Ульяновский государственный технический университет

Институт авиационных технологий и управления

Кафедра ”Самолётостроения”

Курсовой проект

По предмету: Технологии изготовления деталей самолёта

на тему: Проектирование агрегатов самолёта

Ульяновск, 2008

Реферат

Курсовой проект. Пояснительная записка 31 с., 7 рис., 11 табл., графическая часть 3 л., ФА 1.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТА САМОЛЁТА, АНАЛИЗ ПРОТОТИПА, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫХ И МАССОВЫХ СИЛ, ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ, ВЫБОР И РАСЧЁТ КРОНШТЕЙНА.

Произведён анализ, внесены предложения по совершенствованию конструкции.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

1. АНАЛИЗ ПРОТОТИПА САМОЛЁТА

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫХ И МАССОВЫХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО

2.1 Выбор основных параметров самолёта

2.2 Построение поляр для профиля

2.4 Распределение массовых сил вдоль размаха крыла

2.5 Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов

2.6 Построение эпюр изгибающих

3. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ КРЫЛА

3.1 Подбор сечений элементов силовой схемы крыла

3.2 Подбор элементов продольного набора

3.3 Определение толщин стенок лонжеронов

4.ВЫБОР И РАСЧЁТ КРОНШТЕЙНА

4.1 Определение диаметра болта

4.2 Определяем геометрические параметры проушины

4.3 Определяем геометрические параметры корпуса кронштейна

4.4 Расчёт крепления кронштейнов

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

ПРИЛОЖЕНИЕ

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

ВВЕДЕНИЕ

В курсовой работе разработан самолёт З-81, на основе прототипа С-80. Самолёт предназначен для воздушного туризма, перевозки пассажиров, груза, а также в качестве учебно-тренировочного.

З-81 может легко консервируемым в поиско-спасательный, патрульный или санитарный и другие варианты по требованию заказчика.

Самолёт имеет высокий уровень технологичности и удовлетворяет самым высоким требованиям заказчиков. Активная система безопасности полёта обеспечивает управление полётом и помогает лётчику корректировать его ошибки. Интегральная система БРЭО допускает пилотирование самолёта в визуальных метрологических условиях и метеоусловиях полёта по приборам днём и ночью в любых регионах мира, а также эксплуатацию с бетонированных и грунтовых аэродромов, включая аэродромы, не оборудованные для посадки по приборам. Салон самолёта соответствует современному дизайну, имеет прекрасную видимость, удобные кресла, систему кондиционирования и сервисное оборудование, включающие: бар, аудиовидиосистему, телевизионную камеру и телефонную спутниковую связь.

Эксплуатационная автономность С-80 позволяет выполнять полёты без специальных средств наземного обслуживания, большая топливная вместимость обеспечивает полёты на дальние дистанции без дозаправки. Высокое качество, надёжность и большой ресурс самолёта гарантируется применением перспективных технологий и композиционных материалов при изготовление планера.

АНПК ОКБ Сухого ведётся разработка лёгкого многоцелевого самолёта С-80. Самолёт предназначен для воздушного туризма, перевозки пассажиров, груза, а также в качестве учебно-тренировочного.

С-80 может легко консервируемым в поиско-спасательный, патрульный или санитарный и другие варианты по требованию заказчика.

Самолёт имеет высокий уровень технологичности и удовлетворяет самым высоким требованиям заказчиков. Активная система безопасности полёта обеспечивает управление полётом и помогает лётчику корректировать его ошибки. Интегральная система БРЭО допускает пилотирование самолёта в визуальных метрологических условиях и метеоусловиях полёта по приборам днём и ночью в любых регионах мира, а также эксплуатацию с бетонированных и грунтовых аэродромов, включая аэродромы, не оборудованные для посадки по приборам. Салон самолёта соответствует современному дизайну, имеет прекрасную видимость, удобные кресла, систему кондиционирования и сервисное оборудование, включающие: бар, адиовидеосистему, телевизионную камеру и телефонную спутниковую связь.

Эксплуатационная автономность С-80 позволяет выполнять полёты без специальных средств наземного обслуживания, большая топливная вместимость обеспечивает полёты на дальние дистанции без дозаправки. Высокое качество, надёжность и большой ресурс самолёта гарантируется применением перспективных технологий и композиционных материалов при изготовление планера.

