13 \text{ м}$ и

$$n_{1y} = 0,326 + \frac{0,116}{9,81} \cdot 13 = 0,480.$$

Поэтому

$$P_{1y} = -0,480 \cdot 2,5 \cdot 9,81 = -11,77 \text{ кН}.$$

Сила P_{1y} действует в сторону, противоположную направлению оси y , и передается на корпус ЛА через шпангоут I. Кроме этой силы к корпусу будет приложен еще и сосредоточенный момент M_{1z} , равный, согласно (I.6) (собственным моментом инерции J_{1z} массы m_1 пренебрегаем):

$$M_{1z} = P_{1y} \cdot a = -11,77 \cdot 1,2 = -14,12 \text{ кНм}.$$

От массы m_2 на корпус передается сила

$$P_{2y} = -n_{2y} m_2 g,$$

где

$$n_{2y} = n_y + \frac{\epsilon_z}{g} x_2.$$

Имеем:

$$x_2 = -3 \text{ м}, n_{2y} = 0,326 + \frac{0,116}{9,81} \cdot (-3) = 0,291.$$

$$P_{2y} = -0,291 \cdot 0,75 \cdot 9,81 = -2,141 \text{ кН}.$$

Аналогичным образом найдем силу, с которой в направлении оси y на корпус действует двигательная установка:

$$P_{0cy} = P\delta - (n_{0c})_y m_{0c} g$$

или ($x_{0c} = -11,1 \text{ м}$, $(n_{0c})_y = 0,195$):

$$P_{0cy} = 120 - 0,195 \cdot 3 \cdot 9,81 = 114,3 \text{ кН}.$$

Момент силы P_{0cy} относительно плоскости шпангоута 3

$$M_{10z} = -P_{0cy} \cdot l = -126,7 \text{ кНм}.$$

Схема нагружения корпуса ЛА со стороны масс m_1 , m_2 и двигательной установки показана на рис. 1.5. Здесь же представлено распределение перегрузок $n_y(x)$ по длине корпуса ЛА.

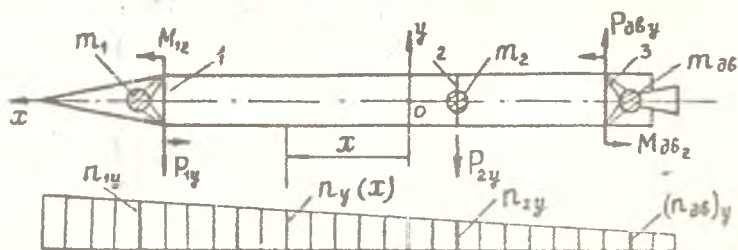


Рис. 1.5

1.2.3. Вычислить силу и момент, действующие на корпус ЛА со стороны массы m_1 , если нормальная перегрузка ЛА $n_y = 0,364$, угловое ускорение $\epsilon_2 = -0,542 \text{ 1/c}^2$; $m_1 = 4240 \text{ кг}$, собственный момент инерции массы m_1 $J_{12} = 3560 \text{ кгм}^2$; $x_1 = 4,2 \text{ м}$, $a_1 = 2,16 \text{ м}$ (рис. 1.6).

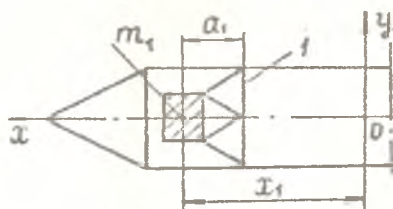


Рис. 1.6

Решение. Сила P_{1y} , с которой масса m_1 действует на корпус ЛА, равна

$$P_{1y} = -n_{1y} m_1 g.$$

Определяем перегрузку n_{1y} в центре масс груза m_1 :

$$n_{1y} = n_y + \frac{\epsilon_2}{g} x_1 = 0,364 + \frac{(-0,542)}{9,81} \cdot 4,2 = 0,132.$$

Тогда

$$P_{1y} = -0,132 \cdot 4,240 \cdot 9,81 = -5,490 \text{ кН}.$$

Далее вычисляем момент M_{12} , с которым масса m_1 действует на корпус ЛА, учитывая при этом собственный момент инерции масс. Согласно (1.6) будет:

$$M_{12} = P_{1y} a_1 - \epsilon_2 J_{12}$$

или

$$M_{1z} = -5490 \cdot 2,16 + 0,542 \cdot 3560 = -9929 \text{ Нм.}$$

1.2.4. Определить нормальную силу и момент, передающиеся на корпус ЛА со стороны топлива в объеме полусферического днища, если известно, что $n_y = 0,362$, $\epsilon_z = 0,256 \text{ 1/с}^2$, радиус днища (и цилиндрической обечайки бака) $R = 1,6 \text{ м}$, плотность топлива $\rho_T = 1140 \text{ кг/м}^3$, $\delta = 2,52 \text{ м}$ (рис. 1.7).

Решение. Для вычисления нормальной силы P_{ry} и момента M_{pz} используем формулы (1.8) и (1.9).

Имеем для полусферического днища радиуса $R = [3,4]$:

$$C = \frac{3}{8}R, \quad m_{\text{дн}} = \frac{2}{3}\pi R^2 \rho_T,$$

$$J_{\text{дн}} = \frac{19}{320} m_{\text{дн}} R^2.$$

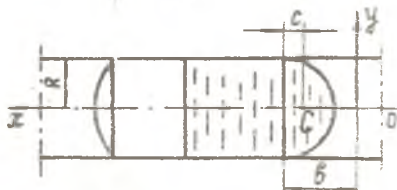


Рис. 1.7

По исходным данным задачи находим:

$$C = 0,6 \text{ м}, \quad m_{\text{дн}} = 9780 \text{ кг}, \quad J_{\text{дн}} = 1487 \text{ кгм}^2,$$

$$n_y + \frac{\epsilon_z}{g} x_{\text{дн}} = 0,362 + \frac{0,256}{9,81} \cdot 1,92 = 0,412.$$

Далее вычисляем:

$$P_{ry} = -0,412 \cdot 9,780 \cdot 9,81 = -39,53 \text{ кН},$$

$$M_{pz} = -(-39,53) \cdot 0,6 - 0,256 \cdot 1,487 = 23,34 \text{ кНм}.$$

1.2.5. Вычислить силу, которая действует на силовой шпангоут 2 со стороны присоединенного к нему эллиптического днища (рис. 1.8).

Исходные данные: $z_1 = 1,2 \text{ м}$, $z_2 = 1,8 \text{ м}$, $\delta = 1,28 \text{ м}$, $H = 3,6 \text{ м}$, $L = 4,8 \text{ м}$, давление наддува $P_a = 0,16 \text{ МПа}$; продольная перегрузка $n_x = 2,88$, плотность топлива $\rho_T = 1140 \text{ кг/м}^3$. Массой днища пренебречь.

