

Анализ конструктивно-технологических особенностей крыльев учебно-тренировочных самолетов

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Проведен анализ конструктивно-силовых схем крыльев современных учебно-тренировочных самолетов. Представлено сравнение характеристик двух- и трехлонжеронной схемы крыла. Приведена методика проектировочного расчета двух- и трехлонжеронного крыла учебно-тренировочного самолета. Определены геометрические параметры основных конструктивно-силовых элементов крыла, создана мастер-геометрия, модель распределения пространства и аналитическая модель крыла в системе Siemens NX. Определены в первом приближении массы кессонной части двух- и трехлонжеронного крыла.

Ключевые слова: учебно-тренировочный самолет, конструктивно-силовая схема, крыло, обшивка, лонжерон, проектировочный расчет, модель, масса.

Учебно-тренировочные самолеты (УТС) предназначены для первоначальной подготовки летного состава, в ходе которой летчик получает базовые навыки пилотирования. В качестве учебно-тренировочных применяют самолеты: Hawk Mk.100, IAR-99, L-59, Т-45 «Госшок», Т-50.

Вновь создаваемый проект УТС по своей эффективности, основным характеристикам должен превосходить достигнутый мировой уровень.

Основные параметры самолетов-аналогов и особенности конструкции их крыльев приведены в табл. 1. Рассмотрим конструктивно-силовые схемы крыльев современных учебно-тренировочных самолетов.

Hawk Mk.100 – британский реактивный дозвуковой учебно-тренировочный самолёт и лёгкий штурмовик (рис. 1) . Конструкция выполнена из алюминиевых сплавов; кессонная часть монопланного крыла состоит из двух основных лонжеронов и одного вспомогательного, нервюр, монолитных панелей; топливо внутри кессона; элероны с сотовым наполнителем. Крыло присоединено к центроплану шестью болтами[1].

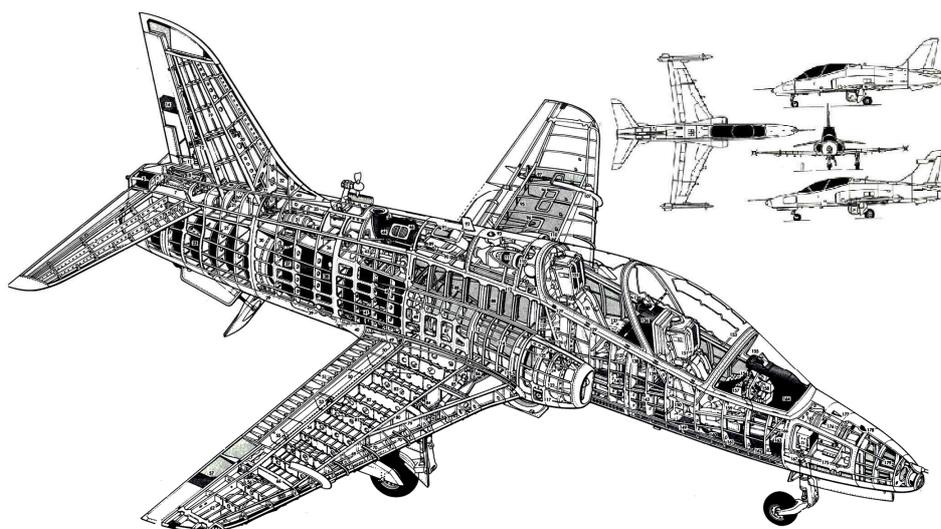


Рис. 1. Общий вид и конструктивно-силовая схема самолета Hawk Mk.100

IAR-99 – румынский учебно-боевой самолёт и лёгкий штурмовик, разработанный INCAS для замены в ВВС Румынии учебно-боевых самолётов Л-29 и Л-39. Крыло выполнено из алюминиевых сплавов, цельнометаллическое двухлонжеронное. Панели кессона крыла, в котором располагается топливо монолитные (рис. 2) [1].