Таблица1. - Основные характеристики самолета С-80.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Название самолета | С-80 | Як-58 | М-101Т |
| Тип двигателя. | ТВД | ----- | ---- |
| Мощность двигателя, л.с. | 1500 | ----- | 750 |
| Максимальная взлетная масса, кг. | 10000 | 2100 | 2900 |
| Максимальный запас топлива, кг. | 4500 | ------ | 600 |
| Коммерческая нагрузка, кг. | ------ | 450 | 630 |
| Экипаж, чел | 1-2 | 1-2 | 1-2 |
| Скорость полета, максимальная, км/ч. | 450 | 300 | 500 |
| крейсерская, км/ч. | 350 | ----- | ---- |
| Крейсерская высота полета, м. | 3000 | 4000 | 7600 |
| Дальность полета, м. |  | ------ | ---- |
| - с дополнительным запасом топлива | 2200 | ------ | ---- |
| Длина разбега, м. | 350 | ------ | 290 |
| Длина пробега, м. | 180 | ------ | 280 |
| Взлетная дистанция, (до Н=15 м.) | 620 | 610 | --- |
| Посадочная дистанция (до Н=15 м.) | 614 | 600 | --- |

## 2.1 Выбор основных параметров самолёта

Исходные данные для расчета:

Коммерческая нагрузка



Скорость полета



Высота полета



Дальность полета



Двигатель расположен на фюзеляже

Коэффициент перегрузки



Максимальная взлетная масса кг.



Корневая хорда



Концевая хорда



Аэродинамический профиль №22,10

Определяем удельную нагрузку на крыло [2]

(1)



скорость захода на посадку



относительная масса топлива

Определяем удельную нагрузку на крыло из условия обеспечения заданной крейсерской скорости на заданной высоте полета [2]

(2)



(3)



плотность воздуха на высоте 5000 м.



крейсерская скорость самолета.



скорость звука на высоте 3000 м.



Определяем тягавооруженность самолета из условия набора высоты при одном отказавшем двигателе [2]

(4)



где, число двигателей



коэффициент качества при наборе высоты



градиент набора высоты



из условия обеспечения горизонтального полета [2]

(5)



коэффициент учуивающий степень дроссельлирлвания двигателя



коэффициент учитывает тяги по скорости полета

Определяем тягавооруженность самолета из условия обеспечения заданной длины разбега самолета [2]

(6)



где, длина разбега



коэффициент трения



Определяем тягавооруженность маневренных самолетов из условия:

а) скороподъемности [2]

(7)



относительная плотность



б) заданной максимальной скоростью

(8)



в) полета заданной перегрузкой

(9)



Находим площадь крыла [2]

(10)



Определяем тягу двигателя

(11)



## Таблица 2. Построение поляр для крыла

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Сx | 0,688 | 0,827 | 0,96 | 1,08 | 1,195 | 1,25 | 1,31 | 1,35 | 1,22 |
| Cy | 0,043 | 0,058 | 0,0746 | 0,094 | 0,1146 | 0,13 | 163 | 0,207 | 0,278 |
|  | | | | | | | | | |



Рис. 1

Площадь крыла: [5] (12)



Удлинение: [5] (13)



Сужение: [5] (14)



Хорда крыла в расчетном сечении:

(15)



где



Толщина крыла: для пятой хорды.



Профиль крыла в расчетном сечении строится следующим образом: ординаты верхней и нижней половины профиля и определяются из уравнений, описывающих форму профиля крыла, если заданы относи­тельные координаты и в % от хорды, то и определяются по формулам: [5]



,



Принимаем Таблица 3



|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| X | 0 | 2,5 | 10 | 15 | 20 | 30 | 40 | 50 |
|  | 0 | 2,01 | 2,92 | 4,02 | 4,83 | 5,51 | 6,4 | 5,82 |
|  | 0 | -1,03 | -1,52 | -1,96 | -2,17 | -2,47 | -2,6 | -2,78 |

Произведя расчеты получаем:

Таблица 4

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Yв | 0 | 0,06 | 0,087 | 0,12 | 0,14 | 0,16 | 0,19 | 0,20 | 0,20 | 0,208 |
| Yн | 0 | -0,03 | -0,04 | -0,05 | -0,06 | -0,07 | -0,07 | -0,08 | -0,08 | -0,09 |

