

**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 №8

«Расчет оперения на статические нагрузки»

по дисциплине **Основы конструкции объектов ОТС**

1306.558808.000 ПЗ

(обозначение документа)

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

Содержание

ОТЧЕТ	7
Введение	3
1 Расчетные случаи нагружения горизонтального оперения	4
Уравновешивающие нагрузки.	4
Маневренные нагрузки.	6
Нагрузки при полёте в неспокойном воздухе	8
2 Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения	9
3 Расчет на прочность цельноповоротного стабилизатора	10
4 Расчет на прочность оперения с трехшарнирной подвеской руля	13
5 Построение эпюр крутящих моментов для руля	15
Заключение.....	16
Список литературы.....	17

					1306.558808.000 ПЗ		
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата			
Разраб		Гараев Д.Н.			Лабораторная работа №8 «Расчет оперения на статические нагрузки»		
Провер.		Минасов Ш. М.					
Н. контр							
Утв							
						Лит	Лист
							2
						Листов	17
						УГАТУ, СТС-407	

Введение

В данной лабораторной работе необходимо ознакомиться с порядком расчёта оперения на примере горизонтального оперения (г.о.). При расчёте г.о. в нормах прочности рассматривают три основные расчётные группы нагружения: уравнивающие нагрузки, маневренные нагрузки и нагрузки при полёте в неспокойном воздухе, а также различные комбинации вариантов основных расчётных групп.

					1306.558808.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		3

1 Расчетные случаи нагружения горизонтального оперения

Уравновешивающие нагрузки.

Основными силами, действующими на самолёт в прямолинейном горизонтальном полёте, являются подъёмная сила создаваемая крылом $Y_{кр}$, сила аэродинамического сопротивления самолёта X , тяга силовой установки $P_{дв}$, полётный вес самолёта G . Большинство этих нагрузок не проходит через центр масс самолёта, создавая, в итоге, момент тангажа $M_{z\delta_{го}}$. Для компенсации этого момента необходимо к оперению приложить уравновешивающую нагрузку $Y_{ур.го}^э$, которая на плече $L_{го}$ и даст требуемый момент (Рисунок 1).

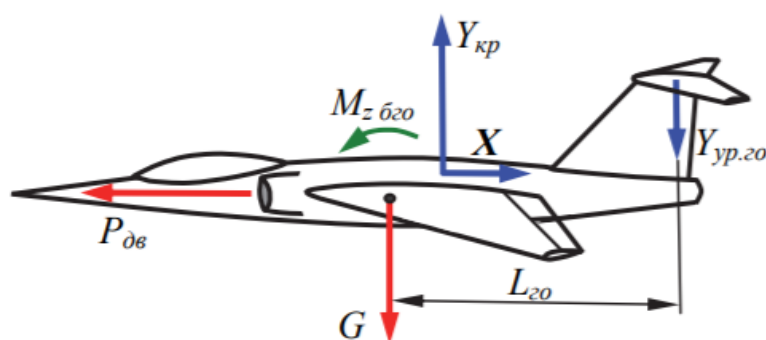


Рисунок 1 – К расчету уравновешивающей нагрузки на г.о.

$$Y_{ур.го}^э = \frac{M_{z\delta_{го}}}{L_{го}} = \frac{m_{z\delta_{го}} q s b_a}{L_{го}}$$

где $m_{z\delta_{го}}$ – коэффициент продольного момента самолёта без г.о., определяемый для конкретного самолёта посредством модельных продувок в аэродинамической трубе или расчётом; $L_{го}$ – расстояние от ц.м. самолёта до ц.д. аэродинамических сил на г.о. (плечо г.о.).

В лётном диапазоне углов атаки коэффициент $m_{z\delta_{го}}$ обычно задают в виде линейной функции:

$$m_{z\delta_{го}} = m_{z0} + m^{cy} \cdot c_y = m_{z0} + m_z^{cy} \frac{n \cdot G}{q \cdot S}.$$

Подставим последнее уравнение в предпоследнее и получим:

$$Y_{zbo}^{\vartheta} = m_{z0} \cdot q \cdot \frac{S b_a}{L_{z0}} + m_z^{c_y} \frac{n \cdot G \cdot b_a}{L_{z0}}.$$

Из формулы, приведенной выше, видно, что величина уравнивающей нагрузки зависит от скорости полёта (первое слагаемое) и от перегрузки при маневре (второе слагаемое).

