

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра аэродинамики, конструкций и прочности
летательных аппаратов

В.В. Ефимов, М.Г. Ефимова

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА

Учебно-методическое пособие
по выполнению практических занятий

*для студентов IV курса
направления 25.03.01
всех форм обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2018

УДК 629.7.02(07)
ББК 052-021.1
Е91

Рецензент:

Ципенко В.Г. – д-р техн. наук, проф.

Ефимов В.В.

Е91 Конструкция и прочность самолета [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению практических заданий / В.В. Ефимов, М.Г. Ефимова. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018. – 16 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Конструкция и прочность самолета» по учебному плану для студентов IV курса направления 25.03.01 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 10.04.2018 г. и методического совета 18.04.2018 г.

УДК 629.7.02(07)
ББК 052-021.1

В авторской редакции

Подписано в печать 19.06.2018 г.
Формат 60x84/16 Печ. л. 1 Усл. печ. л. 0,93
Заказ № 331/0604-УМП02 Тираж 80 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2018

Содержание

Введение.....	4
Рекомендуемая литература.....	4
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1 Расчет маневренных перегрузок.....	5
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2 Расчет перегрузок при полете в неспокойном воздухе.....	8
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3 Определение нагрузок, действующих на крыло.....	9
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4 Расчет на прочность силовых элементов крыла.....	11
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5 Определение нагрузок на подвижные части крыла.....	15

Введение

Настоящее пособие издается в соответствии с учебным планом подготовки бакалавров по направлению 25.03.01 – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». Оно содержит в себе задания для выполнения на практических занятиях по дисциплине «Конструкция и прочность самолета», которые призваны помочь закреплению теоретического материала и получению практических навыков по изучаемой дисциплине.

На занятиях каждый студент должен иметь линейку, ластик, карандаш, калькулятор с полным набором функций, листы миллиметровки формата А4.

Отчет по практическому занятию должен быть индивидуальным и аккуратно оформленным. Допускается оформлять отчеты в отдельной тетради. Все записи должны быть выполнены ручкой, а чертежи и графики – только карандашом. В конце каждого отчета по практическому занятию должны стоять дата, фамилия и подпись студента.

Отчет о выполнении практического занятия в конце занятия защищается перед преподавателем, который, в случае успешной защиты, ставит свою подпись. Студенты, пропустившие практическое занятие, в том числе по уважительной причине, должны получить у преподавателя задание для отработки.

Рекомендуемая литература

1. Ефимов В.В., Чернигин К.О. Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 56 с.
2. Ефимов В.В., Ефимова М.Г., Чернигин К.О. Конструкция и прочность самолета. Крыло: учебное пособие. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018. – 76 с.
3. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 2005. – 416 с.: ил.
4. Конструкция и прочность летательных аппаратов гражданской авиации: Учебник для вузов гражданской авиации / М.С. Воскобойник, П.Ф. Максютинский, К.Д. Миртов и др.; Под общ. ред. К.Д. Миртова, Ж.С. Черненко. – М.: Машиностроение, 1991. – 448 с.: ил.
5. Ефимов В.В. Динамика и прочность авиационных конструкций: учебное пособие. Часть I. – М.: МГТУ ГА, 2013. – 70 с.
6. Ефимов В.В. Динамика и прочность авиационных конструкций: учебное пособие. Часть II. – М.: МГТУ ГА, 2014. – 72 с.
7. Феодосьев В.И. Сопrotивление материалов: Учеб. для вузов. – 10-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 592 с.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1

Расчет маневренных перегрузок

Задача 1.1

Д а н о : самолет совершает установившийся прямолинейных полет в горизонтальной плоскости.

Н а й т и : продольную и нормальную перегрузки.

Задача 1.2

Д а н о : самолет совершает перевернутый установившийся прямолинейных полет в горизонтальной плоскости.

Н а й т и : нормальную перегрузку.