Расчетная схема крыла

Рис. 2



Сечение профиля крыла

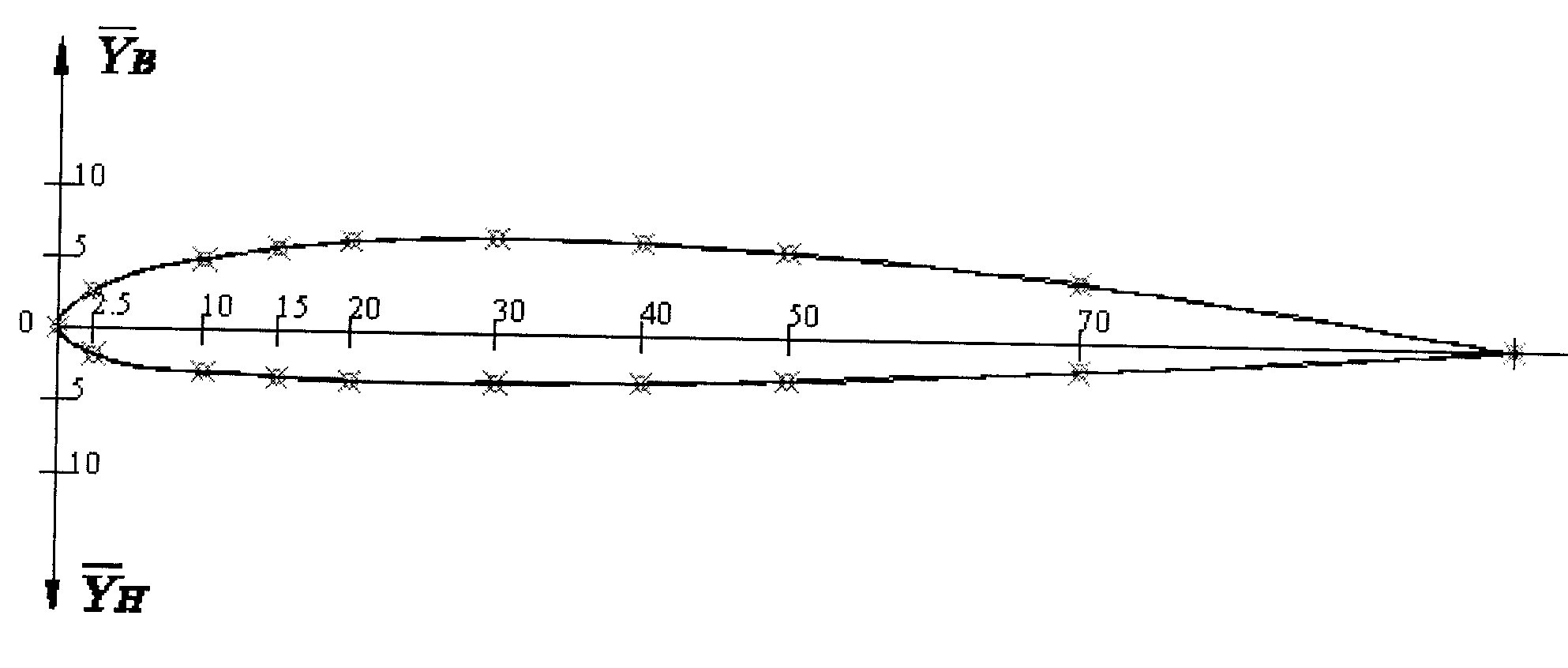


Рис. 3

2.3 Определение воздушной нагрузки

Для плоского нестреловидного крыла с удлинением воздушная нагрузка определяется во формуле: [5]



(16)



Таблица 5

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0 | 3,2 | 3600 | 1440 | 3600 | 3600 | 360 | - | 0 | 1800 |
| 2 | 0,4 | 0,1 | 3,06 | 3442,5 | 1377 | 3240 | 3442,5 | 344,25 | - | 0 | 1721,25 |
| 3 | 0,8 | 0,2 | 2,92 | 3285 | 1314 | 2880 | 3285 | 328,5 | - | 0 | 2956,5 |
| 4 | 1,2 | 0,3 | 2,78 | 3127,5 | - | 2520 | 3127,5 | 312,75 | - | 0 | 2814,75 |
| 5 | 1,6 | 0,4 | 2,64 | 2970 | - | 2160 | 2970 | 297 | 1,056 | 1573,1 | 1099,91 |
| 6 | 2 | 0,5 | 2,5 | 2812,5 | - | 1800 | 2812,5 | 281,25 | 1 | 1489,7 | 1041,58 |
| 7 | 2,4 | 0,6 | 2,36 | 2655 | - | 1440 | 2655 | 265,5 | 0,944 | 1406,3 | 983,25 |
| 8 | 2,8 | 0,7 | 2,22 | 2497,5 | - | 1080 | 2497,5 | 249,75 | 0,888 | 1322,8 | 812,75 |
| 9 | 3,2 | 0,8 | 2,08 | 2340 | - | 720 | 2340 | 234 | - | 0 | 2106 |
| 10 | 3,6 | 0,9 | 1,94 | 2182,5 | - | 360 | 2182,5 | 218,25 | - | 0 | 1964,25 |
| 11 | 4 | 1 | 1,8 | 2025 | - | 0 | 2025 | 202,5 | - | 0 | 1822,5 |