Решение. Сила $P_{н1}$, передаваемая со стороны нижнего днища на силовой шпангоут 2, определяется формулой (1.13).

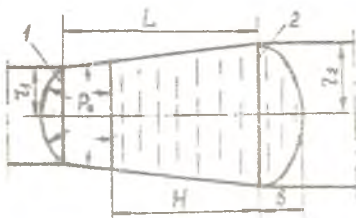


Рис. 1.8

Вычисляем массу топлива в объеме эллиптического днища [3] :

$$m_{0н} = \frac{2}{3} \pi r_2^2 b \rho_T = \frac{2}{3} \cdot \pi \cdot 1,8^2 \cdot 1,28 \cdot 1140 = 9902 \text{ кг.}$$

Масса топлива $m_{ц}$:

$$m_{ц} = \pi r_2^2 H \rho_T = \pi \cdot 1,8^2 \cdot 3,6 \cdot 1140 = 41774 \text{ кг.}$$

Далее находим силу, действующую на днище от давления наддува :

$$P_{0д} = -\pi r_0^2 p_2 = -\pi \cdot 0,16^2 \cdot 1800^2 \cdot 10^{-3} = -1629 \text{ кН.}$$

Наконец, по формуле (I.13) определяем суммарную силу на нижнее днище :

$$P_{нх} = -1629 - 2,88 \cdot 51676 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3} = -3089 \text{ кН.}$$

I.3. Задачи для самостоятельного решения

I.3.1. Найти величины и указать места приложения к корпусу ЛА продольных сил от масс $m_1 = 3 \text{ т}$, $m_2 = 0,5 \text{ т}$ и $m_{дв} = 2 \text{ т}$, если общая масса ЛА $m = 40 \text{ т}$, продольная аэродинамическая сила $X = 36 \text{ кН}$, тяга двигателей $P = 780 \text{ кН}$ (рис. I.9).

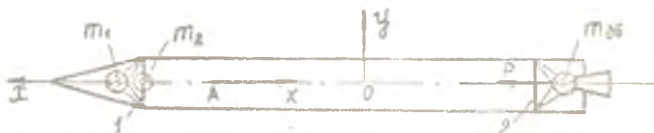


Рис. I.9

I.3.2. Определить силы и моменты, передаваемые на корпус ЛА через силовые шпангоуты 1 и 2 (рис. I.10), при следующих данных :

$$m = 30 \text{ т}, J_x = 2 \cdot 10^5 \text{ кгм}^2, Y = 50 \text{ кН}, X = 60 \text{ кН}, P_y = 40 \text{ кН},$$

$$P_x = 500 \text{ кН}, m_1 = 1,5 \text{ т}, m_2 = 0,5 \text{ т}, m_{дв} = 1,6 \text{ т}; a = 0,9 \text{ м},$$

$$b = 0,8 \text{ м}, c = 9 \text{ м}, d = 6 \text{ м}, e = 4,5 \text{ м}, f = 1,5 \text{ м}.$$

Собственными моментами инерции масс m_1 , m_2 и $m_{дв}$ пренебречь.

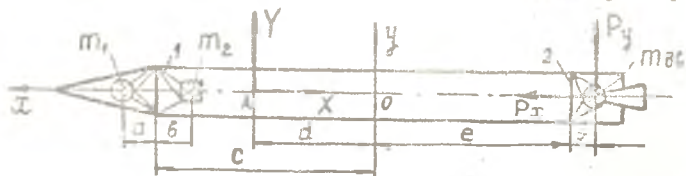


Рис. I.10

1.3.3. Найти нормальную перегрузку n_y в центре масс ЛА и его угловое ускорение ϵ_z , если датчики перегрузки, установленные в точках 1 и 2 оси ЛА (рис. I.11), дали показания:

$n_{1y} = 0,64$, $n_{2y} = 0,12$.
Координаты точек 1 и 2:
 $a_1 = 4$ м, $a_2 = 6$ м.

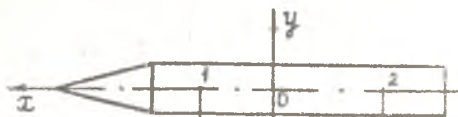


Рис. I.11

1.3.4. На летательный аппарат массой $m = 40$ т действуют силы $Y = -100$ кН и $P_y = 150$ кН. Найти координату x точки на продольной оси ЛА, в которой нормальная перегрузка $n_y(x)$ обращается в нуль, если $J_z = 8,1 \times 10^6$ кгм², $a = 6$ м, $b = 12$ м (рис. I.12).

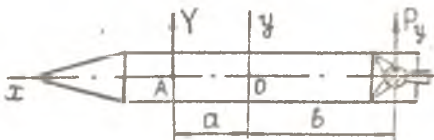


Рис. I.12

1.3.5. Определить силы и моменты, передаваемые на корпус ЛА через шпангоут I, если $m = 600$ т, $J_z = 5,4 \cdot 10^7$ кгм², $X = 400$ кН, $Y = 500$ кН, $P_x = 8000$ кН, $P_y = 800$ кН, $m_1 = 10$ т, $m_2 = 3$ т, $m_3 = 4$ т; $a = 3$ м, $b = 1,8$ м, $c = 17$ м, $d = 10$ м, $e = 15$ м, $f = 2$ м (рис. I.13). Собственными моментами инерции масс m_i ($i = 1, 2, 3$) пренебречь.

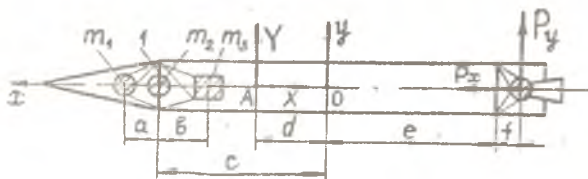


Рис. I.13

1.3.6. Определить продольные силы, которые передаются на корпус ЛА через силовые шпангоуты I и 2, если $m = 36$ т, $m_1 = 2,4$ т, $m_2 = 0,5$ т, $m_{ш} = 1,2$ т, $X = 48$ кН, $P = 724$ кН (рис. I.14).

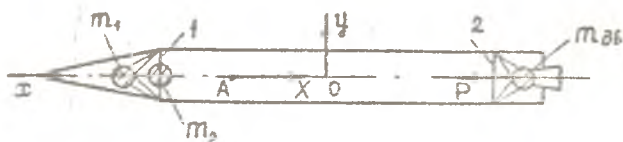


Рис. I.14

1.3.7. Определить нормальные силы и моменты, передаваемые на корпус ЛА через шпангоуты 1 и 2 при следующих данных: $m = 40$ т, $J_A = 2,1 \cdot 10^6$ кгм²; $Y = 20$ кН, $P\delta = 36$ кН, $m_1 = 3$ т, $m_{дв} = 1,8$ т; $a = 10,8$ м, $b = 8,4$ м, $c = 6,4$ м, $d = 1,2$ м (рис. I.15). Собственными моментами инерции масс m_1 и $m_{дв}$ пренебречь.