Поскольку основных случаев нагружения крыла в полёте всего шесть (A , A' , B , C , D и D'), то и вариантов уравнивающих нагрузок на г.о. тоже шесть. Расчётная уравнивающая нагрузка на г.о. определяется по формуле, приведенной ниже:

$$Y_{yp.zo}^p = Y_{yp.zo}^{\vartheta} \cdot f.$$

Коэффициент безопасности f задается расчетным случаем нагружения крыла.

Распределение уравнивающей нагрузки по хорде оперения показано на рисунке 2. Из него следует, что воздушные нагрузки на стабилизаторе и руле высоты (р.в.) направлены в противоположные стороны, поэтому данный случай является расчетным по кручению. Для практических расчётов нормы прочности рекомендуют использовать упрощённые эпюры воздушного давления (Рисунок 3).



Рисунок 2 – Реальное распределение уравнивающей нагрузки по хорде г.о.

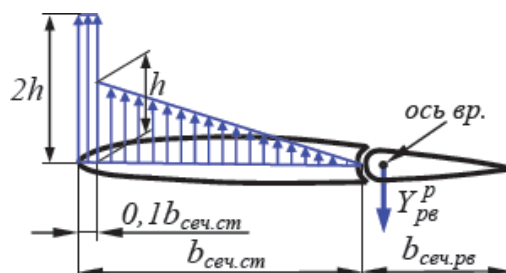


Рисунок 3 – Расчётное распределение уравнивающей нагрузки по хорде г.о.

$$Y_{zo}^p = Y_{cm}^p - Y_{pв}^p \Rightarrow Y_{cm}^p = Y_{zo}^p + Y_{pв}^p ;$$

$$Y_{pв}^p = Y_{zo}^p \cdot \frac{S_{pв}}{S_{zo}} ; Y_{cm}^p = Y_{zo}^p \cdot \frac{S_{zo} + S_{pв}}{S_{zo}} .$$

Здесь $S_{го}$ – площадь г.о.; $S_{pв}$ – площадь р.в.; $S_{ст}$ – площадь стабилизатора.

Воздушная нагрузка всегда распределяется по размаху руля или стабилизатор пропорционально хордам агрегата, т.е.:

$$\begin{cases} q_{cm}^p = \frac{Y_{cm}^p}{S_{cm}} \cdot b_{сеч.см} \\ q_{pв}^p = \frac{Y_{pв}^p}{S_{pв}} \cdot b_{сеч.рв} \end{cases} .$$

Зная $q_{ст}^p$, из эпюры, приведенной на р

Рисунок 3, найдем h :

$$q_{cm}^p = 2h \cdot (0,1b_{сеч.см}) + 0,5h \cdot 0,9b_{сеч.см} \Rightarrow h = \frac{q_{cm}^p}{0,65b_{сеч.см}} . \quad (1)$$

Маневренные нагрузки.

Величину маневренной нагрузки можно определить из уравнения моментов самолёта относительно оси z (Рисунок 4):

$$Y_{ман.го} \cdot L_{го} = J_z \cdot \frac{d\omega_z}{dz} \Rightarrow \frac{J_z}{L_{го}} \cdot \frac{d\omega_z}{dz} = \frac{J_z}{L_{го}} \cdot \varepsilon_z .$$

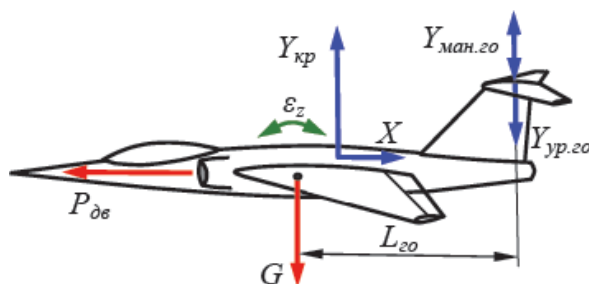


Рисунок 4 – К расчёту маневренной нагрузки на г.о.