## 2.4 Распределение массовых сил вдоль размаха крыла

Массовые нагрузки конструкции крыла можно определить: [5]

(17)



где



Массовые силы от топлива, находящиеся в крыле: [5]

(18)



где



Площадь топливного бака находим из объема, самого топлива.

Результаты расчета приведены в таблице 5

## 2.5 Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов

При построении эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов крыло рассматривается как балка на двух опорах. Опорами являются стыковочные шпангоут фюзеляжа. Балки нагружены распределенной нагрузкой, которая определяется по формуле: [5]

(19)



Разбиваем крыло на части. Интегрируем численным методом эпюру получаем эпюру перерезывающих сил и изгибающих моментов .



(20)



(21)



Результаты расчета приведены в таблице 6

Таблица 6

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 1800 | 1760,6 | 0,4 | 1760,6 | 1760,6 | 125 | 579,25 | 694,9 | 231,7 | 2749,44 |
| 2 | 0,1 | 1721,3 | 2338,9 | 0,4 | 2338,9 | 16986 | 125 | 810,55 | 919,9 | 324,22 | 2517,74 |
| 3 | 0,2 | 2956,5 | 2885,6 | 0,4 | 2885,6 | 14647 | 125 | 1029,3 | 843,5907 | 411,7 | 2193,52 |
| 4 | 0,3 | 2814,8 | 1957,3 | 0,4 | 1957,3 | 11761 | 125 | 657,93 | 480,6142 | 263,17 | 1781,82 |
| 5 | 0,4 | 1099,9 | 1070,7 | 0,4 | 1070,7 | 9804 | 125 | 303,3 | 354,1314 | 121,32 | 1518,65 |
| 6 | 0,5 | 1041,6 | 1012,4 | 0,4 | 1012,4 | 8733,3 |  | 404,97 | 525,5828 | 161,99 | 1397,33 |
| 7 | 0,6 | 983,25 | 1615,5 | 0,4 | 1615,5 | 7720,9 |  | 646,2 | 758,475 | 258,48 | 1235,34 |
| 8 | 0,7 | 2247,8 | 2176,9 | 0,4 | 2176,9 | 6105,4 |  | 870,75 | 842,4 | 348,3 | 976,86 |
| 9 | 0,8 | 2106 | 2035,1 | 0,4 | 2035,1 | 3928,5 |  | 814,05 | 785,7 | 325,62 | 628,56 |
| 10 | 0,9 | 1964,3 | 1893,4 | 0,4 | 1893,4 | 1893,4 |  | 757,35 | 378,675 | 302,94 | 302,94 |
| 11 | 1 | 1822,5 |  |  |  | 0 |  | 0 |  |  | 0 |

## 2.6 Построение эпюр крутящих моментов

Крутящий момент вычисляется по формуле: [5]

(22)



Таблица 7

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 3,2 | 756 | 739,46 | 295,79 | 2728,2 |
| 2 | 0,1 | 3,06 | 722,93 | 706,39 | 282,56 | 2320 |
| 3 | 0,2 | 2,92 | 689,85 | 673,31 | 269,33 | 1938,2 |
| 4 | 0,3 | 2,78 | 656,78 | 679,56 | 271,83 | 1567,1 |
| 5 | 0,4 | 2,64 | 702,35 | 683,73 | 273,49 | 1412,2 |
| 6 | 0,5 | 2,5 | 665,11 | 646,49 | 258,59 | 1071,6 |
| 7 | 0,6 | 2,36 | 627,86 | 609,24 | 243,7 | 760,88 |
| 8 | 0,7 | 2,22 | 590,62 | 571,99 | 228,8 | 479,94 |
| 9 | 0,8 | 2,08 | 553,37 | 505,85 | 202,34 | 240,36 |
| 10 | 0,9 | 1,94 | 458,33 | 441,79 | 176,72 | 6,615 |
| 11 | 1 | 1,8 | 425,25 |  |  | 0 |