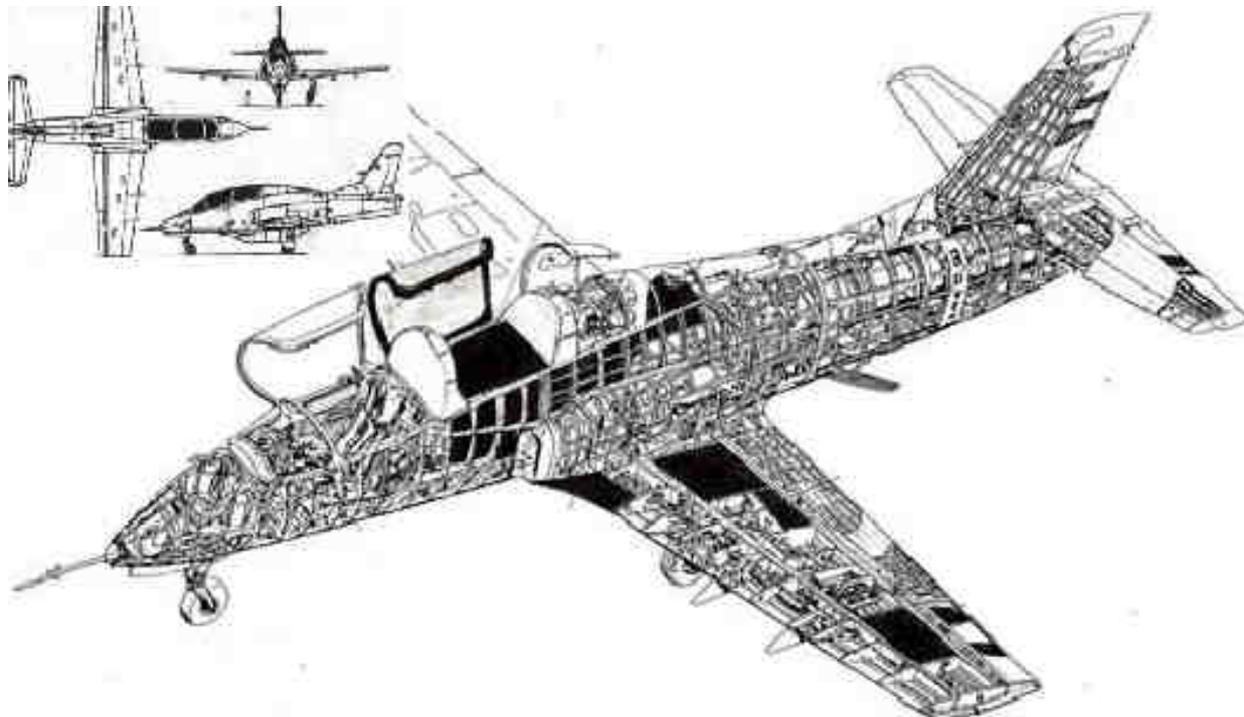


Рис. 2. Общий вид и конструктивно-силовая схема самолета IAR-99

L-59 – двухместный цельнометаллический низкоплан, выполненный по нормальной аэродинамической схеме (рис. 3). Крыло самолета трапециевидной формы в плане, трехлонжеронное, неразъемное по размаху. Угол стреловидности крыла по 1/4 хорд – $1^{\circ}45'$; удлинение – 4,4; сужение – 2,1. Угол поперечного «V» крыла равен $2^{\circ}30'$; угол установки 2° . Крыло не имеет аэродинамической и геометрической крутки. Его передняя кромка не механизирована, а задняя оснащена двухщелевым выдвижным закрылком и элеронами. Общая площадь закрылка – $2,68 \text{ м}^2$; угол отклонения на взлете – 25° , на посадке – 44° . Закрылок оснащен механизмом кинематической синхронизации отклонения левой и правой его половин. Закрылок автоматически убирается при увеличении скорости полета (по прибору) до 310 км/ч . Суммарная площадь элеронов – $1,69 \text{ м}^2$; углы отклонения – до 16° . Элероны имеют весовую балансировку и оснащены триммерами с электрическим управлением. В подфюзеляжной зоне крыла между передним и средним лонжеронами находятся два тормозных щитка площадью по $0,25 \text{ м}^2$. Максимальный угол отклонения – 55° . Щитки управляются летчиками, но при разгоне самолета до $M=0,78$ выпускаются автоматически. К среднему лонжерону крепят стойки основных опор шасси. На концах крыла расположены несъемные топливные баки, каждый из которых разделен на три отсека: средний заполняется топливом, а передний и хвостовой занимают антенны и блоки радиотехнического оборудования. В носках концевых баков установлены фары. Нижняя поверхность крыла оснащена узлами для подвески универсальных балочных держателей [1].

