

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Уфимский государственный авиационный технический университет»**

Кафедра _____ Информатики _____

100	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
90												
80												
70												
60												
50												
40												
30												
20												
10												
0												

ОТЧЕТ

по лабораторной работе №7

«Расчет крыла на статические нагрузки»

по дисциплине **Основы конструкции объектов ОТС**

1306.558708.000 ПЗ

(обозначение документа)

Группа	СТС-407	Фамилия И.О.	Подпись	Дата	Оценка
Студент		Гараев Д.Н.			
Консультант		Минасов Ш. М.			
Принял					

Уфа – 2021 г.

Содержание

ОТЧЕТ	7
Введение.....	3
1 Ход работы.....	5
1.1 Определение максимальной эксплуатационной перегрузки и установление коэффициента безопасности	5
1.2 Определение внешних расчетных нагрузок, действующих на крыло .	6
1.2.1 Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла	7
1.2.2 Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла	8
1.2.3 Определение величин нагрузок от сосредоточенных сил грузов, находящихся в крыле или подвешенных к нему	9
1.2.1 Распределение нагрузок по хорде крыла.....	10
Заключение	15
Список литературы	16

					1306.558708.000 ПЗ		
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата			
Разраб		Гараев Д.Н..			Лабораторная работа №7 «Расчет крыла на статические нагрузки»		
Провер.		Минасов Ш. М.					
Н. контр							
Утв							
						Лит	Лист
							2
						Листов	16
						УГАТУ, СТС-407	

Введение

Целью лабораторной работы является закрепление знаний и приобретение практических навыков расчета на прочность авиационных конструкций.

В рамках данной лабораторной работы необходимо выполнить следующие задачи:

1. Определить максимальную эксплуатационную перегрузку для данного типа самолета и расчетного случая А'. Установить коэффициент безопасности.
2. Определить внешние расчетные нагрузки на крыло $q_{\text{аэр}}^p, q_{\text{кр}}^p, G_{\text{гр}}^p$.
3. Построить эпюры $M_{\text{изг}}^p, M_{\text{кр}}^p, Q_{\text{пр}}^p$.
4. Произвести проверочный расчет заданного сечения крыла: определить нормальные и касательные напряжения в элементах крыла и сравнить их с максимально допустимыми для данных элементов.
5. Получить коэффициент запаса прочности для каждого конструктивного элемента крыла.
6. Произвести проверку расчета касательных напряжений

Исходные данные:

Таблица 1 - Исходные данные

$m_{0,T}$	$\overline{m}_{\text{дв}}$	\overline{m}_m	$\overline{m}_{\text{ш}}$	$n_y^{\text{э}}$	$S_{\text{кр}}, \text{м}^2$	$l, \text{м}$	$D_{\text{ф}}, \text{м}$	$b_0, \text{м}$	$b_{\text{кр}}, \text{м}$
18	0,10	0,26	0,5	3	60	20,50	2,0	4,35	1,24
$\overline{b}_{\text{дв}}, \%$	$\overline{b}_{\text{ш}}, \%$	$\overline{b}_{\text{пред}}, \%$	$\overline{b}_{\text{элэр}}, \%$	$\overline{b}_{\text{ок}}, \%$	$\overline{b}_{\text{закр}}, \%$	ψ	α		
80	75	6,0	25	23	25	-2	+2		

Форма профиля несущей поверхности (в % от хорды).

Таблица 2 - Данные несимметричного профиля 2312

\bar{x}	2,5	10	15	20	30	40	50	70	100
\bar{y}_e	3,11	5,86	6,89	7,54	8,00	7,77	7,14	5,02	0
\bar{y}_n	3,16	3,52	3,82	3,82	4,00	3,84	3,45	2,31	0