Для без моментного профиля эпюра крутящих моментов строится для случая В. Погонные крутящие моменты определяются по формуле: [5]

(23)



где , , ,



Таблица 8

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 3,2 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 3600 | 360 | 0 | 720 | 36 | 0 | 756 |
| 2 | 0,1 | 3,06 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 3442,5 | 344,25 | 0 | 688,5 | 34,425 | 0 | 722,92 |
| 3 | 0,2 | 2,92 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 3285 | 328,5 | 0 | 657 | 32,85 | 0 | 689,85 |
| 4 | 0,3 | 2,78 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 3127,5 | 312,75 | 0 | 625,5 | 31,275 | 0 | 656,77 |
| 5 | 0,4 | 2,64 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2970 | 297 | 1573,09 | 594 | 29,7 | 78,6546 | 702,35 |
| 6 | 0,5 | 2,5 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2812,5 | 281,25 | 1489,67 | 562,5 | 28,125 | 74,4835 | 665,10 |
| 7 | 0,6 | 2,36 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2655 | 265,5 | 1406,25 | 531 | 26,55 | 70,3125 | 627,86 |
| 8 | 0,7 | 2,22 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2497,5 | 249,75 | 1322,83 | 499,5 | 24,975 | 66,1414 | 590,61 |
| 9 | 0,8 | 2,08 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2340 | 234 | 1239,41 | 468 | 23,4 | 61,9703 | 553,37 |
| 10 | 0,9 | 1,94 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2182,5 | 218,25 | 0 | 436,5 | 21,825 | 0 | 458,32 |
| 11 | 1 | 1,8 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,45 | 0,2 | 0,1 | 0,05 | 2025 | 202,5 | 0 | 405 | 20,25 | 0 | 425,25 |

# 3. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛИ

Существуют три основные силовые схемы крыла: лонжеронные, моноблочные и кессонные. Определяющим фактором силовой схемы крыла является степень восприятия нагрузок такими силовыми элементами как лонжероны, стрингеры и обшивка. Силовая схема лонжеронных крыльев отличается от силовых схем моноблочного и кессонного крыльев. В лонжеронных крыльях связь между лонжеронами велика, но тем не менее каждый лонжерон работает в этой схеме, сохраняя свою самостоятельность.

В моноблочных же крыльях лонжероны полностью теряют свою самостоятельность и деформируются в общей системе крыла как единое целое. В поперечном сечении крыла появляется единая нейтральная ось, которая является вынужденной для всех элементов продольного набора.

Лонжероны в лонжеронных крыльях воспринимают до 60-70% изгибающего момента, действующего в поперечном сечении крыла. Поэтому они имеют массивные полки, которые поддерживаются в одном направлении стенкой и обшивкой в другом направлении. Такие полки лонжеронов допускают значительные сжимающие нагрузки, близкие к пределу прочности материала.

Лонжероны в моноблочных и кессонных крыльях воспринимают порядка 10-20% изгибающего момента. Остальную нагрузку воспринимают на себя стрингеры и обшивка. Если лонжероны не подвержены к общей потери устойчивости, так как лонжероны подкреплены в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, а возможна лишь местная потеря устойчи­вости, значение которой может быть значительно ниже, чем в лонжеронных крыльях, то стрингеры, закрепленные только по нервюрам, способны терять устойчивость при напряжениях значительно меньших, чем разрушающие.

Следовательно, моноблочные крылья позволяют в большей степени использовать работоспособность материала. Но, с другой стороны дробление материала ведёт к уменьшению критических напряжений при сжатии и тем самым не позволяет получить высокие напряжения в продольных элементах конструкции крыла.

При небольших удельных давлениях на крыло, лонжеронное крыло будет легче по массе, чем моноблочное. По при росте удельного давления, более выгодным оказывается моноблочное крыло, а при повышенных требованиях к жесткости крыла и при больших взлетных массах и скоростях, единственно возможным.