В нормах прочности рассматривают первую и вторую маневренные нагрузки. Первая маневренная нагрузка вычисляется по формуле, приведенной ниже:

$$Y_{ман.зо}^{\circ} = \pm k \cdot n_{max}^{\circ} \cdot \frac{G}{S} \cdot S_{з.о}.$$

Она суммируется с уравновешивающей нагрузкой для случаев А', В, С.

$$Y_{зо}^{\circ} = Y_{уп.зо}^{\circ} \pm Y_{ман.зо}^{\circ}; Y_{зо}^p = Y_{зо}^{\circ} \cdot f.$$

Коэффициент k зависит от расчетного случая, а также от величины скоростного напора и приведен в нормах прочности в табличной форме. Для случая А' первая маневренная нагрузка берется только со знаком «+», т. е. направленной вверх.

Суммарная нагрузка на г. о. распределяется между стабилизатором и р. в. пропорционально площадям агрегатов.

$$Y_{рв}^p = Y_{зо}^p \cdot \frac{S_{рв}}{S_{зо}};$$

$$Y_{см}^p = Y_{зо}^p \cdot \frac{S_{см}}{S_{зо}}.$$

Действительное распределение маневренной нагрузки по хорде г. о. показано на Рисунок 5. Расчётное распределение маневренной нагрузки по хорде приведено на Рисунок 6.

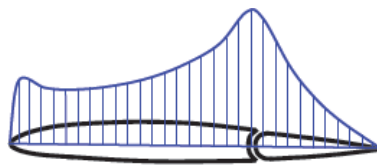


Рисунок 5 – Реальное распределение маневренной нагрузки по хорде

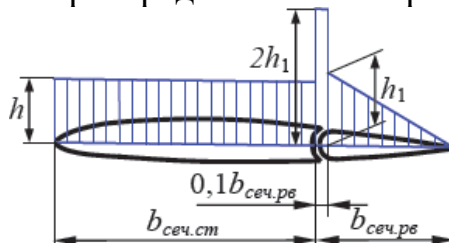


Рисунок 6 – Расчётное распределение маневренной нагрузки по хорде

Вторую маневренную нагрузку рассчитывают по той же формуле, что и первую. Но здесь $k = 0,5$ для самолетов с площадью крыла $S \leq 80 \text{ м}^2$ и $k = 0,4$ для самолетов с площадью крыла $S \geq 100 \text{ м}^2$. Для самолётов, у которых 80

$< S < 100 \text{ м}^2$ значение коэффициента k определяется линейной интерполяцией. Принимают коэффициент безопасности $f = 2$. Вторая маневренная нагрузка прикладывается отдельно от других видов нагрузки на г. о.

Нагрузки при полёте в неспокойном воздухе

Как и на крыле, эти нагрузки возникают при воздействии вертикальных воздушных порывов. Их можно вычислить по методике расчёта болтаночных перегрузок для крыла:

$$Y_{н.в.}^{\vartheta} = \frac{1}{2} c_{y.20}^a \cdot \rho \cdot V \cdot W \cdot S_{20}.$$

Величина $Y_{н.в.}^{\vartheta}$ определяется для двух комбинаций скоростей V и W на высоте $H = 0$: $V = V_{\max}(V_c)$, $W = 15,2 \text{ м/с}$ и $V = V_{\max}(VD)$, $W = 7,6 \text{ м/с}$.

Полученная нагрузка суммируется с уравнивающей нагрузкой, вычисленной для условий горизонтального полёта ($n_y = 1$) на высоте $H = 0$ с теми же скоростями

$$Y_{20}^p = (Y_{yp.20}^{\vartheta} \pm Y_{н.в.}^{\vartheta}) \cdot f.$$

Принимают коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Распределение нагрузки по хорде оперения выполняют согласно Рисунок 7.

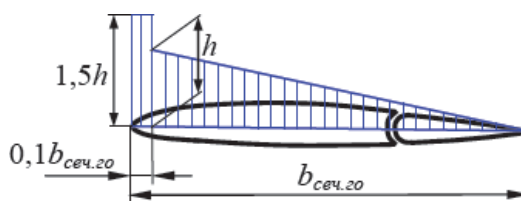


Рисунок 7 – Распределение нагрузки при полёте в неспокойном воздухе

Кроме трех основных расчетных групп нагружения г. о., нормы прочности также рассматривают случай **несимметричного нагружения** г.о. при полёте со скольжением, а также случаи **одновременного нагружения горизонтального и вертикального оперения** для самолетов с Н- образным или Т-образным оперением.