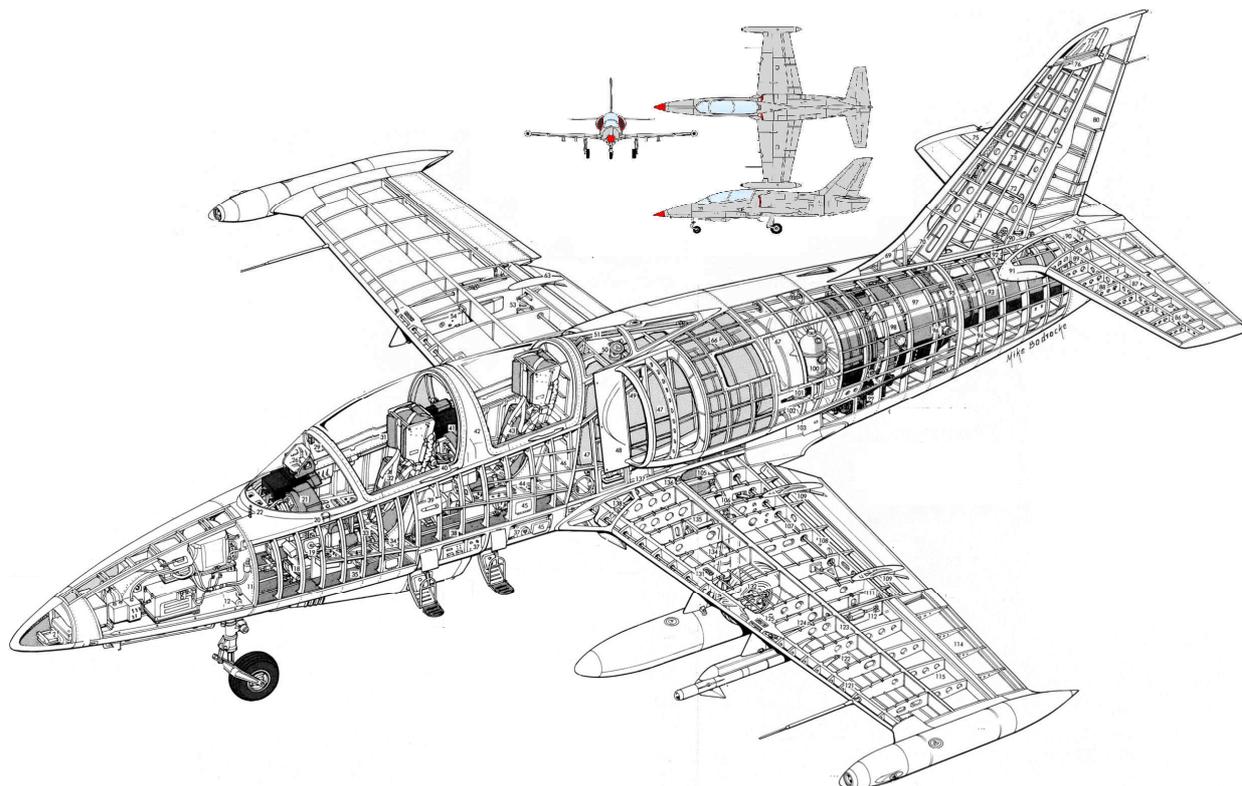


Рис. 3. Общий вид и конструктивно-силовая схема самолета L-59

T-45 «Госхок» – американский учебно-тренировочный самолёт палубного базирования (рис. 4). Конструкция выполнена из алюминиевых сплавов; кессонная часть монопланного крыла состоит из двух основных лонжеронов и одного вспомогательного, нервюр, монолитных панелей; внутри кессона располагается топливо [1].