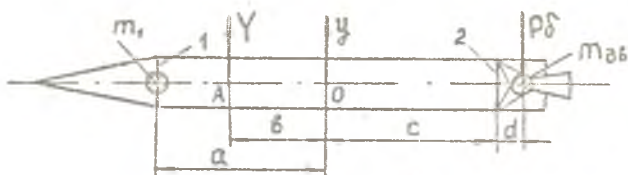


Рис. I.15

1.3.8. Определить силу, которая передается на корпус ЛА через силовой шпангоут 1 в конце 10-й секунды полета. Начальная масса топлива в баке (в момент старта) $m_{т0} = 15$ т. Время работы двигателя $\tau = 100$ с. Тяга двигателей $P = 1600$ кН, давление наддува в баке $P_0 = 0,15$ МПа. Масса двигательной установки $m_{дв} = 2,1$ т. Продольная перегрузка $\Pi_x = 2,4$. Радиус цилиндрической обечайки бака $R = 1,25$ м. Массой днищ пренебречь (рис. I.16).

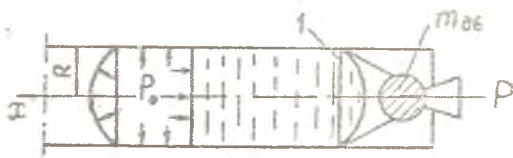


Рис. I.16

1.3.9. Определить нормальные силы и моменты, передаваемые на корпус ЛА со стороны полусферических днищ боковых отсеков, если

масса всего летательного аппарата $m = 100$ т, $Y = 120$ кН, $P_y = 216$ кН; $a = 6$ м, $b = 12$ м, $c = 3$ м, $d = 9,6$ м, $e = 2,4$ м, $f = 1,2$ м, радиусы дна $R = 1,6$ м; момент инерции ЛА $J_x = 3,84 \cdot 10^6$ кгм²; $\rho_{\text{топ}} = 1140$ кг/м³, $\rho_r = 860$ кг/м³ (рис. I.17). Массой дна пренебречь.

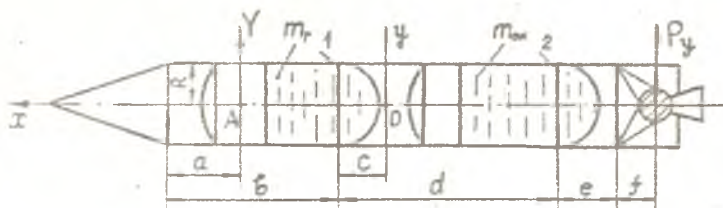


Рис. I.17

I.3.10. Найти нагрузки, передающиеся на силовой шпангоут 2 со стороны нижнего дна топливного бака эллиптической формы (рис. I.18), если $z_1 = 1$ м, $z_2 = 1,6$ м,

$b = 1,2$ м, $L = 3,84$ м, $H = 3,28$ м; давление наддува $P_0 = 0,2$ МПа; плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³.

Угловое ускорение $\epsilon_x = 0$, продольная перегрузка $n_x = 3,12$, нормальная перегрузка $n_y = 0,384$. Расстояние от центра масс топлива в объеме эллиптического дна до плоскости шпангоута

$c = \frac{3}{8} b$. Массой дна пренебречь.

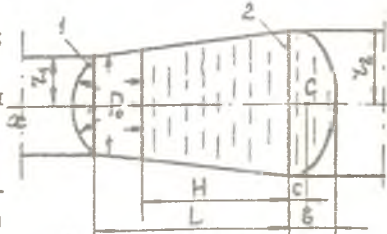


Рис. I.18

Обечайка бака коническая.

I.3.11. Определить силы и моменты, действующие на корпус ЛА со стороны сосредоточенных масс, если $n_x = 1,6$, $n_y = 0,48$,

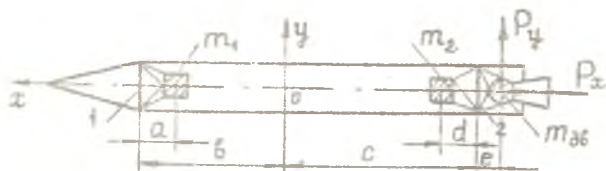


Рис. I.19

$\epsilon_x = -0,24 \text{ I/c}^2$; $m_1 = 3,2 \text{ т}$, $m_2 = 0,6 \text{ т}$, $m_{ог} = 2,1 \text{ т}$; $a = 1,6 \text{ м}$,
 $b = 7,5 \text{ м}$, $c = 9,6 \text{ м}$, $d = 1,2 \text{ м}$, $e = 1,5 \text{ м}$; $P_x = 432 \text{ кН}$,
 $P_y = 28,8 \text{ кН}$ (рис. 1.19).

2. ВНУТРЕННИЕ УСИЛИЯ В СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

2.1. Предварительные замечания

При криволинейном движении ЛА в вертикальной плоскости в его поперечных сечениях возникают внутренние усилия (силовые факторы):

N - осевая сила, Q - перерезывающая сила, M - изгибающий момент. Положительные направления N , Q и M показаны на рис. 2.1.

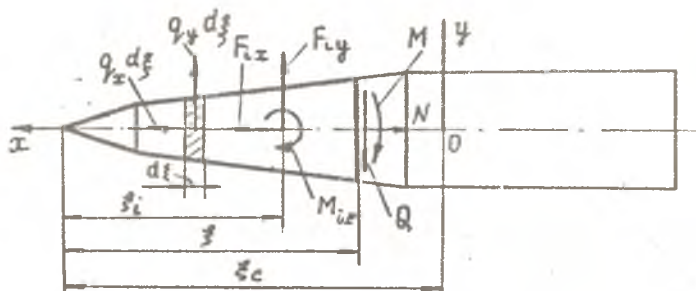


Рис. 2.1

Значения N , Q и M в сечении корпуса ЛА на расстоянии ξ от его носа определяются формулами [3]:

$$N(\xi) = \int_0^{\xi} q_x d\xi + \sum_{i=1}^K F_{ix} \quad (2.1)$$

$$Q(\xi) = \int_0^{\xi} q_y d\xi + \sum_{i=1}^K F_{iy} \quad (2.2)$$

$$M(\xi) = - \int_0^{\xi} Q d\xi - \sum_{i=1}^K M_{ix} \quad (2.3)$$

Здесь q_x и q_y - погонные продольная и нормальная нагрузки, действующие на корпус ЛА, F_{ix} , F_{iy} , M_{ix} - сосредоточенные силы и момент, приложенные к корпусу ЛА в сечении $\xi = \xi_i$, K - число сосредоточенных нагрузок (сил или моментов) на участке корпуса ЛА от его носа до текущего сечения ξ .

Положительные направления величин q_x , q_y , F_{ix} , F_{iy} и M_{ix} изображены на рис. 2.1.