Задача 1.3

Д а н о : самолет совершает отвесное пикирование.

Н а й т и : продольную перегрузку при:

- а) установившемся отвесном пикировании;
- б) равенстве тяги двигателей продольной аэродинамической силе.

Задача 1.4

Д а н о : самолет совершает установившийся прямолинейный набор высоты с углом наклона траектории 19° .

Н а й т и : продольную, нормальную и полную перегрузки.

Задача 1.5

Д а н о : самолет входит в пикирование из установившегося горизонтального полета на скорости V , при этом он движется по дуге окружности с радиусом R (таблица 1.1).

Таблица 1.1

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Скорость полета V , км/ч	360	380	400	420
Радиус траектории R , м	500	600	700	800

Н а й т и : нормальную перегрузку в точках 1, 2 (при угле наклона траектории $\theta = 60^{\circ}$) и 3, считая скорость полета неизменной (рис. 1.1).

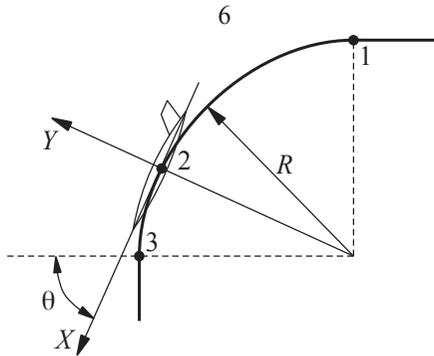


Рис. 1.1. К задаче 1.5

Задача 1.6

Дано: самолет выходит из установившегося отвесного пикирования на скорости V , при этом он движется по дуге окружности с радиусом R (таблица 1.2).

Таблица 1.2

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Скорость полета V , км/ч	720	740	760	780
Радиус траектории R , м	1500	1700	1900	2100

Найти: нормальную перегрузку в точках 1, 2 (при угле наклона траектории $\theta = 45^\circ$) и 3, считая скорость полета неизменной (рис. 1.2).

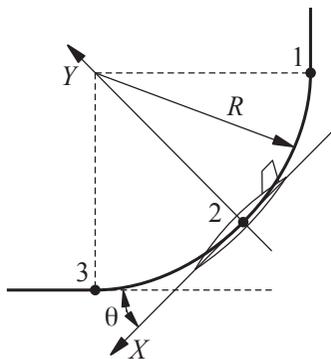


Рис. 1.2. К задаче 1.6

Задача 1.7

Д а н о : самолет совершает правильный вираж.

Н а й т и : нормальную перегрузку, если угол крена составляет:

- а) $\gamma = 0$;
- б) $\gamma = 15^\circ$;
- в) $\gamma = 45^\circ$;
- г) $\gamma = 60^\circ$.

Задача 1.8

Д а н о : самолет совершает правильный вираж, двигаясь по дуге окружности с радиусом R_v на скорости V (таблица 1.3).

Н а й т и : угол крена и нормальную перегрузку.

Таблица 1.3

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Скорость полета V , км/ч	720	760	800	840
Радиус виража R_v , м	2000	2400	2800	3200

Задача 1.9

Д а н о : самолет совершает маневр на высоте H при скорости полета V .
Необходимые исходные данные представлены в таблице 1.4.

Таблица 1.4

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Высота полета H , м	1000	1500	2000	2500
Плотность воздуха на высоте полета ρ , кг/м ³	1,112	1,058	1,006	0,957
Скорость полета V , км/ч	360	400	440	300
Максимальный коэффициент нормальной аэродинамической силы крыла $c_{y \max}$	1,5	1,4	1,3	1,4
Масса самолета m , кг	73500	49400	38000	16000
Площадь крыла $S_{кр}$, м ²	125	90	75	70

Н а й т и : максимальную нормальную перегрузку, которую способен развить самолет при данных условиях.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2

Расчет перегрузок при полете в неспокойном воздухе

Задача 2.1

Д а н о : самолет совершает установившийся горизонтальный прямолинейный полет со скоростью V , на него воздействует встречный горизонтальный порыв ветра со скоростью U (таблица 2.1).