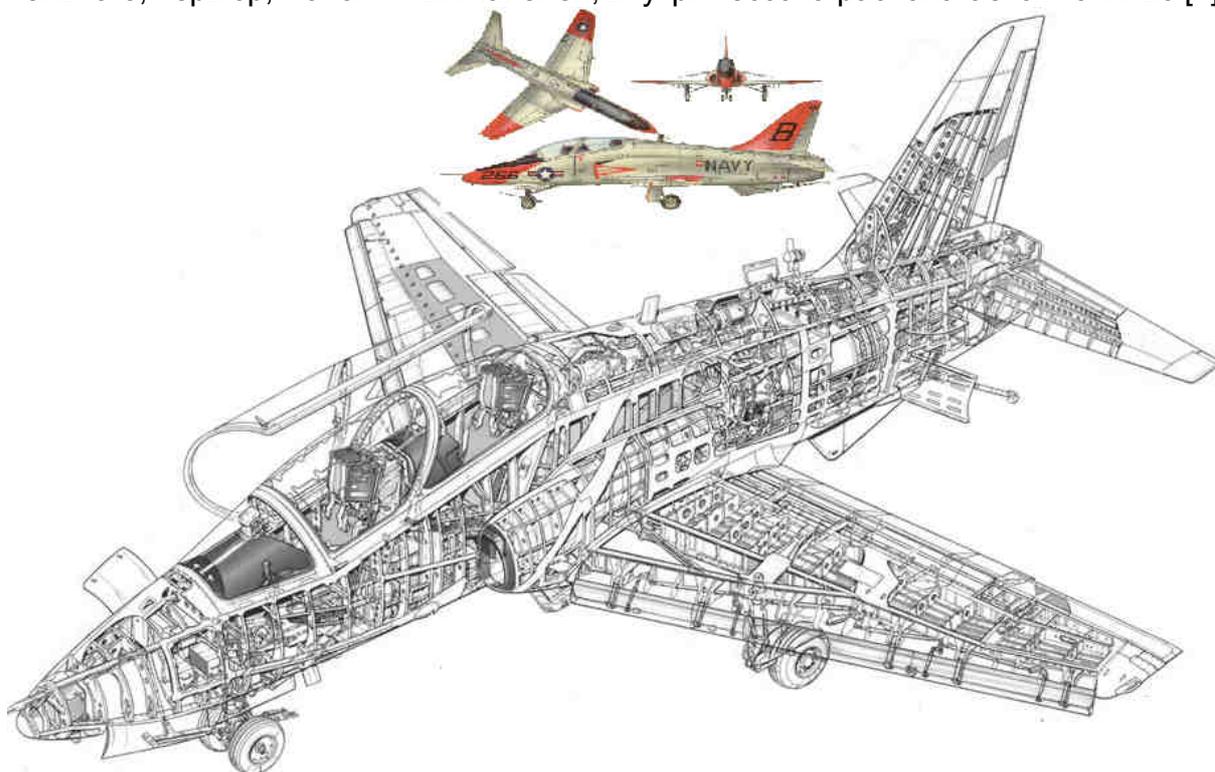


Рис. 4. Общий вид и конструктивно-силовая схема самолета T-45 «Госхок»

T-50 – двухместный сверхзвуковой учебно-боевой реактивный самолёт. Крыло имеет многолонжеронную конструкцию и состоит из лонжеронов, нервюр и монолитных панелей (рис. 5) [1].