Моноблочное и кессонное крыло принципиально друг от друга ни чем не отличаются. Разница состоит лишь в том, что в моноблочном крыле нормальные усилия при изгибе воспринимаются обшивкой и подкрепляющими её стрингерами по всему контуру поперечного сечения крыла, а в кессонном крыле обшивкой и стрингерами лишь в межлонжеронной зоне контура, а остальная часть контура с более тонкой обшивкой слабее подкреплена и в работе на изгиб практически не участвует.

Исходя из опыта проектирования крыльев, можно дать следующие рекомендации по расположению продольного набора в сечении крыла:

в двухлонжеронном крыле передний лонжерон располагается на ; задний лонжерон – на ; в трехлонжеронном крыле передний на ; средний - на ; а послед­ний на .



Расстояние между стрингерами в лонжеронных крыльях составляет при расстоянии между нервюрами , а в моно­блочных крыльях при .



## 3.1 Подбор сечении элементов силовой схемы крыла

3.1.1 Определение толщины обшивки лонжеронного крыла

Толщину обшивки определяют по формуле Бредта, по величине крутящего момента в расчётном сечении крыла: [5]

(24)



Принимаем 0.5 (мм)

где - удвоенная площадь, ограниченная частью контура сечения, расположенного между началом носка и задним лонжероном или между лонжеронами, в зависимости от конструкции крыла (в первом случае носок жёстко завязан с лонжероном, во втором случае носок не включается в общую работу крыла, а является как бы аэродинамическим обтекателем).



Разрушающие касательные напряжения можно принять: [5]

(25)



- предел прочности материала. Нижний предел относится к тонкой обшивке (), а верхний - к более толстой ().

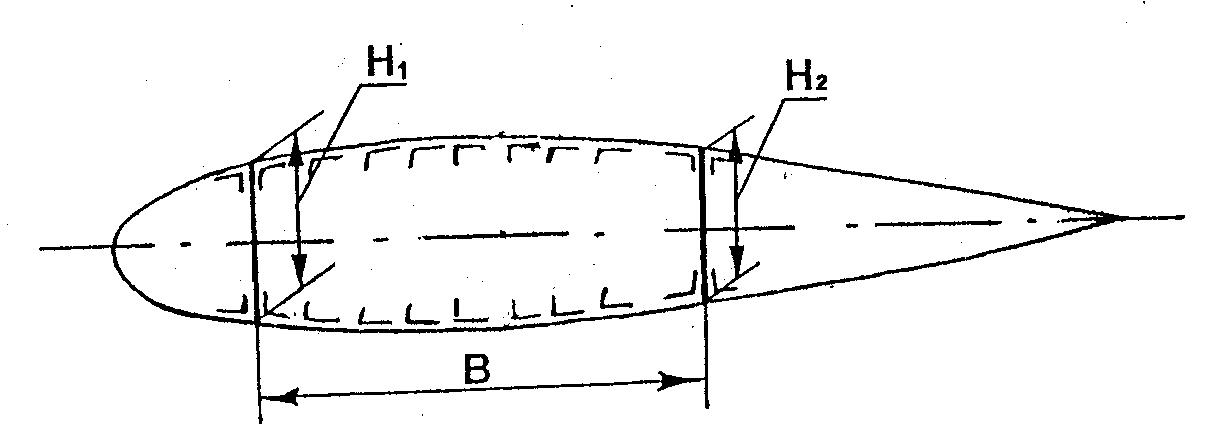


Рис.4

## 3.2 Подбор элементов продольного набора

3.2.1 Подбор поясов лонжеронов и стрингеров в растянутой зоне

Необходимая площадь сечения первого лонжерона в растянутой зоне определяется по формуле: [5]

(26)



Принимаем профиль

Таблица 9

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| H | B | б | б1 | F |
| 20 | 15 | 1,5 | 1,2 | 0,5 |
|  |  |  |  |  |

где коэффициент, определяющий долю нормальной силы, приходя­щейся на пояса лонжеронов .Обычно принимают ;



большая из высот лонжеронов.



Нормальная сила N в расчётном сечении определяем исходя из вели­чины изгибающего момента действующего в сечении для расчётного случая А. [5]



(27)



здесь средняя высота лонжеронов.



где габаритные размеры лонжерона;



количество лонжеронов;



коэффициент, учитывающий уменьшение высоты лонжерона, за счёт несовпадения центра тяжести пояса лонжерона с габаритными разме­рами.



Можно принять . Потребная площадь сечения растянутого поя­са любого пояса 1-го лонжерона находящегося из равенства: [5]



(28)



По значениям найденных площадей выбирают так и размеры прессованных профилей .