Погонная продольная нагрузка q_x определяется выражением [3]:

$$q_x = q_{ax} + q_{mx} + q_{ox} + q_{px} \quad (2.4)$$

Здесь: $q_{ax}(\xi)$ - погонная продольная аэродинамическая нагрузка;
 $q_{mx}(\xi)$ - погонная продольная массовая нагрузка от собственной массы конструкции ЛА:

$$q_{mx}(\xi) = -n_x g q_m(\xi), \quad (2.5)$$

$q_m(\xi)$ - погонная масса конструкции корпуса ЛА;

$q_{ox}(\xi)$ - погонная продольная нагрузка, обусловленная давлением наддува P_0 в топливном отсеке корпуса ЛА (рис. 2.2):

$$q_{ox}(\xi) = 2\pi r_0 z \operatorname{tg} \beta; \quad z = z(\xi); \quad (2.6)$$

$q_{px}(\xi)$ - погонная продольная нагрузка, вызванная давлением топлива на стенки бака (рис. 2.2):

$$q_{px}(\xi) = 2\pi n_x \rho_f g h z \operatorname{tg} \beta, \quad h = h(\xi). \quad (2.7)$$

Для цилиндрического бакового отсека ($\beta = 0$)

$$q_{ox} = 0, \quad q_{px} = 0.$$

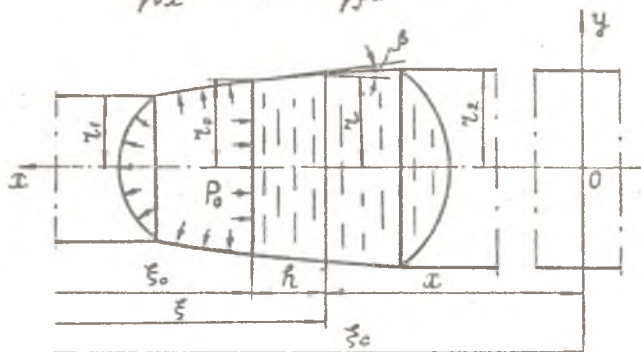


Рис. 2.2

Погонная нормальная нагрузка q_y [3]:

$$q_y = q_{ay} + q_{my} + q_{py}. \quad (2.8)$$

где $q_{ay}(\xi)$ - погонная нормальная аэродинамическая нагрузка;
 $q_{my}(\xi)$ - погонная нормальная массовая нагрузка от собственной массы конструкции ЛА:

$$q_{my}(\xi) = -g q_m(\xi) \left(n_y + \frac{c_x}{g} x \right); \quad (2.9)$$

$q_{py}(\xi)$ - погонная нормальная массовая нагрузка от массы топлива в обечайке бакового отсека ЛА:

$$q_{py}(\xi) = -g q_p(\xi) \left(n_y + \frac{c_x}{g} x \right). \quad (2.10)$$

В формулах (2.9) и (2.10)

$$x = \xi_c - \xi, \quad (2.11)$$

ξ_c - координата центра масс ЛА (рис. 2.1);

$q_p(\xi)$ - погонная масса топлива (рис. 2.2):

$$q_p(\xi) = \pi \rho_T r^2(\xi). \quad (2.12)$$

ρ_T - плотность топлива.

2.2. Примеры решения задач

2.2.1. Определить осевую силу N в сечениях 2 и 3 корпуса ЛА (рис. 2.3), если в сечении 1 $N = N_1 = -800$ кН. Исходные данные: $r_1 = 1,2$ м, $r_2 = 2,4$ м, $R = 3,6$ м, $L = 5$ м, $H = 3,2$ м; продольная перегрузка $n_x = 3,24$; давление наддува в коническом баке $P_0 = 0,16$ МПа, плотность топлива $\rho_T = 860$ кг/м³.

Погонная масса обечайки q_m изменяется вдоль бака по линейному закону: $q_{m_1} = 108$ кг/м, $q_{m_2} = 216$ кг/м.

Массами днищ пренебречь. Аэродинамические силы отсутствуют. Сечение 2 находится непосредственно перед силовым шпангоутом (в баковом отсеке), сечение 3 - сразу после шпангоута в негерметичном отсеке корпуса ЛА.

Решение. Согласно (2.1) осевая сила в сечении 3 будет равна

$$N_3 = N_1 - n_x g (m_{об} + m_T).$$

Здесь $m_{об}$ - масса обечайки бака, m_T - масса топлива во всем баковом отсеке корпуса ЛА. В нашем случае

$$m_{об} = \frac{L}{2} (q_{m_1} + q_{m_2}) = \frac{5}{2} \cdot (108 + 216) = 810 \text{ кг.}$$

Масса топлива

$$m_T = \rho_T (V_1 + V_2)$$

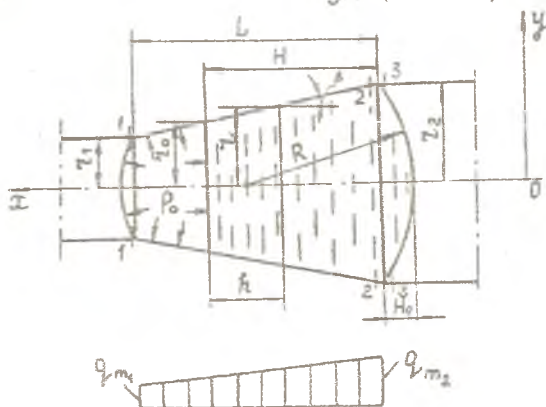


Рис. 2.3

Здесь V_1 - объем усеченного конуса с радиусами оснований r_0 , r_2 и высотой H :

$$V_1 = \frac{\pi H}{3} (r_0^2 + r_0 r_2 + r_2^2)$$

V_2 - объем топлива в сферическом днище (H_0 - высоте днища)

$$V_2 = \frac{1}{3} \pi H_0^2 (3R - H_0)$$

Вычисления дают

$$r_0 = r_2 - \frac{H}{L} (r_2 - r_1) = 1,632 \text{ м, } V_1 = 41,35 \text{ м}^3,$$

$$H_0 = R - \sqrt{R^2 - r_2^2} = 0,917 \text{ м, } V_2 = 8,698 \text{ м}^3,$$

$$V_1 + V_2 = 50,05 \text{ м}^3, \quad m_T = 0,820 \cdot 50,05 = 43,043 \text{ т.}$$

Далее находим

$$N_3 = -800 - 3,24 \cdot 9,81 (0,81 + 43,04) = -2194 \text{ кН.}$$

Теперь, зная осевую силу в сечении 3, легко определить и силу N_2 в сечении 2, учитывая, что

$$N_3 = N_2 - \pi r_0 v_2^2 - n_x m_T^* g.$$

Отсюда

$$N_2 = N_3 + \pi r_0 v_2^2 + n_x m_T^* g.$$

Здесь, согласно (I. II),

$$m_T^* = \rho_T (V_1^* + V_2),$$

V_1^* - объем кругового цилиндра с радиусом основания r_2 и высотой H :

$$V_1^* = \pi r_2^2 H,$$

или, в нашем случае:

$$V_1^* = \pi \cdot 2,4^2 \cdot 3,2 = 57,906 \text{ м}^3.$$

При этом

$$m_T^* = 0,860 \cdot (57,906 + 8,698) = 57,28 \text{ т.}$$

Осевая сила в сечении 2

$$N_2 = -2194 + \pi \cdot 0,16 \cdot 2,4^2 \cdot 10^{6-3} + 3,24 \cdot 57,28 \cdot 9,81 = 2522 \text{ кН.}$$

2.2.2. Построить эпюры Q и M на участке корпуса ЛА между сечениями I и 5 (рис. 2.4).