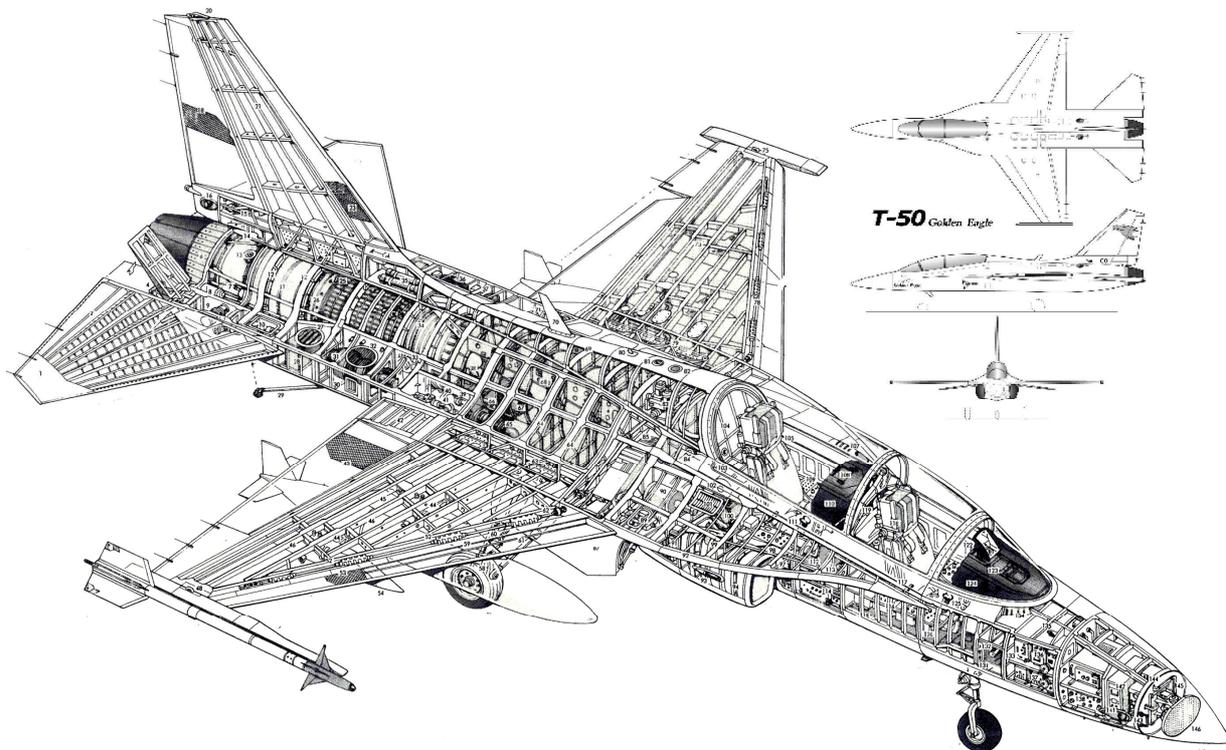


Рис. 5. Общий вид конструктивно-силовой схемы самолета Т-50

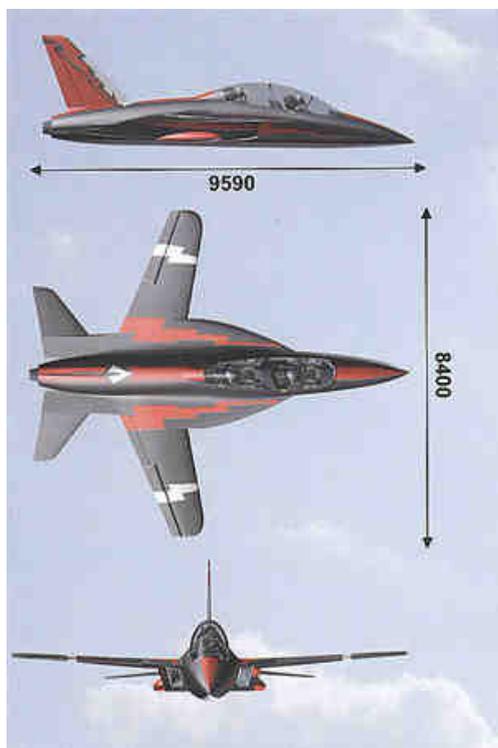


Рис. 6. Общий вид самолета CP-10

Аэродинамическая компоновка самолета CP-10 обеспечивает достижение высоких маневренных характеристик, достаточной прочности конструкции и минимального веса планера. Самолет построен по нормальной аэродинамической схеме, обеспечивающей маневренность в широком диапазоне углов атак. Планер выполнен с высокой степенью интегрированности, когда крыло обратной стреловидности и фюзеляж образуют единую форму, обеспечивающую высокие значения аэродинамического качества. CP-10 оснащен убираемым в полете трехопорным шасси с носовой опорой. Горизонтальное оперение – цельноповоротное, вертикальное оперение – однокилевое. На самолете установлен двигатель AI-25ТЛШ с максимальной тягой 18,5 кН.