Необходимая площадь сечения стрингеров определяется по формуле: [5]

(29)



де число стрингеров в растянутой зоне крыла;



разрушающее напряжение материала стрингера. При определении нормальных сил , воспринимаемых поясами лонжеронов можно воспользоваться формулой: [5]



(30)



Усилие, приходящееся на обшивку определяется по формуле: [5]



(31)



где расстояние между передним и задним лонжероном;



редукционный коэффициент, значение которого можно взять из таблиц.



Значения в растянутой зоне



Таблица10

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  | 1,0 | 1,0-1,5 | 2,0 |
|  | 0,6-0,7 | 0,85-0,9 | 1,0 |

По найденной площади стрингера подбираются тип и размеры профиля по каталогу стандартных профилей.

Выбираем профиль ПК2-220

Таблица 11

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| H | B | б1 | б2 | F |
| 25 | 18 | 2 | 1,5 | 0,7 |

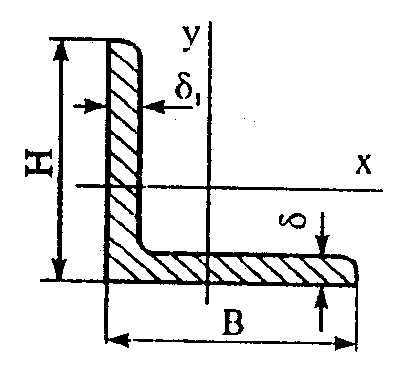


Рис.6

3.2.2 Подбор поясов лонжеронов и стрингеров в сжатой зоне. Принимаем, что в сжатой зоне площади сечений стрингера и рас­стояния между ними такие же, как и в растянутой зоне. В этом случае расчет сжатой зоны сводится к подбору поясов лонжеронов.

Потребные площади сечений поясов вычисляем по следующей фор­муле: [5]

(31)



(32)



В качестве разрушающего напряжения сжатого пояса лонжерона можно взять временное сопротивление материала, если они достаточно массивны. Если же пояса лонжеронов выполнены из профилей недостаточно большого сечения, то разрушающие напряжения принимаются равными критическим напряжениям местной потери устойчивости, которые определяются только при известной форме и размерах сечения. Поэтому первом приближении принимаем форму и размеры пояса как для растяну той зоны и определяем для этого пояса критические напряжения местной потери устойчивости. Если критические напряжения меньше, чем то необходимо увеличить площади поясов и определить критические напряжения для нового профиля, затем определить несущую способность поясов и сравнить с несущей способностью растянутой зоны. Должно быть со блюдено условие:



После чего делается проверка на устойчивость: [5]

(33)



Если это условие не выполняется, то следует увеличить сечения поя сов, или стрингеров, или количество стрингеров.

приведенная площадь стрингера с присоединенной к нему обшивкой:



Приведенная ширина обшивки определяется по формуле: [5]



(34)



расстояние между стрингерами;



редукционный коэффициент:



(35)



Критические напряжения в обшивке можно вычислить:

(36)



Величина берется равной минимальному критическому напря­жению местной или общей потери устойчивости стрингера.



В первом приближении приведенную ширину обшивки можно при­нять равной:



## 3.3 Определение толщин стенок лонжеронов

Толщина стенок лонжеронов определяется из расчета на сдвиг от изгиба, при условии, что перерезывающая сила воспринимается только стенками лонжеронов.

Перерезывающая сила перераспределяется пропорционально их изгибной жесткости: [5]

(37)



где перерезывающая сила в расчетном сечении. Тогда толщина стенки i-го лонжерона: [5]



(38)



Принимаем стандартную толщину 0.5 (мм)

можно принять равным .



После определения стандартной толщины стенки , необходимо провести проверку на устойчивость при работе на сдвиг: [5]



(39)



величина критического напряжения стенки при сдвиге. Если стенка заднего лонжерона окажется тоньше обшивки, то необ­ходимо принять толщину стенки этого лонжерона равной толщине обшивки, так как эта стенка входит в контур воспринимающий крутящий момент. Это касается и стенки 1-го лонжерона, если в конструкции заложен неработающий носок.