Таблица 2.1

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Скорость полета V , км/ч	850	875	900	925
Скорость порыва U , м/с	8	10	15	17

Н а й т и : нормальную перегрузку при условии, что скорость порыва нарастает мгновенно.

Задача 2.2

Д а н о : самолет совершает установившийся горизонтальный прямолинейный полет со скоростью V на высоте H , на него воздействует вертикальный восходящий порыв ветра со скоростью U . Необходимые исходные данные представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2

Варианты исходных данных

Параметры	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Высота полета H , м	5000	10000	5000	10000
Плотность воздуха на высоте полета ρ , кг/м ³	0,736	0,414	0,736	0,414
Скорость полета V , км/ч	600	900	600	900
Масса самолета m , кг	49000	49000	73500	73500
Площадь крыла S , м ²	90	90	125	125
Размах крыла l , м	28	28	34	34
Производная коэффициента нормальной аэродинамической силы крыла по углу атаки c_y^α	5	5	5,5	5,5
Скорость порыва U , м/с	15	10	15	10

Н а й т и : нормальную перегрузку при условии, что скорость порыва нарастает мгновенно.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3

Определение нагрузок, действующих на крыло

Задача 3.1

Д а н о : параметры самолета и его частей (таблица 3.1, рис. 3.1), эксплуатационная перегрузка $n^2 = 3,8$, коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Таблица 3.1

Варианты исходных данных

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Масса самолета m , кг	73000	49400	38000	16000
Масса конструкции крыла $m_{кр}$, кг	7000	5000	3800	1600
Масса топлива в крыльевых баках m_t , кг	18000	10000	7700	3000
Масса одной опоры шасси $m_{ш}$, кг	700	500	380	160
Масса одного двигателя $m_{дв}$, кг	2010	1800	950	400
Тяга одного двигателя, кгс	10950	7400	5700	2400
Центральная хорда крыла b_0 , м	6	5,2	4,8	4
Концевая хорда крыла b_k , м	3	2,6	2,4	2
Размах крыла l , м	34	28	26	24
Центральная хорда топливного бака $b_{об}$, м	4	3,8	3,4	2,4
Концевая хорда топливного бака $b_{кб}$, м	2	1,8	1,6	1,2
Размах топливного бака $l_б$, м	30	24	22	20
Диаметр фюзеляжа $d_{ф}$, м	4	3,8	3,4	2,4

Продолжение таблицы 3.1

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Положение ц.м. двигателя:				
$a_{дв}$, м	4	3,8	3,4	2,4
$l_{дв}$, м	12	10,6	10	8,8
Плечо тяги $h_{дв}$, м	1	0,8	0,6	0,4
Положение ц.м. шасси:				
$a_{ш}$, м	1	0,8	0,6	0,4
$l_{ш}$, м	8	7,4	7	6