2 Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения

При построении эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения инерционными силами от массы оперения пренебрегают, а учитывают только погонные аэродинамические нагрузки.

Методика построения эпюр сил и моментов для крыла. Особенность заключается в определении шарнирного момента и усилия в тяге управления рулём (Рисунок 8).

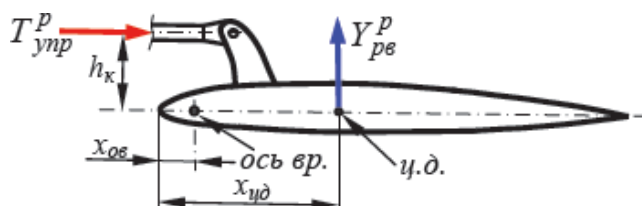


Рисунок 8 – Определение усилия в проводке управления рулём

$$M_{ш} = Y^P_{рв} \cdot (x_{цд} - x_{ов}) = T^P_{упр} \cdot h_k \Rightarrow T^P_{упр} = Y^P_{рв} \frac{(x_{цд} - x_{ов})}{h}.$$

где h_k – плечо кабанчика руля. По этому усилию проводят проверку прочности и жесткости механической проводки системы управления рулем.

3 Расчет на прочность цельноповоротного стабилизатора

Вариант расчета на прочности цельноповоротного стабилизатора зависит от его конструктивно-силовой схемы (КСС). Рассмотрим, к примеру, двухлонжеронный цельно-поворотный стабилизатор (Рисунок 9), КСС которого включает передний 1 и задний 2 лонжероны, усиленные нервюры 3 и 4, установленные по потоку, и трубчатый вал 5. Лонжероны опираются на усиленные нервюры, те, заделаны на трубу, которая имеет подшипниковые опоры в фюзеляже.

Точно также осуществляется сбор и передача аэродинамических нагрузок (с обшивки на лонжероны, далее на усиленные нервюры и трубчатый вал). Нагрузка с трубы передается на подшипники и на тягу управления стабилизатором. Для обеспечения плавного изменения жесткостей по размаху стабилизатора труда на участке между нервюрами обычно выполняется конической. На Рисунок 9 показаны эпюры поперечных сил и изгибающих моментов.

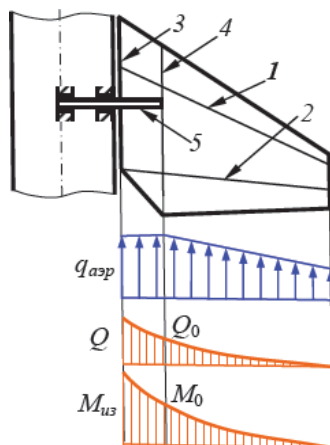


Рисунок 9 – Силовая схема цельно поворотного стабилизатора

Расчётным является поперечное сечение в районе нервюры 4. Полагают, что изгиб воспринимают только пояса лонжеронов, а обшивка и стрингеры учитываются как присоединённые к соответствующим поясам при вычислении моментов инерции переднего и заднего лонжеронов. Момент M_0 в расчётном

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558808.000 ПЗ

сечении распределяется между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям:

$$\begin{cases} M_0 = M_n + M_3; \\ \frac{M_n}{M_3} = \frac{(EJ)_{np.n}}{(EJ)_{np.3}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} M_n = M_0 \cdot \frac{(EJ)_{np.n}}{(EJ)_{np.n} + (EJ)_{np.3}}; \\ M_3 = M_0 \cdot \frac{(EJ)_{np.3}}{(EJ)_{np.n} + (EJ)_{np.3}}. \end{cases}$$

Погонную аэродинамическую нагрузку, действующую между нервюрами 3 и 4, распределяют между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям. Тогда участки лонжеронов между силовыми нервюрами нагружаются (Рисунок 10). Отсюда находят реакции опор нервюр и переносят их в расчетную схему нагружения усиленных нервюр (Рисунок 11).