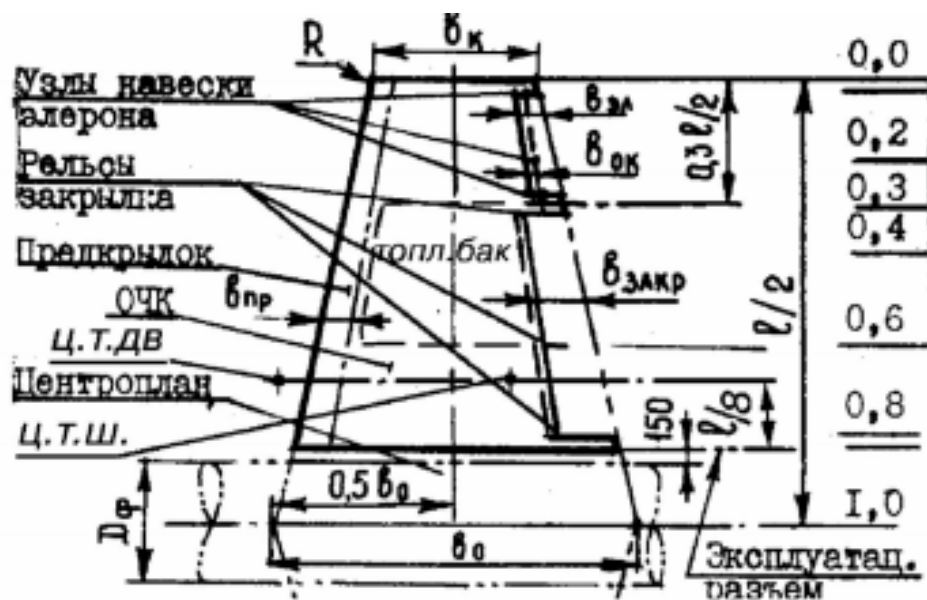


Рисунок 1 - Консоль (очк) крыла административного самолета

1 Ход работы

1.1 Определение максимальной эксплуатационной перегрузки и установление коэффициента безопасности

Все самолеты в зависимости от полетной массы и скорости полета могут быть разбиты на три класса.

Класса А – маневренные самолеты.

Класс Б – ограниченно маневренные самолеты.

Класс В – неманевренные самолеты.

Для каждого типа самолета в зависимости от полетной массы G и максимального скоростного напора q_{\max} задается величина максимальной эксплуатационной перегрузки n'_{\max} .

Следовательно: n'_{\max}

где G - полетная масса самолета;

$q \frac{\rho \cdot V_{\max}^2}{2}$ максимальный скоростной напор при горизонтальном полете.

Величины эксплуатационных перегрузок для каждого типа самолета задаются «Нормами прочности».

Для ориентировочного выбора эксплуатационных перегрузок n'_{\max} пассажирских и учебных тренировочных самолетов применяют таблицу эксплуатационные перегрузки.

Таблица 3 - Эксплуатационные перегрузки

Тип самолета	n'_{\max}
Легкий учебный тренировочный самолет	8...9
Легкий скоростной пассажирский самолет	4...6
Средний пассажирский самолет	3...4
Тяжелый пассажирский самолет	2...3

В данной задаче $n'_{\max} = 3$.

Коэффициент безопасности показывает, во сколько раз разрушающая нагрузка больше максимально возможной эксплуатационной нагрузки, действующей на самолет:

$$f = \frac{P_p}{P_{\max}^{\text{э}} \frac{Y_{\text{разр}}}{Y_{\max}^{\text{э}}}}$$

$$P_{\text{разр}} = P_{\max}^{\text{эразр}^{\text{эmax}}}$$

где $P_{\text{разр}}$ – разрушающая (расчетная) нагрузка; $P_{\max}^{\text{э}}$ – максимально возможная эксплуатационная нагрузка; f – коэффициент безопасности.

Опыт эксплуатации самолетов и вышесказанное говорит о том, что коэффициент безопасности f следует выбирать в пределах 1,5...2,0. Если внешняя нагрузка, действующая на самолет, часто повторяется и действует продолжительное время, то $f = 2,0$. Если нагрузка повторяется часто, но действует кратковременно, то $f = 1,65...1,8$. Если нагрузка возникает редко и действует кратковременно, то $f = 1,5$.

Для расчетного случая А' принято брать $f = 1,5$.

Таким образом, мы определили максимальную эксплуатационную перегрузку $n_{\text{эmax}}^{\text{э}} = 3$ и установили коэффициент безопасности $f = 1,5$.