Таблица 1

Статистические данные самолетов-аналогов и их крыльев

Параметры	Нawk Mk.100	IAR-99	L-59	T-45	T-50	CP- 10	Проект УТС
Максимальная скорость, км/ч	1065	865	876	1065	1650	900	940
Максимальная высота полета, м	13700	12900	12200	12950	14650	6000	15000
Взлетная масса, кг	9100	5560	7000	5783	8890	2700	2264
Полезная нагрузка, кг	3000	1000	1500	850	3000	-	240
Площадь крыла, м ²	16,69	18,71	18,8	17,66	26,6	11	8,884
Размах крыла, м	9,08	9,85	9,12	9,39	9,11	8,4	7,3
Стреловидность по передней кромке, град	24	5	1,75	25	34	-10	-10
Удлинение крыла	4,9	5,2	4,4	5	3,12	6,4	6
Относительная толщина профиля крыла	12%	12%	12%	10,9%	5%	10%	9%
Сужение крыла	2,94	1,78	2,1	3,22	4,35	2	2
Относительная площадь закрылков	0,15	0,135	0,134	0,142	0,115	-	0,11
Относительная площадь предкрылков	-	-	-	0,068	0,112	-	0,0723
Относительная площадь элеронов	0,058	0,083	0,068	0,06	0,05	-	0,0027
Количество лонжеронов	3	2	3	3	7	-	3
Наличие топлива в крыле	+	+	-	+	+	-	-
Тип панелей крыла	монолитные	монолитные	сборные	монолитные	монолитные	-	сборные
Расположение крыла	низкоплан	низкоплан	низкоплан	низкоплан	среднеплан	-	среднеплан
Крепление шасси к крылу	+	+	+	+	-	-	-
Удельная нагрузка на крыло, даН/м ²	535	292	365	321	328	241	250

Из представленных данных можно заключить, что большинство учебно-тренировочных самолетов имеют крылья трехлонжеронной конструкции с монолитными панелями. Топливо располагают внутри крыла.

Сравним двухлонжеронную и трехлонжеронную конструкции крыла реактивного учебно-тренировочного самолета (УТС)[2].

Решение о применении той или иной конструкции следует принимать, рассмотрев конструктивно-силовые схемы современных самолетов подобного назна-

чения; сопоставив количественные и качественные характеристики вариантов, учитывая требования прочности, надежности, ресурса, живучести, производственной и эксплуатационной технологичности, минимума массы.

Применение трехлонжеронной конструкции имеет ряд достоинств [3]:

– высокая жесткость крыла при кручении, что особенно важно для крыльев обратной стреловидности;

– высокая надежность и живучесть;

– нервюры – многоопорные балки, их масса снижается.

Недостатки такой схемы:

– усложняется многоточечный стык крыла с фюзеляжем;

– число частей нервюр возрастает, что удорожает их производство;

– вследствие наличия узлов сочленения нервюр с лонжеронами растет масса конструкции.

Для первоначального сравнения по критерию минимума массы двухлонжеронной и трехлонжеронной схем, применительно к УТС проведем проектировочный расчет двух вариантов конструкции крыла для расчетного случая «А» [4] при действии максимальной эксплуатационной перегрузки $n_y^э = 8$ и убранной механизации крыла.

Определение нагрузок, действующих на крыло

Согласно выбранной схеме самолета, его проектным параметрам и взлетной массе был построен общий вид (рис. 7).

Учебно-тренировочный самолет представляет собой цельнометаллический моноплан, выполненный по классической аэродинамической схеме, двухкилевым вертикальным оперением и крылом обратной стреловидности, с углом стреловидности по передней кромке минус 10° . Крыло оснащено закрылками, предкрылками и элеронами.