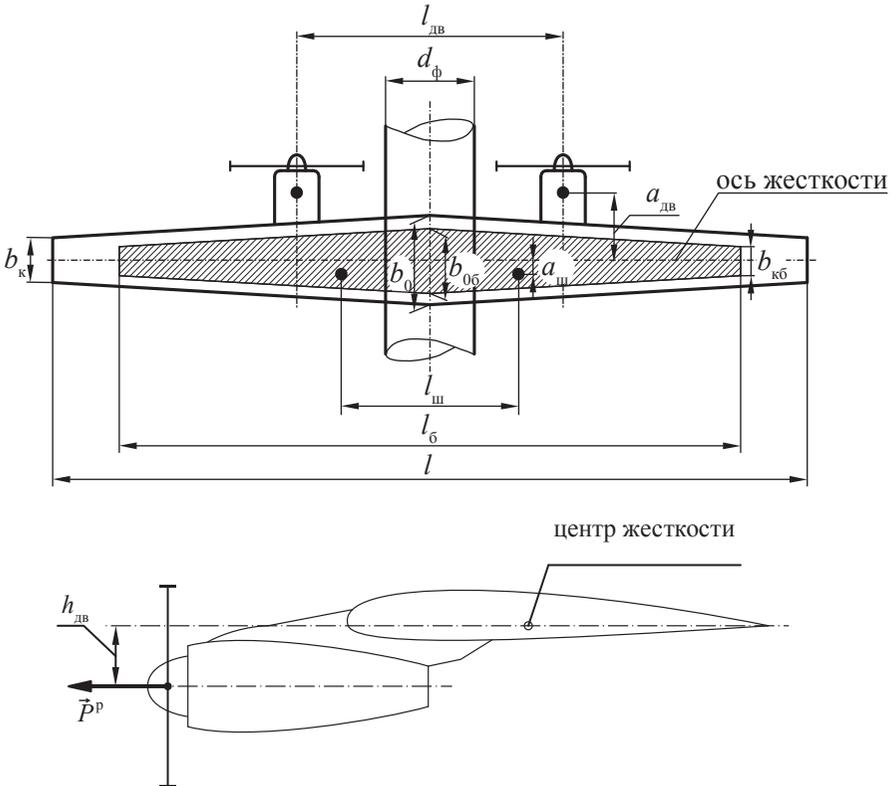


Рис. 3.1. К задаче 3.1

П о с т р о и т ь : эпюры расчетной суммарной погонной нагрузки q_{Σ}^p , расчетной поперечной силы Q_y^p , расчетного изгибающего момента M_x^p , расчетного крутящего момента M_z^p по размаху крыла. Расчеты производить с шагом 2 м. При расчете погонной аэродинамической нагрузки $q_{\text{аэп}}^p$ принять, что коэффициент нормальной аэродинамической силы сечения крыла равен коэффициенту нормальной аэродинамической силы крыла в целом: $c_{y \text{ сеч}} = c_y$. Опоры крыла на фюзеляже считать шарнирными. Координаты центров жесткости $x_{\text{ж}}$, давления $x_{\text{д}}$, массы конструкции крыла $x_{\text{ц.м.к}}$, массы топлива $x_{\text{ц.м.т}}$ от носка текущей хорды $b_{\text{сеч}}$ принять следующими:

$$- x_{\text{ж}} = 0,50 b_{\text{сеч}};$$

$$- x_{\text{д}} = 0,25 b_{\text{сеч}};$$

$$- x_{\text{ц.м.к}} = 0,45 b_{\text{сеч}};$$

$$- x_{\text{ц.м.т}} = 0,40 b_{\text{сеч}}.$$

Текущую хорду определять по формулам:

$$b_{\text{сеч}} = \frac{2(b_0 - b_{\text{к}})}{l} z + b_{\text{к}} - \text{для левого полукрыла},$$

$$b_{\text{сеч}} = -\frac{2(b_0 - b_{\text{к}})}{l} z - b_{\text{к}} + 2b_0 - \text{для правого полукрыла}.$$

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4

Расчет на прочность силовых элементов крыла

Задача 4.1

Д а н о : расчетная схема сечения силовой части крыла (поперечное сечение условно принято прямоугольным) (рис. 4.1) с параметрами и действующими силовыми факторами, представленными в таблице 4.1. На рис. 4.2 показано поперечное сечение стрингера с присоединенной полоской обшивки. Все элементы панели изготовлены из алюминиевого сплава Д16Т, характеристики которого приведены в таблице 4.2.