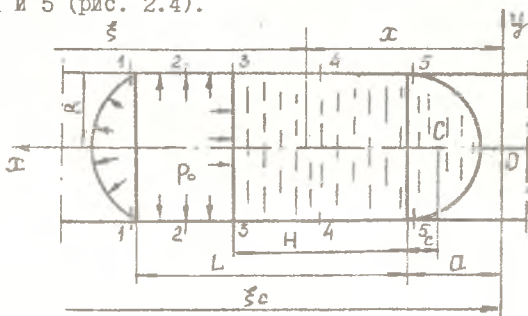


Рис. 2.4

Исходные данные: $R = 1,5 \text{ м}$, $L = 5,6 \text{ м}$, $H = 3,6 \text{ м}$, $a = 2,04 \text{ м}$

$n_y = 0,242$, $\varepsilon_z = 0,364 \text{ I/c}^2$; погонная масса цилиндрической обечайки бака 64 кг/м , плотность топлива $\rho_T = 1140 \text{ кг/м}^3$; перерезывающая сила и изгибающий момент в сечении I: $Q_1 = 192,4 \text{ кН}$, $M_1 = -542,6 \text{ кНм}$. Нижнее днище подусферическое. Сечение 5 располагается непосредственно за силовым шпангоутом. Аэродинамические силы отсутствуют.

Р е ш е н и е. Распределение нормальной перегрузки $n_y(x)$ по длине корпуса ЛА определяется формулой

$$n_y(x) = n_y + \frac{\varepsilon_z}{g} x,$$

или, в нашем случае:

$$n_y(x) = 0,242 + 0,0371 x \quad (в)$$

Сечения 1, 3 и 5 имеют координаты:

$$x_1 = 7,64 \text{ м}, \quad x_3 = 5,64 \text{ м}, \quad x_5 = 2,04 \text{ м}.$$

Сечения 2 и 4 расположим посередине между сечениями 1 и 3 и, соответственно, 3 и 5. Тогда

$$x_2 = 6,64 \text{ м}, \quad x_4 = 3,84 \text{ м}.$$

Согласно (а) нормальные перегрузки в расчетных сечениях будут равны (рис. 2.5, в):

$$n_{1y} = 0,525, \quad n_{2y} = 0,488, \quad n_{3y} = 0,451, \\ n_{4y} = 0,384, \quad n_{5y} = 0,318.$$

Далее по формуле (2.9) находим нормальную нагрузку q_{my} от собственной массы конструкции обечайки (рис. 2.5, в):

$$q_{my1} = -329,9 \text{ Н/м}, \quad q_{my2} = -306,6 \text{ Н/м}, \quad q_{my3} = -283,3 \text{ Н/м}, \\ q_{my4} = -241,4 \text{ Н/м}, \quad q_{my5} = -199,5 \text{ Н/м}.$$

Топливо, находящееся в баке, создает нормальную нагрузку на стенки бака, определяемую выражением (2.10).

Вычисления приведут к следующим значениям q_{py} (рис. 2.5, г):

$$q_{py3} = -35,673 \text{ кН/м}, \quad q_{py4} = -30,393 \text{ кН/м}, \quad q_{py5} = -25,114 \text{ кН/м}.$$

После определения нагрузок q_{my} и q_{py} по (2.8) находим суммарную нормальную нагрузку q_y :

$$q_{y1} = -0,3299 \text{ кН/м}, \quad q_{y2} = -0,3066 \text{ кН/м}, \quad q_{y3} = -0,2833 \text{ кН/м},$$

$$q_{y3}^+ = -35,96 \text{ кН/м}, \quad q_{y4} = -30,63 \text{ кН/м}, \quad q_{y5} = -25,31 \text{ кН/м}.$$

Здесь q_{y3}^- и q_{y3}^+ - величины нагрузок q_y при подходе к сечению 3 слева и справа соответственно.

Располагая значениями нормальной нагрузки q_{η} , можно перейти к определению перерезывающей силы Q в рассматриваемых сечениях корпуса ЛА, используя формулу (2.2):

$$Q(\xi_{i+1}) = Q(\xi_i) + \int_{\xi_i}^{\xi_{i+1}} q_{\eta} d\xi \quad (6)$$

Здесь ξ_i - расстояние i -го сечения от носка ЛА.

Интеграл, входящий в выражение (6), будем вычислять по методу трапеций. Полагая $i = I$, для сечения 2 получим

$$Q_2 = Q(\xi_2) = Q(\xi_1) + \frac{\xi_2 - \xi_1}{2} (q_{\eta 1} + q_{\eta 2})$$

или $(\xi_2 - \xi_1 = X_1 - X_2 = 1 \text{ м}, Q(\xi_1) = 192,4 \text{ кН})$

$$Q_2 = 192,4 + \frac{1}{2} (-0,3299 - 0,3066) = 192,1 \text{ кН.}$$

Далее аналогичным образом находим (рис. 2.5, д)

$$Q_3 = 191,8 \text{ кН}, \quad Q_4 = 131,9 \text{ кН}, \quad Q_5 = 81,51 \text{ кН.}$$

Изгибающие моменты определяем, интегрируя функцию $Q(\xi)$:

$$M(\xi_{i+1}) = M(\xi_i) - \int_{\xi_i}^{\xi_{i+1}} Q(\xi) d\xi. \quad (в)$$

Для $i = I$ будем иметь

$$M_2 = M(\xi_2) = M(\xi_1) - \frac{\xi_2 - \xi_1}{2} (Q_1 + Q_2)$$

или $(M(\xi_1) = M_1 = -542,6 \text{ кНм}):$

$$M_2 = -542,6 - \frac{1}{2} (192,4 + 192,1) = -734,8 \text{ кНм.}$$

Дальнейшие вычисления приведут к следующим значениям $M(\xi_i)$ (рис. 2.5, е):

$$M_3 = -926,8 \text{ кНм}, \quad M_4 = -1218 \text{ кНм},$$

$$M_5 = -1410 \text{ кНм.}$$

Со стороны топлива в сферическом днище на корпус ЛА передаются сила P_{py} и момент $M_{p\pi}$, вычисляемые по формулам (1.8) и (1.9). Используя исходные данные задачи, находим:

$$c = \frac{3}{8} R = 0,5625 \text{ м}, \quad m_{\text{дн}} = \frac{2}{3} \pi R^3 \rho_T = 8058 \text{ кг},$$

$$J_{\text{дн}} = \frac{19}{320} m_{\text{дн}} R^2 = 1077 \text{ кгм}^2.$$

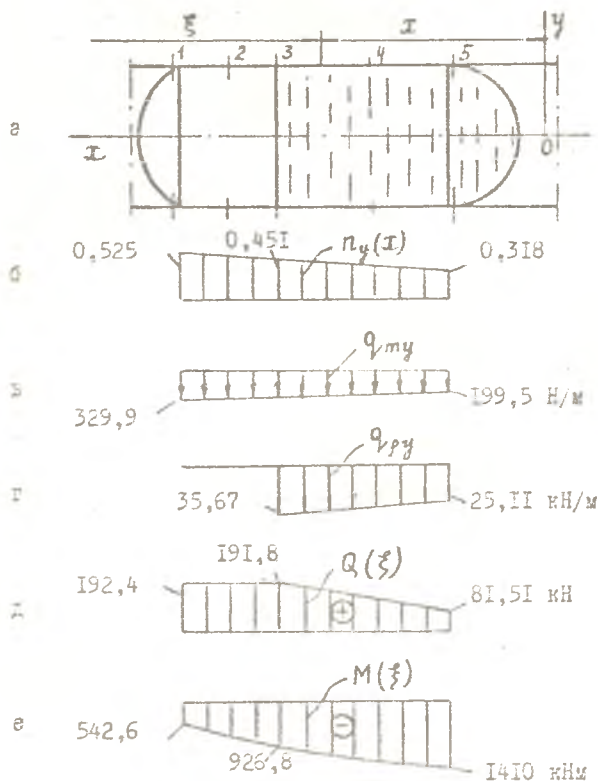


Рис. 2.5

Далее определяем:

$$P_{ry} = -23,46 \text{ кН},$$

$$M_{rx} = 12,8 \text{ кНм}.$$

С учетом силы P_{ry} и момента M_{rx} в сечении 5 непосред-

венно за шпангоутом перерезывающая сила Q и изгибающий момент M будут равны:

$$Q(\xi_5 + 0) = Q(\xi_5 - 0) + P_{xy} = 81,51 - 23,46 = 58,05 \text{ кН.}$$

$$M(\xi_5 + 0) = M(\xi_5 - 0) - M_{\theta x} = -1470 - 12,8 = -1483 \text{ кНм.}$$

2.3. Задачи для самостоятельного решения

2.3.1. Найти величину скачка на эмпре N в сечении I корпуса ЛА, если $m = 64$ т, $P_x = 960$ кН, $X = 32$ кН, масса двигателя $m_{дв} = 0,84$ т (рис. 2.6).

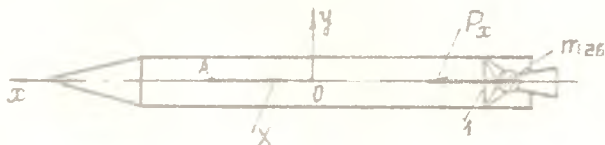


Рис. 2.6

2.3.2. Вычислить величины скачков на эмпре N в сечениях I и 2 корпуса ЛА (рис. 2.7), если продольная перегрузка $\Gamma_{пр} = 2,56$, давление наддува $P_0 = 0,216$ МПа, плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³, $r_1 = 1,2$ м, $r_2 = 1,8$ м, $L = 6$ м, $H = 3,6$ м. Собственной массой днищ пренебречь.



Рис. 2.7

2.3.3. Определить величины скачков на эмпре N в сечении

I и 2 корпуса ЛА (рис. 2.8) при следующих данных: $r_1 = 1,8$ м, $r_2 = 1,2$ м, $L = 7,2$ м, $H = 5,4$ м; продольная перегрузка $n_x = 3,6$, плотность топлива $\rho_T = 860$ кг/м³, давление наддува $P_0 = 0,24$ МПа. Днища бака полусферические. Массой днищ пренебречь.

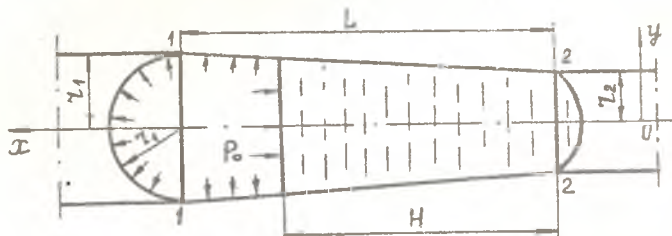


Рис. 2.8

2.3.4. Определить значения осевой силы N в сечениях 2 и 3 корпуса ЛА (рис. 2.9), если в сечении I (до силового шпангоута)

$N = N_1 = -1200$ кН. Исходные данные: $r_1 = 1,5$ м, $r_2 = 2,1$ м, $L = 9,6$ м, $H = 6,4$ м; продольная перегрузка $n_x = 2,24$, давление наддува $P_0 = 0,21$ МПа, $\rho_T = 1140$ кг/м³. Аэродинамические силы отсутствуют.

Погонная масса обечайки бака изменяется по его длине по линейному закону. Нижнее днище полусферическое, его масса

$m_1 = 360$ кг. Массой верхнего днища пренебречь.

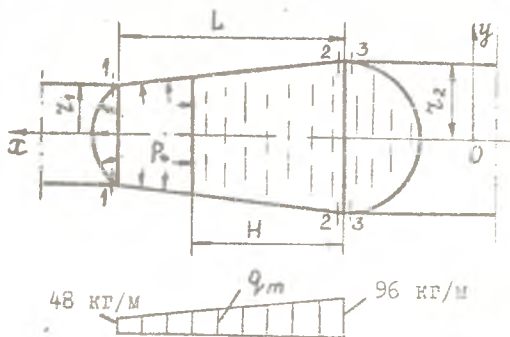


Рис. 2.9

2.3.5. Найти величину скачка на эмпоре N в сечении I корпуса ЛА (рис. 2.10), если $n_x = 3,2$, $P_0 = 0,16$ МПа, $P_1 = 0,12$ МПа, $\rho_T = 1140$ кг/м³, $r_1 = 1,6$ м, $r_2 = 1,2$ м, $L = 6,4$ м, $H = 4,2$ м. Совмещенное днище эллиптической формы высотой $B = 0,9$ м. Массой днища пренебречь.