1.2 Определение внешних расчетных нагрузок, действующих на крыло

На крыло самолета действуют следующие нагрузки:

- аэродинамические распределенные нагрузки $q_{\text{аэр}}^{\text{р}}$;
- массовые распределенные нагрузки от собственного веса крыла $q_{\text{кр}}^{\text{р}}$ и веса топливных баков $q_{\text{т}}^{\text{р}}$, расположенных в крыле;
- силы от веса грузов, находящихся внутри или вне крыла $G_{\text{гр}}^{\text{р}}$.

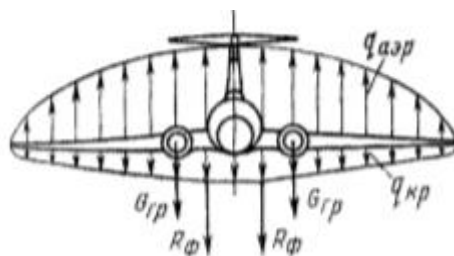


Рисунок 2 - Внешние нагрузки, действующие на крыло

Для расчета на прочность необходимо определить величину этих нагрузок, характер распределения их по размаху крыла, место приложения по хорде крыла и направление их действия.

1.2.1 Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

Аэродинамическая погонная нагрузка по размаху плоского крыла распределяется пропорционально относительной циркуляции прямого крыла:

$$q_{aэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot \bar{\Gamma}_{np},$$

где L – размах крыла, $\bar{\Gamma}_{np}$ – циркуляция прямого крыла.

$\bar{\Gamma}_{np}$ выбирается в зависимости от удлинения λ и сужения η крыла:

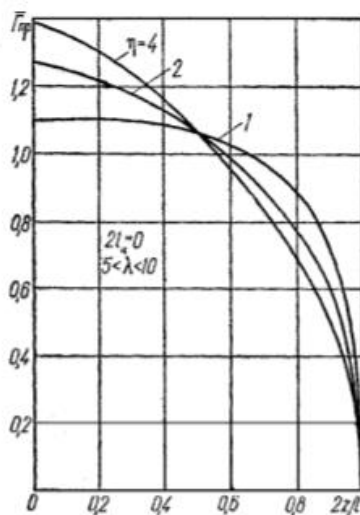


Рисунок 3 - Зависимость относительной циркуляции

Если крыло стреловидное, необходимо учитывать влияние стреловидности на распределение аэродинамической нагрузки по размаху:

$$q_{aэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot (\bar{\Gamma}_{np} + \Delta \bar{\Gamma}_{стр}),$$

$$\Delta \bar{\Gamma}_{стр} = \Delta \bar{\Gamma}_{45^\circ} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ}$$

где $\Delta \bar{\Gamma}_{45^\circ}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности $\chi = 45^\circ$ ().

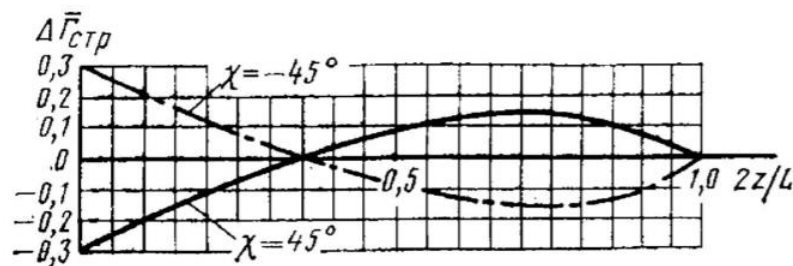


Рисунок 4 - Изменение относительной циркуляции по размаху крыла

При полете на малых углах атаки необходимо, кроме того, учитывать влияние фюзеляжа и мотогондол на распределение аэродинамической нагрузки. При полетах на больших углах атаки, что соответствует нашему расчетному случаю А, влияние фюзеляжа и гондол двигателя незначительно, и поэтому его учитывать не будем.

Таким образом, для нашего расчетного случая аэродинамическая распределенная нагрузка будет равна:

$$q_{aэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot (\bar{\Gamma}_{np} + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}).$$

Далее будет приведена сводная таблица с результатами всех вычислений.