# 4. ВЫБОР И РАСЧЕТ КРОНШТЕЙНА

## 4.1 Определение диаметра болта [7]



Рис. 7

(40)



(41)



Принимаем



(42)



Запас прочности



## 

## 4.2 Определяем геометрические параметры проушины [7]

(43)



(44)



(45)



Принимаем (46)



Определяем радиус проушины при условии прочности на срез. [7]

(47)



(48)



(49)



Из условия прочности на разрыв: [7]

(50)



Принимаем



Определяем высоту стенки проушины [7]

(51)



## 4.3 Определяем геометрические параметры корпуса кронштейна [7]

(52)



(53)



Принимаем



(54)



Проверочный расчет на местную устойчивость. Материал стенки и полки Д16Т. [7]

(55)



(56)



(57)



(58)



Пояса нагружены усилиями: [7]

(59)



(60)



(61)



Запас прочности на устойчивость: [7]

(62)



# 4.4 Расчёт крепления кронштейнов

В общем случае на кронштейн действует сила Р с тремя составляющими РХ, РY, PZ. Для определения усилий действующих на крепёж рассматривается действие каждой составляющей отдельно, а результат суммируется.

Сила РХ переносится в центр жёсткости, болтов работающих на отрыв и распределяется между болтами пропорционально их жёсткости на растяжение. В определении центра жёсткости в этом случае могут не участвовать болты, работающие на срез и на срез-отрыв, которые исключают запас прочности из работы болтового соединения после анализа в каждом конкретном случае нагружения. Сила РХ распределится по формуле [7]

(63)



Опрокидывающий момент MZ определяется двумя силовыми факторами

– от эксцентриситета силы РХ относительно центра жёсткости болтов;

– от силы РY на плече L

(64)



опрокидывающий момент относительно линии упора параллельной оси Z.

hi – расстояние от оси болта до линии упора.

Опрокидывающие моменты MZ, MY стремятся развернуть кронштейн относительно линии упора или линии опрокидывания.

В вариантах достаточно жёстких конструкций участвующих в болтовом соединении (жёсткий кронштейн и жёсткая опора) линии опрокидывания проходят по кромкам подошвы кронштейна, как показано на рис. 1. В случае очень жёсткого кронштейна линия опрокидывания может проходить через центр жёсткости болтов опоры, через которую опрокидывается кронштейн.

Опрокидывающий момент распределится между болтами пропорционально произведению жёсткости растяжения линии опрокидывания наиболее распространённый в силу достаточной жёсткости конструкций. [7]

(64) (65)



Опрокидывающий момент MY возникающий от силы РZ на плече L распределится между болтами (работающими на отрыв) аналогично моменту MZ . [7]

(66)



- опрокидывающий момент относительно линии упора параллельной оси Y



Суммарное расчётное усилие отрыва болта определяется из выражения: [7]

(67)



Сила РХ чаще распределяется между болтами в силу большой статической неопределимости с учётом коэффициентов неравномерности КН=1,1…1,2…1,25…1,5

Величина коэффициентов неравномерности должна выбираться в каждом отдельном случае особо.

Далее вычисляется коэффициент запаса прочности болта, работающего на отрыв [7]

(68)



где - разрушающее усилие болта на разрыв, берётся по соответствующим таблицам



При перенесении сил РY и РZ в центр жёсткости болтового соединения получаем не только опрокидывающие моменты МY и МZ но и срез по направлениям действия этих составляющих.

В этом случае, когда один и тот же болт по главной части одновременно работает на отрыв и сдвиг (или сдвигом нельзя пренебречь), коэффициент запаса прочности определяют по формуле: [7]

(69)



ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В курсовом проекте был спроектирован самолёт на основе прототипа С-80:

определены воздушные и массовые силы, воздушная нагрузка, толщины стенок лонжеронов, диаметры болта, геометрические параметры проушины, корпуса кронштейна.

Построены поляра профиля, эпюры перерезывающих сил и изгибающих, крутящих моментов.

ПРИЛОЖЕНИЕ



СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАНОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя М.: Машиностроение, 1967
2. Егерь С.М. Проектирование Самолётов. М.: Машиностроение, 1983
3. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов М.: Машиностроение, 1991
4. Мамет О.П. Краткий справочник конструктора-машиностроителя М.: Машиностроение, 1964
5. Матвеев Е.Н. Расчёт нестреловидного крыла. Учебное пособие. Ульяновск.: УлГТУ, 1998.
6. Московский Международный Авиационно-Космический Салон. М.

«Афрус», 1995

1. Чернов А.А Конструкция и проектирование летательных аппаратов Ульяновск.: УлГТУ, 1998