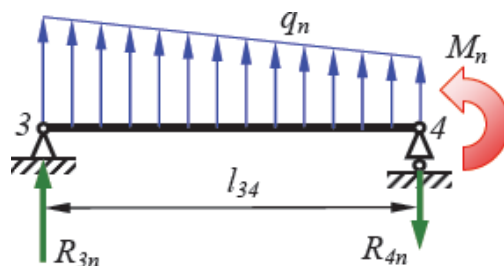


Рисунок 10 – Нагружение переднего лонжерона на участке 3-4

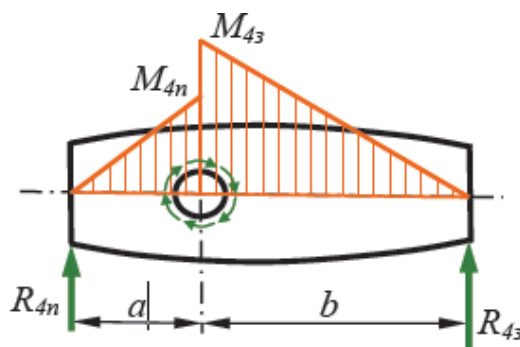


Рисунок 11 – Нагружение нервюры 4

В общем случае R_{4n} и R_{43} различны и $a \neq b$, что, в итоге, приведёт к закручиванию трубы моментом $M_{кр} = M_{4n} + M_{43}$.

ПКС от силы Q_0 справа от нервюры 4 определим из уравнений:

$$q = q_Q + q_0;$$

$$q_Q = \frac{Q_0 \cdot S_{x_{омс}}}{J_{np.n} + J_{np.з}};$$

$$q_0 = \frac{\oint q_Q \cdot \rho \cdot ds + Q_0 \cdot r}{\Omega},$$

где r – расстояние от силы Q_0 до оси вращения стабилизатора; Ω – удвоенная площадь замкнутого контура, образованного стенками лонжеронов и обшивками стабилизатора.

В сечениях слева от нервюры 4 в работу включается труба, и задача вычисления ПКС становится статически неопределимой. Обычно распределение ПКС между замкнутым контуром стабилизатора и трубой проводят пропорционально их крутильным жесткостям

$$\begin{cases} q = q_{об} + q_{тр}; \\ \frac{q_{об}}{q_{тр}} = \frac{(GJ_{кр})_{об}}{(GJ_{кр})_{тр}}. \end{cases}$$

В приближенных расчетах пренебрегают работой трубы на участке 3-4 и полагают, что весь ПКС воспринимается замкнутым контуром стабилизатора и передается на трубу изгибом бортовой нервюры 3.

4 Расчет на прочность оперения с трехшарнирной подвеской руля

Пусть руль подвешен к стабилизатору на трех опорных кронштейнах. Изложенный далее метод можно также использовать при расчете рулей с большим количеством опор.

Полагаем, что нагрузки на стабилизатор и руль определены, кроме того, задано распределение этих нагрузок вдоль размаха и хорды каждого агрегата (Рисунок 12).

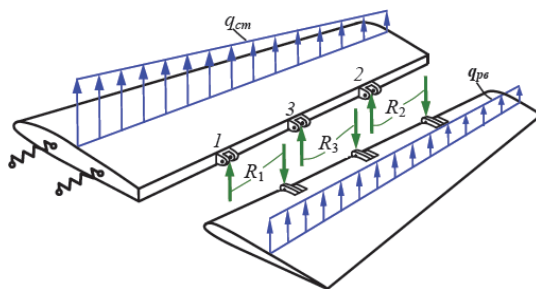


Рисунок 12 – Расчётная схема г.о. с шарнирной подвеской рулей

В первоначальном варианте считаем руль высоты абсолютно жёстким на кручение. Опоры 1, 2, 3 перемещаются вертикально при деформации г.о. Перемещения шарниров будут зависеть от величины реакций R_1 , R_2 и R_3 , от нагрузки стабилизатора и от жесткостей обеих балок. Эти перемещения будут также зависеть от характеристик упругой заделки на фюзеляже (на Рисунок 12 она изображена в виде пружин).