1.2.2 Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла

Нагрузки от веса конструкции крыла можно приблизительно распределить по размаху пропорционально хордам крыла:

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} n^3 f}{S_{кр}} b_{сеч},$$

где $G_{кр}$ – вес крыла. В среднем относительная масса конструкции крыла – $m_{кр} \approx 0,08...0,12$, что составляет 30...40% массы конструкции самолета.

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок на длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека:

$$q_T^p = \frac{G_T n_y^3 f}{S_{\delta}} b_{сеч\delta},$$

где S_{δ} – площадь бака в плане.

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558708.000 ПЗ

Лист

8

В первом приближении считаем, что топливо в крыле не размещается и, таким образом, его не учитываем.

1.2.3 Определение величин нагрузок от сосредоточенных сил грузов, находящихся в крыле или подвешенных к нему

Как правило, нагрузки от «сосредоточенных грузов» не распределяются по размаху крыла, а прикладываются к крылу в местах своего расположения. Эти нагрузки определяются по формуле:

$$q_{zp}^p = G_{zp} n_y^3 f.$$

Все результаты приведены ниже в Таблица 1. С помощью них можно построить эпюру q_{Σ}^p .

Таблица 4 - Данные для построения эпюры

Параметры	№ сечения					
	0	1	2	3	4	5
z	10,25	9,225	8,2	7,175	6,15	5,125
$2z/L$	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5
$\bar{\Gamma}_{np}$	0	0,5	0,7	0,8	0,95	1,1
$\Delta \bar{\Gamma}_{стр}$	0	0,8	0,12	0,15	0,12	0,1
$\bar{\Gamma}_{\Sigma}$	0	1,3	0,82	0,95	1,07	1,2
$b_{сеч}$	1,24	1,551	1,862	2,173	2,484	2,795
$q_{aэр}$	0	128202,75	135020,196	144840,471	163136,109	182956,384
$q_{кр}$	4123	5157,075	6191,15	7225,225	8259,3	9293,375
q_{Σ}	4123	203359,83	131211,346	152065,696	171395,409	192249,759
Параметры	№ сечения					
	6	7	8	9	10	
z	4,1	3,075	2,05	1,025	0	
$2z/L$	0,4	0,3	0,2	0,1	0	
$\bar{\Gamma}_{np}$	1,15	1,25	1,3	1,35	1,4	
$\Delta \bar{\Gamma}_{стр}$	0,05	-0,05	-0,1	-0,2	-0,3	
$\bar{\Gamma}_{\Sigma}$	1,2	1,2	1,2	1,15	1,1	

$b_{сеч}$	3,106	3,417	3,728	4,039	4,35
$q_{аэр}$	182956,384	182956,384	182956,384	175333,201	167710,019
$q_{кр}$	10327,45	11361,525	12395,6	13429,675	14463,75
q_{Σ}	193283,834	194317,909	195351,984	188762,876	182173,769

1.2.1 Распределение нагрузок по хорде крыла

Распределение аэродинамических нагрузок по хорде крыла зависит от двух параметров: угла атаки α и числа M , то есть центр давления – место приложения аэродинамических нагрузок – $\bar{x}_D = f(\alpha, M)$.

Приблизленно координату центра давления можно определить по формуле:

$$\bar{x}_D = \frac{C_{m_{сеч}}}{C_{y_{сеч}}}.$$

Массовые нагрузки конструкции крыла прилагаются в центре масс профильного сечения, положение которого зависит от формы крыла в плане и расположения продольных силовых элементов. При определении действительного положения центра тяжести сечения необходимо производить расчет в каждом конкретном случае. В целях сокращения вычислений можно приближенно принимать центр тяжести в следующих пределах: $x_m = (0,42..0,45)$.

Массовые нагрузки сосредоточенных грузов прикладываются в центре масс этих грузов.

Принимают, что массовые и аэродинамические нагрузки параллельны и направлены противоположно.

В общем, крыло работает на изгиб и кручение. При расчете свободнонесущее крыло рассматривается как тонкостенная оболочка, лежащая на двух опорах. Опорами служат узлы крепления крыла к фюзеляжу.

Исходными данными для расчета крыла на прочность являются эпюры перерезывающих сил Q , изгибающих и крутящих моментов $M_{изг}$ и $M_{кр}$, построенные по размаху крыла.

