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

Уфа – 2021 г.

**Содержание**

[**ОТЧЕТ** 7](#_Toc70250943)

[Введение 3](#_Toc70250944)

[1 Ход работы 5](#_Toc70250945)

[1.1 Определение максимальной эксплуатационной перегрузки и установление коэффициента безопасности 5](#_Toc70250946)

[1.2 Определение внешних расчетных нагрузок, действующих на крыло 6](#_Toc70250947)

[1.2.1 Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла 7](#_Toc70250948)

[1.2.2 Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла 8](#_Toc70250949)

[1.2.3 Определение величин нагрузок от сосредоточенных сил грузов, находящихся в крыле или подвешенных к нему 9](#_Toc70250950)

[1.2.1 Распределение нагрузок по хорде крыла 10](#_Toc70250951)

[Заключение 15](#_Toc70250952)

[Список литературы 16](#_Toc70250953)

# 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 qpаэр, qpкр, Gpгр.

3. Построить эпюры Mpизг, Мpкр, Qpпр.

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

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| ,т |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 18 | 0,10 | 0,26 | 0,5 | 3 | 60 | 20,50 | 2,0 | 4,35 | 1,24 |
|  |  |  |  |  |  |  |  |
| 80 | 75 | 6,0 | 25 | 23 | 25 | -2 | +2 |

Форма профиля несущей поверхности (в % от хорды).

Таблица 2 - Данные несимметричного профиля 2312

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 2,5 | 10 | 15 | 20 | 30 | 40 | 50 | 70 | 100 |
|  | 3,11 | 5,86 | 6,89 | 7,54 | 8,00 | 7,77 | 7,14 | 5,02 | 0 |
|  | 3,16 | 3,52 | 3,82 | 3,82 | 4,00 | 3,84 | 3,45 | 2,31 | 0 |

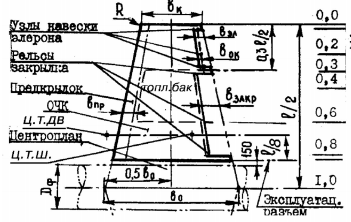


Рисунок 1 - Консоль (очк) крыла административного самолета

# Ход работы

## 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 qmax задается величина максимальной эксплуатационной перегрузки n’max .

Следовательно:

где G - полетная масса самолета;

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:

где Рразр – разрушающая (расчетная) нагрузка; Рэmax– 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 *nэymax* = 3 и установили коэффициент безопасности *f* = 1,5.

## Определение внешних расчетных нагрузок, действующих на крыло

На крыло самолета действуют следующие нагрузки:

− аэродинамические распределенные нагрузки qраэр;

− массовые распределенные нагрузки от собственного веса крыла qркр и веса топливных баков qрт, расположенных в крыле;

− силы от веса грузов, находящихся внутри или вне крыла Gргр.

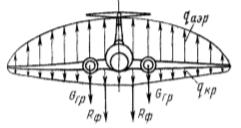


Рисунок 2 - Внешние нагрузки, действующие на крыло

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

### Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

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

,

где L – размах крыла, - циркуляция прямого крыла.

выбирается в зависимости от удлинения λ и сужения η крыла:

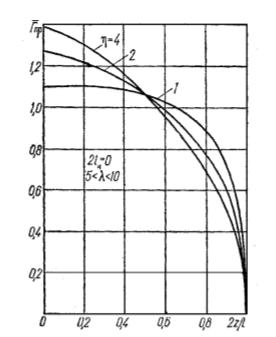


Рисунок 3 - Зависимость относительной циркуляции

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

где – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности 𝜒 = 45° ().

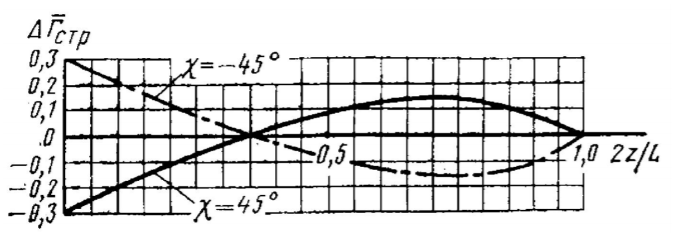


Рисунок 4 - Изменение относительной циркуляции по размаху крыла

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:

Далее будет приведена сводная таблица с результатами всех вычислений.

### Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла

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

где *Gкр* – вес крыла. В среднем относительная масса конструкции крыла – *mкр* ≈ 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 производиться пропорционально ширине бакового отсека:

где *Sб* – площадь бака в плане.

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

### 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:

Все результаты приведены ниже в Таблица 1. С помощью них можно построить эпюру

Таблица 4 - Данные для построения эпюры

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Пара-метры | № 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 | |
|  | 0 | 0,5 | 0,7 | | 0,8 | | 0,95 | | 1,1 | |
|  | 0 | 0,8 | 0,12 | | 0,15 | | 0,12 | | 0,1 | |
|  | 0 | 1,3 | 0,82 | | 0,95 | | 1,07 | | 1,2 | |
| *bсеч* | 1,24 | 1,551 | 1,862 | | 2,173 | | 2,484 | | 2,795 | |
| *qаэр* | 0 | 128202,75 | 135020,196 | | 144840,471 | | 163136,109 | | 182956,384 | |
| *qкр* | 4123 | 5157,075 | 6191,15 | | 7225,225 | | 8259,3 | | 9293,375 | |
| *qΣ* | 4123 | 203359,83 | 131211,346 | | 152065,696 | | 171395,409 | | 192249,759 | |
| Пара-метры | № 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 | |
|  | 1,15 | 1,25 | | 1,3 | | 1,35 | | 1,4 | |
|  | 0,05 | -0,05 | | -0,1 | | -0,2 | | -0,3 | |
|  | 1,2 | 1,2 | | 1,2 | | 1,15 | | 1,1 | |
| *bсеч* | 3,106 | 3,417 | | 3,728 | | 4,039 | | 4,35 | |
| *qаэр* | 182956,384 | 182956,384 | | 182956,384 | | 175333,201 | | 167710,019 | |
| *qкр* | 10327,45 | 11361,525 | | 12395,6 | | 13429,675 | | 14463,75 | |
| *qΣ* | 193283,834 | 194317,909 | | 195351,984 | | 188762,876 | | 182173,769 | |

### Распределение нагрузок по хорде крыла

Распределение аэродинамических нагрузок по хорде крыла зависит от двух параметров: угла атаки α и числа М, то есть центр давления – место приложения аэродинамических нагрузок –

Приближенно координату центра давления можно определить по формуле:

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: .

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 *Мизг* и *Мкр*, 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:

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

где - суммарная расчетная погонная нагрузка, действующая на крыло; - 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:

Суммируя от свободного конца и учитывая значения сосредоточенных грузов и реакций фюзеляжа, получим значение силы в произвольном сечении крыла:

Аналогично определяется значение изгибающего момента в любом сечении:

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

Полный крутящий момент будет:

Далее приведена Таблица 5 с результатами расчетов для построения эпюр.

Таблица 5 - Расчеты для построения эпюр

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  | ΔQi | Qk | Δ Мизг i | Мизг 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:

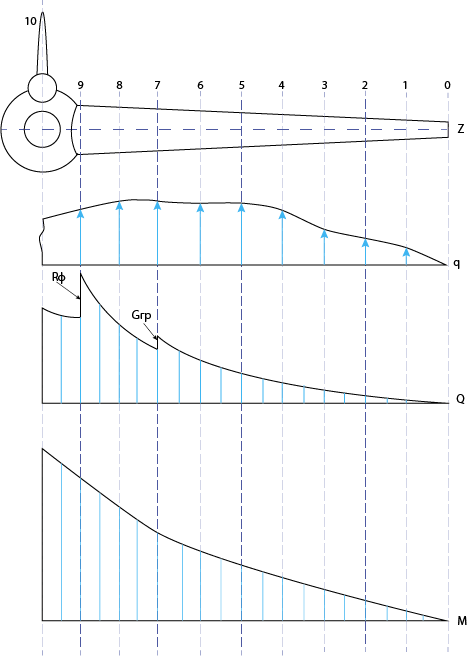


Рисунок 5 – Эпюры

# 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.

# Список литературы

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