Определение реакции или опорного момента в этой один раз статически неопределимой конструкции проводят с использованием метода сил в несколько приближений. В первом приближении нагрузку по размаху оперения и жёсткости агрегатов считают постоянными и равными их средним значениям. Тогда, приняв за лишнюю неизвестную реакцию R_3 в средней опоре, из канонического уравнения метода сил получим:

$$R_3 = \frac{5}{8} \cdot \frac{1 + \frac{J_{pv}}{J_{cm}} \left(2,4 + \frac{Y_{cm}}{Y_{pv}} \right)}{1 + \frac{J_{pv}}{J_{cm}} + 3 \cdot \left(\frac{b_{cm}}{l_{cm}} \right)^2 \frac{EJ_{cm}}{GJ_{кр.ст}}} \cdot Y_{pv},$$

где l_{cm} – размах консоли стабилизатора; b_{cm} – СГХ стабилизатора; J_{pv} и J_{cm} – средние осевые моменты инерции руля высоты и стабилизатора; $GJ_{кр.ст}$ – средняя крутильная жёсткость стабилизатора.

Найдя опорные реакции руля, строим эпюры сил и моментов по размаху руля и стабилизатора. Зная силы и моменты, находим нормальные напряжения и ПКС по сечениям руля высоты и стабилизатора – как в крыле.

Затем определяем вертикальное перемещение шарнира 3 от изгиба и кручения в стабилизаторе Δ_3 и в руле высоты δ_3 . Это перемещение удобно определять относительно оси вращения – прямой линии, проходящей через крайние шарниры 1 и 2.

В общем случае $\Delta_3 \neq \delta_3$. Во втором приближении дадим R_3 положительное приращение ΔR_3 и повторим расчёт. Если модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ уменьшится, то в третьем приближении продолжаем двигаться в том же направлении, пока модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ не станет меньше некоторой наперёд заданной величины. При этом для выбора величины ΔR_3 можно использовать, к примеру, метод половинного деления.

Если же по результатам расчётов второго приближения модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ увеличился, то в третьем приближении необходимо изменить знак приращения ΔR_3 и после этого продолжать расчёт по предыдущему варианту.

5 Построение эпюр крутящих моментов для руля

Эпюра крутящих моментов для руля строится относительно линии ц.и., которая практически совпадает со средней линией лонжерона руля (Рисунок 13).

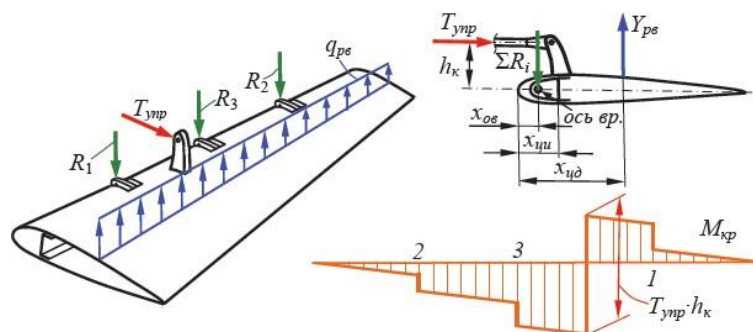


Рисунок 13 – Построение эпюры крутящих моментов для руля

В i -й опоре на эпюре $M_{кр}$ имеем скачок на величину $R_i \cdot (x_{ци} - x_{ов})$. В сечении, где установлен кабанчик управления, наблюдаем самый большой скачок на величину шарнирного момента руля $M_{ш} = T_{упр} \cdot h_k$, при этом эпюра меняет знак. При определении крутильных деформаций руля считают, что в сечении, где установлен кабанчик управления, угол закручивания руля равен нулю. Анализ эпюры показывает, что рационально располагать кабанчик управления посередине руля, в этом случае получаются минимальные крутящие моменты и углы закручивания концевых сечений руля.

Заключение

В ходе выполнения лабораторной работы №8 произошло ознакомление с порядком расчёта оперения на примере горизонтального оперения (г.о.). При расчёте г.о. в нормах прочности рассмотрены три основные расчётные группы нагружения: уравнивающие нагрузки, маневренные нагрузки и нагрузки при полёте в неспокойном воздухе, а также различные комбинации вариантов основных расчётных групп.

					1306.558808.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		16

Список литературы

1. Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2013. – 137 с. (с. 54 – с. 62).

					1306.558808.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		17