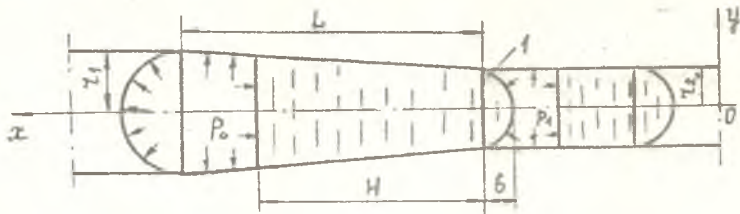


Рис. 2.10

2.3.6. Построить эпюру осевых сил N на участке корпуса ЛА (рис. 2.11) от сечения 1 (до силового шпангоута переднего днища) до сечения 2 (после шпангоута заднего днища), если в сечении 1

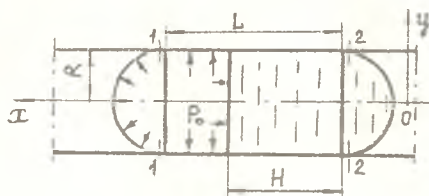


Рис. 2.11

$N = N_1 = -160$ кН, $n_x = 3,2$, $P_0 = 0,12$ МПа, плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³, $L = 6,3$ м, $H = 4,8$ м, $R = 1,2$ м. Днища баков полусферические с массой $m_1 = 120$ кг каждое. Погонная

масса обечайки $q_m = 54$ кг/м. Аэродинамическими силами пренебречь.

2.3.7. Найти величины скачков на эшорах N , Q и M в сечении 1 корпуса ЛА (рис. 2.12), если $m = 60$ т, $n_x = 1,96$, $Y = 90$ кН, $P_y = 136$ кН, $J_z = 2,56 \cdot 10^6$ кгм², $m_1 = 1,8$ т; $a = 1,2$ м, $b = 12,5$ м, $c = 5$ м, $d = 9,6$ м. Собственным моментом инерции массы m_1 пренебречь.

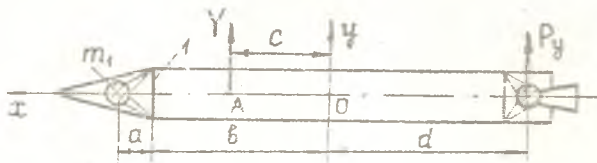


Рис. 2.12

2.3.8. Найти величины скачков на эшорах Q и M в сечении 1 корпуса ЛА (рис. 2.13), если $m = 196$ т, $Y = 480$ кН, $P_y = 256$ кН, $J_z = 8,4 \cdot 10^6$ кгм², $m_1 = 2,4$ т, $m_2 = 1,44$ т; $a = 1,8$ м, $b = 11,8$ м, $c = 10,1$ м, $d = 5,6$ м, $e = 8,4$ м. Собственными моментами инерции масс m_1 и m_2 пренебречь.

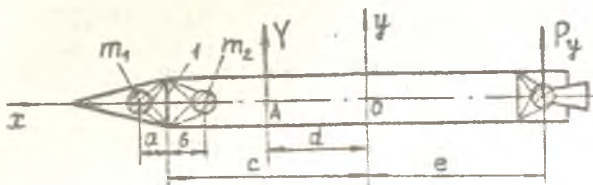


Рис. 2.13

2.3.9. Определить значения Q и M в сечении 2 корпуса ЛА (до силового шпангоута), если в сечении I $Q = Q_1 = -320$ кН, $M = M_1 = 648$ кНм, $n_y = 0,246$, $\epsilon_z = 0$, плотность топлива $\rho_T = 780$ кг/м³; $R = 1,6$ м, $\delta = 3,6$ м, $L = 6,6$ м, $H = 4,2$ м. Погонная масса обечайки $q_m = 108$ кг/м. Аэродинамические силы отсутствуют (рис. 2.14).

2.3.10. По исходным данным задачи 2.3.9. построить эпюры Q и M для корпуса ЛА на участке несущего топливного бака, начиная с сечения I, при дополнительном условии, что ЛА вращается с угловым ускорением $\epsilon_z = -0,362$ 1/с².

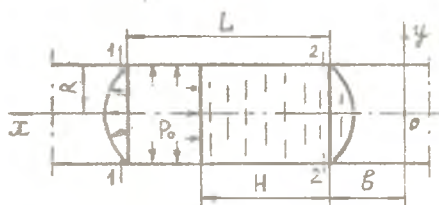


Рис. 2.14

2.3.11. Найти величины скачков на эпюрах Q и M в сечении I (рис. 2.15), если $n_y = 0,422$, $\epsilon_z = 0,256$ 1/с²; плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³, $L = 7,2$ м, $H = 4$ м, $a = 3,2$ м, $r_1 = 1,6$ м, $r_2 = 2,16$ м. Массой дна пренебречь.

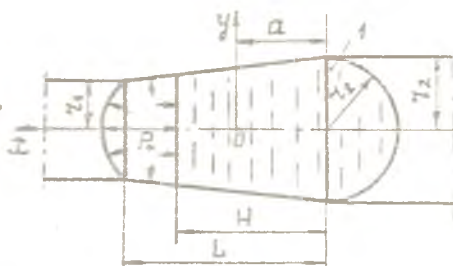


Рис. 2.15

2.3.12. Определить осевые усилия N в сечениях 2, 3 и 4 корпуса ЛА (рис. 2.16), если в сечении I

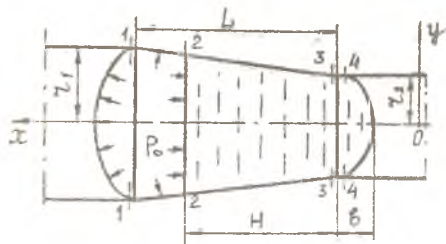


Рис. 2.16

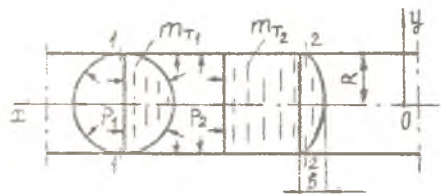


Рис. 2.17

в цилиндрическом баке $m_{T2} = 180$ т; $R = 3$ м, давления наддува $P_1 = 0,24$ МПа, $P_2 = 0,18$ МПа; продольная перегрузка $\Pi_x = 2,7$. Нижнее днище эллиптическое с высотой $\beta = 2,16$ м. Массой конструкции и аэродинамическими силами пренебречь.

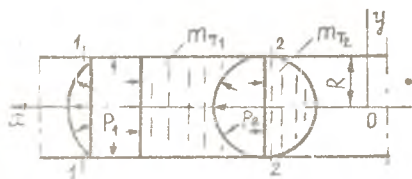


Рис. 2.18

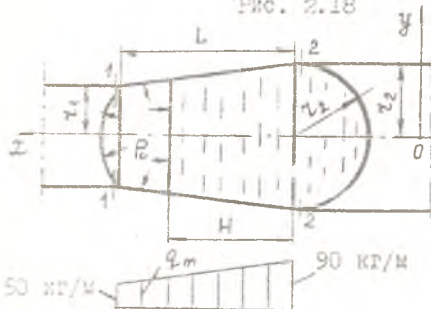


Рис. 2.19

$N = N_1 = -350$ кН, осевая перегрузка $\Pi_x = 1,6$, давление наддува $P_0 = 0,16$ МПа, плотность топлива $\rho_T = 830$ кг/м³, $z_1 = 1,5$ м, $z_2 = 1,08$ м, $L = 8,16$ м, $H = 5,76$ м, $\beta = 0,9$ м. Днища бакового отсека эллиптические. При вычислении осевых усилий N массой конструкции и аэродинамическими силами пренебречь.