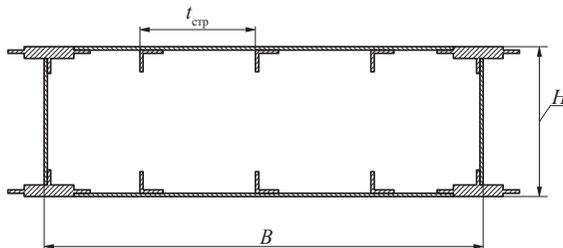


Рис. 4.1. Расчетная схема сечения силовой части крыла (к задаче 4.1)

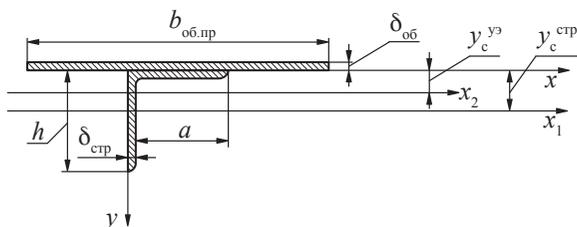


Рис. 4.2. Стрингер с присоединенной полоской обшивки (условный элемент)

Таблица 4.1

Варианты исходных данных

Параметры и силовые факторы	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Изгибающий момент M_x^p , кгс · мм	$1,0 \cdot 10^7$	$1,2 \cdot 10^7$	$1,5 \cdot 10^7$	$1,5 \cdot 10^7$
Крутящий момент M_z^p , кгс · мм	$8,0 \cdot 10^5$	$8,5 \cdot 10^5$	$9,0 \cdot 10^5$	$9,0 \cdot 10^5$
Ширина кессона B , мм	540	600	700	800
Высота кессона H , мм	180	200	220	230
Шаг нервюр t_n , мм	500	500	500	500
Шаг стрингеров $t_{стр}$, мм	135	150	175	200
Толщина обшивки $\delta_{об}$, мм	2	2	2	2
Толщина полок стрингера $\delta_{стр}$, мм	2	2	2,5	3
Ширина полки стрингера h , мм	20	28	28	30
Ширина полки стрингера a , мм	18	26	25,5	27

Таблица 4.2

Характеристики сплава Д16Т

Характеристика	Величина
Предел прочности при растяжении-сжатии σ_b , кгс/мм ²	40
Предел пропорциональности при растяжении-сжатии $\sigma_{пн}$, кгс/мм ²	25
Предел прочности при сдвиге τ_b , кгс/мм ²	28
Предел пропорциональности при сдвиге $\tau_{пн}$, кгс/мм ²	16
Модуль упругости E , кгс/мм ²	7200
Коэффициент Пуассона μ	0,3

Найти: допустимые и действующие напряжения в панели, работающей на сжатие и сдвиг, при условии, что 75% изгибающего момента воспринимают лонжероны крыла. Сделать заключение о прочности панели.

Опиране стрингера на нервюры считать шарнирным.

Геометрические характеристики сечений элементов панели определять по формулам:

$$S_x^{\text{стр}} = \frac{\delta_{\text{стр}}(h^2 + a\delta_{\text{стр}})}{2} - \text{статический момент поперечного сечения стрингера}$$

относительно оси x (рис. 4.2);

$$S_x^{\text{об.пр}} = -\frac{b_{\text{об.пр}}\delta_{\text{об}}^2}{2} - \text{статический момент поперечного сечения приведенной}$$

полоски обшивки относительно оси x (где $b_{\text{об.пр}}$ – приведенная ширина полоски обшивки);

$$S_x^{y_3} = S_x^{\text{стр}} + S_x^{\text{об.пр}} - \text{статический момент поперечного сечения условного эле-}$$

мента относительно оси x ;

$$y_c^{\text{стр}} = \frac{S_x^{\text{стр}}}{F^{\text{стр}}} - \text{координата центра тяжести сечения стрингера относительно}$$

оси x (где $F^{\text{стр}}$ – площадь поперечного сечения стрингера);

$$y_c^{y_3} = \frac{S_x^{y_3}}{F^{y_3}} - \text{координата центра тяжести сечения условного элемента отно-}$$