В качестве суммы грузов имеем основное шасси, расположенное в крыльях.

При построении эпюр крыло представляют как двухопорную балку с консолями, нагруженную распределёнными и сосредоточенными силами. Опорами являются узлы крепления крыла к фюзеляжу.

Реакция опор определяется следующим образом:

$$R_{\phi}^p = 0,5 \left(G_0 - G_{кр} - G_T - \sum_{i=1}^m G_{zp_i} \right) n_y^3 f.$$

Расчетные перерезывающая сила и изгибающий момент в любом сечении крыла определяются по формулам:

$$Q_X = \int_{L/2}^z q_{\Sigma}^p dz - \sum_{i=1}^n G_{i_{zp}}^p ;$$

$$M_X = \int_{L/2}^z Q_X dz,$$

где $q_{\Sigma}^p = q_{aэp}^p - q_{кр}^p$ - суммарная расчетная погонная нагрузка, действующая на крыло; $G_{i_{zp}}^p = G_{i_{zp}} n_y^3 f$ - расчетная масса груза, находящегося в крыле или подвешенного к нему.

В практике расчетов для определения величин перерезывающих сил и изгибающих моментов применяют способ графического интегрирования (способ трапеций). Разбиваем полуразмах крыла на n отсеков длиной Δz . Для каждого участка находят приращение перерезывающей силы:

$$\Delta Q_{y_i}^p = (q_i^p + q_{i+1}^p) \frac{\Delta z}{2}.$$

Суммируя $\Delta Q_{y_i}^p$ от свободного конца и учитывая значения сосредоточенных грузов и реакций фюзеляжа, получим значение силы в произвольном сечении крыла:

					1306.558708.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		11

$$\Delta Q_{y_k}^p = \sum_{i=1}^K \Delta \bar{Q}_{y_i}^p - \sum_{i=1}^n \Delta G_{z_{pi}}^p - R_{\phi}^p.$$

Аналогично определяется значение изгибающего момента в любом сечении:

$$\Delta M_{изг i}^p = \frac{\bar{Q}_i^p + \bar{Q}_{i+1}^p}{2} \Delta z,$$

$$M_{изг k}^p = \sum_{i=1}^K \Delta M_{изг i}^p.$$

Погонный крутящий момент в любом сечении относительно произвольной оси определяется следующим образом:

$$m_i^p = q_{aэp}^p a_{ц.д.} - (q_{кр}^p + q_T^p) a_{ц.т.}$$

Полный крутящий момент будет:

$$M_{кpi}^p = \int_{l/2}^z m_i^p dz \pm \sum_{i=1}^n G_{zpi}^p a_{zpi}$$

Далее приведена Таблица 5 с результатами расчетов для построения эпюр.

Таблица 5 - Расчеты для построения эпюр

№	q_{Σ}^p	ΔQ_i	Q_k	$\Delta M_{изг i}$	$M_{изг k}$
0	-4123	0	0	0	0
1	193045,675	96822,87	96822,87	49621,72	49621,72
2	118829,046	159835,8	179715,81	191347,79	240969,51
3	137615,246	131427,7	221327,65	205534,7	446504,21
4	154876,809	149902,18	419726,1	328540,05	775044,26
5	173663,009	168376,66	454616,98	448100,83	1223145,1
6	172628,934	177474,62	479181,47	478571,71	1701716,8
7	171594,859	176414,7	511602,63	507776,85	2209493,7
8	170560,784	175354,77	545599,79	541816,24	2751309,9
9	161903,526	170387,96	528202,68	550323,77	3293126,1
10	153246,269	161514,27	532997,09	543864,88	3836990,9

При помощи проделанных расчетов можно построить эпюры, показанные
ниже:

					1306.558708.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		13

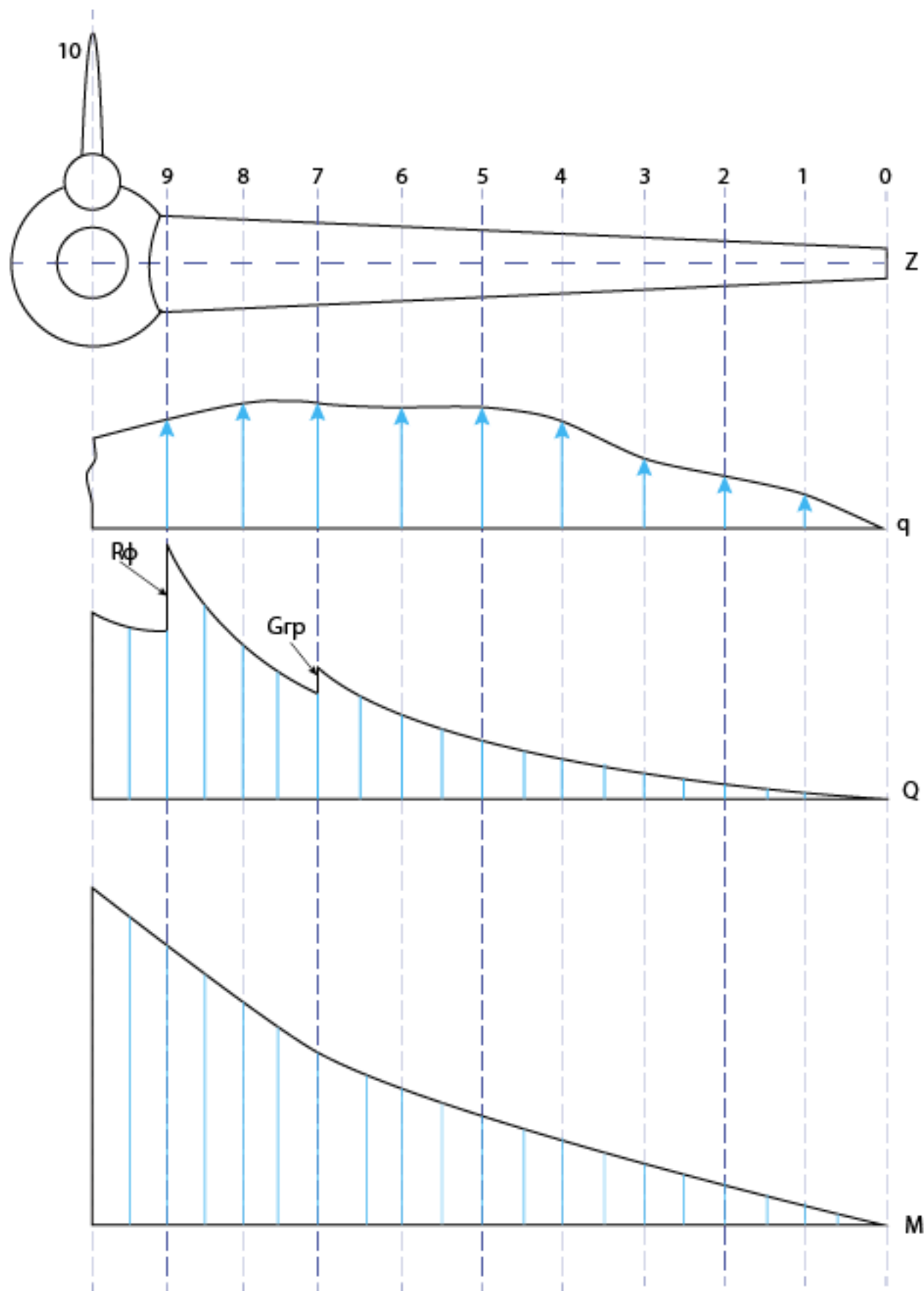


Рисунок 5 – Эпюры

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата
-----	------	---------	------	------

1306.558708.000 ПЗ

Лист

14

Заключение

В ходе выполнения лабораторной работы были закреплены знания и приобретены практические навыки расчета на прочность авиационных конструкций.

А именно были решены следующие задачи:

- определена максимальная эксплуатационная перегрузка для данного типа самолета;
- установлен коэффициент безопасности;
- определены внешние расчетные нагрузки на крыло;
- построены эпюры распределенной нагрузки, перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла;
- произведен поверочный расчет.

					1306.558708.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		15

Список литературы

1. Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. – 137 с.

					1306.558708.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		16