2.3.13. Найти осевую силу N_2 в сечении 2 и построить эпюру N на участке корпуса ЛА от сечения 1 (рис. 2.17) до силового шпангоута 2, если $N_1 = -2880$ кН, масса топлива в сферическом баке

$m_{T1} = 64$ т, полная масса топлива

2.3.14. Определить осевую силу N_2 в сечении 2 корпуса ЛА (рис. 2.18), если в сечении 1 $N = N_1 = -280$ кН, продольная перегрузка $\Pi_x = 2,56$; $R = 1,5$ м; давления наддува $P_1 = 0,16$ МПа, $P_2 = 0,24$ МПа; $m_{T1} = 12,4$ т, $m_{T2} = 8,1$ т. Массой конструкции и аэродинамическими силами пренебречь.

2.3.15. Построить эпюру N на участке корпуса ЛА между сечениями 1 и 2 при следующих исходных данных (рис. 2.19): $N_1 = -640$ кН, продольная перегрузка $\Pi_x = 3,2$, давление наддува $P_0 = 0,24$ МПа; плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³; $z_1 = 1$ м, $z_2 = 1,8$ м, $L = 4,2$ м, $H = 3,2$ м.

Погонная масса обечайки изменяется по линейному закону. Масса нижнего полусферического днища $m_1 = 200$ кг. Массой верхнего днища пренебречь. Аэродинамические силы отсутствуют.

2.3.16. Найти величину скачка на эпюре N в сечении I корпуса ЛА (рис. 2.20), если продольная перегрузка $n_x = 3,84$, плотность топлива $\rho_T = 860$ кг/м³, давление наддува $p_0 = 0,21$ МПа, $r_1 = 2,4$ м, $r_2 = 1,2$ м, $L = 6,4$ м, $H = 4,8$ м. Массой днища пренебречь.

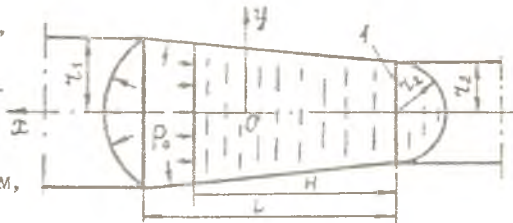


Рис. 2.20

2.3.17. Найти перерезывающую силу Q и изгибающий момент M в сечении 2 корпуса ЛА (рис. 2.21), если в сечении I $Q = Q_1 = 196$ кН, $M = M_1 = -384$ кНм, нормальная перегрузка $n_y = 0,32$ угловое ускорение $\epsilon_z = 0$; плотность топлива $\rho_T = 1140$ кг/м³; $r_1 = 1,2$ м, $r_2 = 1,8$ м, $L = 6,4$ м, $H = 4,5$ м, $a = 2,4$ м.

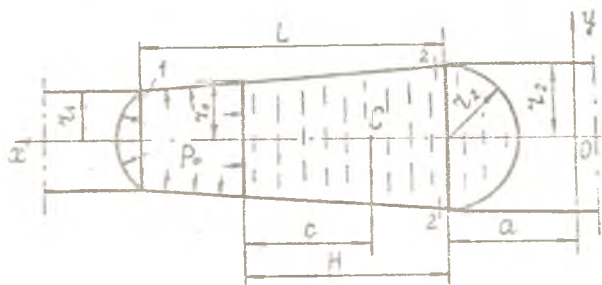


Рис. 2.21

Погонной массой обечайки и аэродинамическими силами пренебречь. На рис. 2.21 точка C - центр масс топлива, заключенного в объеме усеченного конуса высотой H и радиусами оснований r_0 и r_2 . Расстояние c этой точки от верхнего основания конуса определяется формулой [4]:

$$c = \frac{H}{4} \left(2 + \frac{1 - \gamma^2}{1 + \gamma + \gamma^2} \right), \quad \gamma = r_0 / r_2$$

2.3.18. Для летательного аппарата задачи 2.3.17 найти перерезывающую силу и изгибающий момент в сечении 2 при дополнительном

условии, что ЛА вращается с угловым ускорением $\epsilon_z = 0,364 \text{ I/c}^2$.

Момент инерции J_c массы топлива m_T в объеме усеченного конуса высотой H и радиусами оснований r_0 и r_2 относительно плоскости, перпендикулярной оси X и проходящей через точку C , равен [4] :

$$J_c = \frac{3}{80} m_T H^2 (1 + 2\kappa + 5\kappa^2), \quad \kappa = \frac{\gamma}{1 + \gamma + \gamma^2}, \quad \gamma = r_0 / r_2$$

Аэродинамическими силами пренебречь.

2.3.19. По условиям задачи 2.3.18 построить эпюры перерезывающих сил Q и изгибающих моментов M для участка корпуса ЛА между сечениями 1 и 2.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. М.: Высшая школа, 1984. 392 с.
2. Прочность ракетных конструкций / Под ред. В.И. Моссаковского. М.: Высшая школа, 1990. 360 с.
3. Ахмедьянов И.С., Савельев Л.М. Нагрузки летательных аппаратов: Учебное пособие. Изд. второе, переработанное / Самарск. авиац. ин-т, Самара, 1991. 52 с.
4. Савельев Л.М. Расчет на ЭВМ усилий в сечениях корпуса летательного аппарата: Метод. указан. / сост. Л.М.Савельев; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1989. 31 с.

СО Д Е Р Ж А Н И Е

I. УСИЛИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ ТРУЗОМ И КОРПУСОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	3
I.1. Предварительные замечания	3
I.2. Примеры решения задач	7
I.3. Задачи для самостоятельного решения	12
2. ВНУТРЕННИЕ УСИЛИЯ В СЕЧЕНИЯХ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	16
2.1. Предварительные замечания	16
2.2. Примеры решения задач	18
2.3. Задачи для самостоятельного решения	24
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	30

НАГРУЖЕНИЕ КОРПУСА
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Составители: А х м е д њ я н о в Исаак Саидович,
М е х е д а Виллий Андреевич

Редактор Л.М.К а р п о в а

Подписано в печать 23.09.92. Формат 60x34^I/16.
~~Бушете-обертония~~ Печать офсетная. Усл.печ.л. 1,86.
Усл.кр.-отт. 1,92. Уч.-изд.л. 1,45. Тираж 200 экз.
Заказ - 210. Арт. С - 52 /92.

Самарский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королёва.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Участок оперативной полиграфии Самарского авиационного
института. 443001 Самара, ул.Ульяновская, 18.