сительно оси x (где F^{y_3} – площадь поперечного сечения условного элемента);

$$I_x^{\text{стр}} = \frac{\delta_{\text{стр}}(h^3 + a\delta_{\text{стр}}^2)}{3} - \text{момент инерции поперечного сечения стрингера от-}$$

носительно оси Ox ;

$$I_x^{\text{об.пр}} = \frac{b_{\text{об.пр}}\delta_{\text{об}}^3}{3} - \text{момент инерции поперечного сечения приведенной по-}$$

лоски обшивки относительно оси x ;

$$I_{x1}^{\text{стр}} = I_x^{\text{стр}} - 2y_c^{\text{стр}}S_x^{\text{стр}} + (y_c^{\text{стр}})^2F^{\text{стр}} - \text{момент инерции поперечного сечения}$$

стрингера относительно центральной оси x_1 , параллельной оси x ;

$$I_x^{y_3} = I_x^{\text{стр}} + I_x^{\text{об.пр}} - \text{момент инерции поперечного сечения условного элемен-}$$

та относительно оси x ;

$$I_{x2}^{y_3} = I_x^{y_3} - 2y_c^{y_3}S_x^{y_3} + (y_c^{y_3})^2F^{y_3} - \text{момент инерции поперечного сечения услов-}$$

ного элемента относительно центральной оси x_2 , параллельной оси x .

Задача 4.2

Дано: расчетная схема сечения силовой части крыла (рис. 4.3) с параметрами и действующими силовыми факторами, представленными в таблице 4.3.

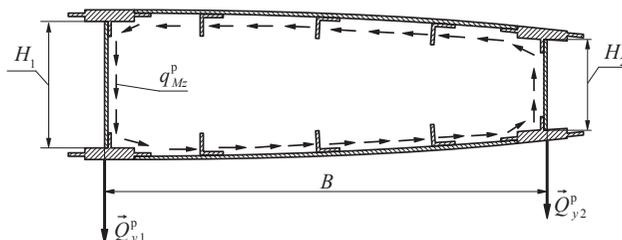


Рис. 4.3. Расчетная схема сечения силовой части крыла (к задаче 4.2)

Таблица 4.3

Варианты исходных данных

Параметры и силовые факторы	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Поперечная сила Q_y^p , кгс	10000	12000	14000	16000
Крутящий момент M_z^p , кгс · мм	$6,0 \cdot 10^6$	$6,5 \cdot 10^6$	$7,0 \cdot 10^6$	$7,5 \cdot 10^6$
Ширина кессона B , мм	600	650	700	750
Высота стенки переднего лонжерона H_1 , мм	180	200	210	220
Высота стенки заднего лонжерона H_2 , мм	160	180	195	200
Шаг нервюр t_n , мм	500	500	500	500
Толщина стенок лонжеронов $\delta_{ст}$, мм	3	3	3	3

Найти: действующие и допустимые напряжения в стенке переднего (первого) лонжерона крыла без стоек и при наличии стоек на стенке лонжерона с шагом $t_{стойк} = 100$ мм. Сделать заключение о прочности стенки в этих двух случаях.

Опираение стенки лонжерона по всем сторонам считать шарнирным.

Поперечную силу Q_y^p распределить между лонжеронами крыла пропорционально их жесткости на изгиб (с целью сокращения расчетов допускается распределить ее пропорционально квадратам высот стенок лонжеронов):

$$Q_{yj}^p = Q_y^p \frac{H_j^2}{\sum_j H_j^2}, \text{ где } j - \text{ порядковый номер лонжерона.}$$

Площадь контура поперечного сечения крыла приближенно определить по формуле:

$$\omega = \frac{H_1 + H_2}{2} B.$$

Задача 4.3

Дано: расчетная схема сечения силовой части крыла (поперечное сечение условно принято прямоугольным) с кронштейном навески элерона (рис. 4.4) с параметрами и действующими силовыми факторами, представленными в таблице 4.4.

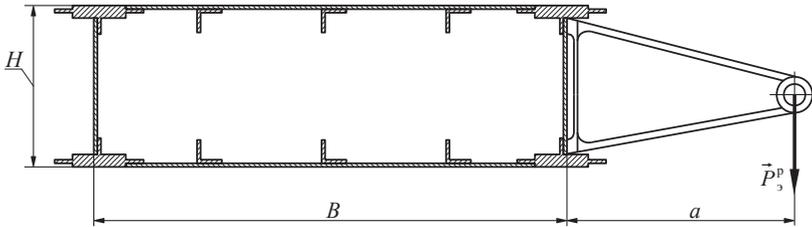


Рис. 4.4. Расчетная схема сечения силовой части крыла (к задаче 4.3)

Таблица 4.4

Варианты исходных данных

Параметры и силовые факторы	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Сила от элерона P_3^p , кгс	350	400	450	500
Ширина кессона B , мм	600	650	700	750
Высота кессона H , мм	180	200	210	220
Длина кронштейна a , мм	500	500	500	500

П о с т р о и т ь : эпюры поперечных сил и изгибающих моментов усиленной нервюры, которая должна быть установлена в данном сечении для восприятия сосредоточенной нагрузки от элерона.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5

Определение нагрузок на подвижные части крыла

Задача 5.1

Дано: на элерон, отклоненный на угол δ , действует распределенная аэродинамическая нагрузка (рис. 5.1). По хорде элерона распределение нагрузки имеет вид трапеции с основаниями Y_1^p и Y_2^p , по размаху элерона нагрузка

распределена равномерно. Необходимые для расчета исходные данные представлены в таблице 5.1.

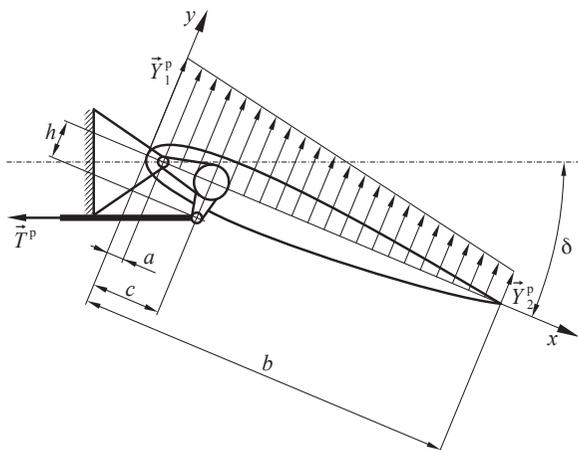


Рис. 5.1. К задаче 5.1

Таблица 5.1

Варианты исходных данных

Параметры и силовые факторы	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Нагрузка Y_1^p , кгс/мм ²	$9,0 \cdot 10^{-4}$	$8,0 \cdot 10^{-4}$	$8,5 \cdot 10^{-4}$	$8,7 \cdot 10^{-4}$
Нагрузка Y_2^p , кгс/мм ²	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$2,5 \cdot 10^{-4}$	$2,8 \cdot 10^{-4}$	$2,9 \cdot 10^{-4}$
Координата узла навески a , мм	90	100	130	110
Хорда элерона b , мм	350	400	600	550
Размах элерона l , мм	1800	2000	3000	2800
Координаты точки крепления тяги: c , мм	120	150	200	300
h , мм	90	100	120	150
Угол отклонения элерона δ , град	30	22	25	20

Найти: расчетную величину силы T^p в тяге проводки управления элероном, необходимую для уравновешивания шарнирного момента, а также суммарную реакцию опор в узлах навески элерона.

Координату точки приложения равнодействующей аэродинамической нагрузки по оси x определить как координату центра тяжести трапеции:

$$x_{\text{цт}} = b - \frac{b(2Y_1^p + Y_2^p)}{3(Y_1^p + Y_2^p)}$$