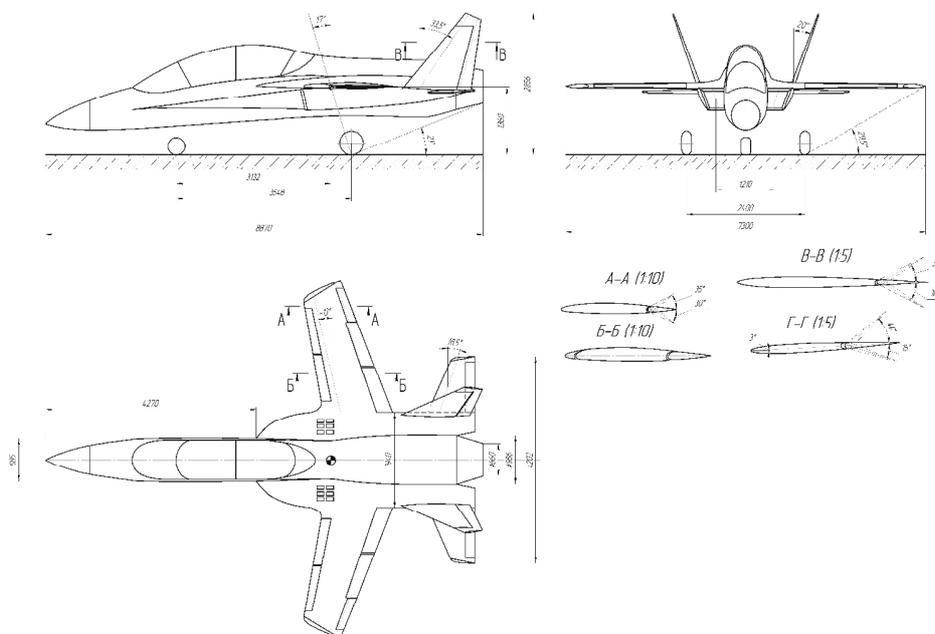


Рис. 7. Фрагмент общего вида УТС

Согласно чертежу общего вида разработан теоретический чертеж проектируемого крыла и его мастер-геометрия (рис. 8, 9).

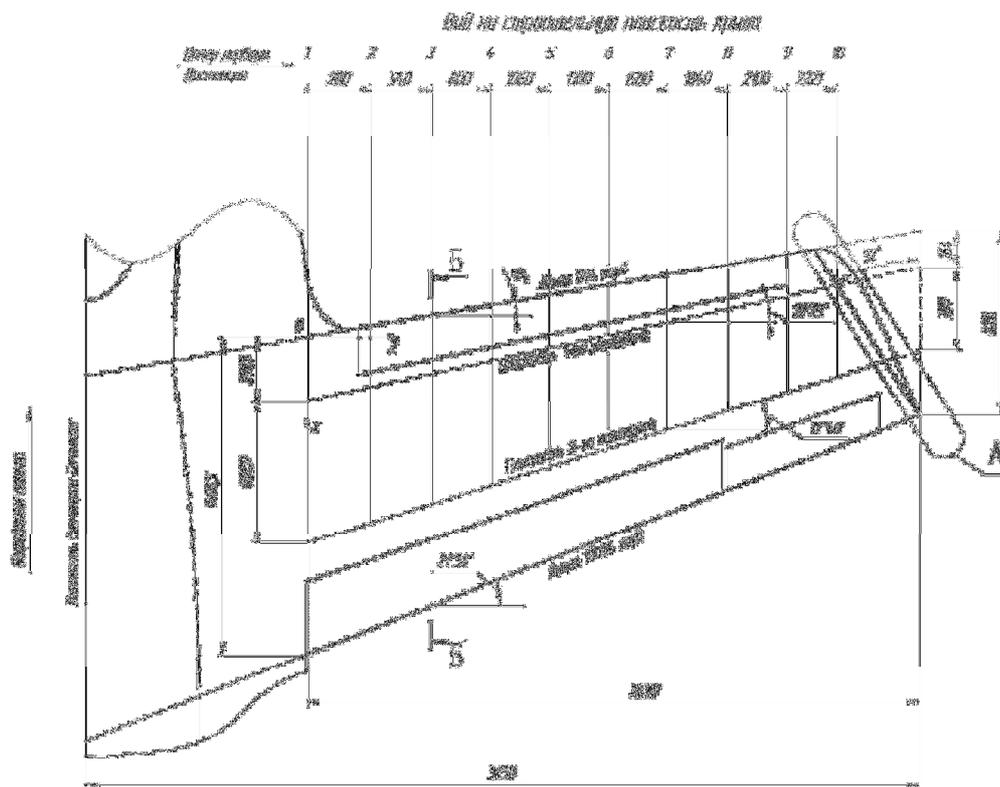


Рис. 8. Фрагмент теоретического чертежа крыла УТС

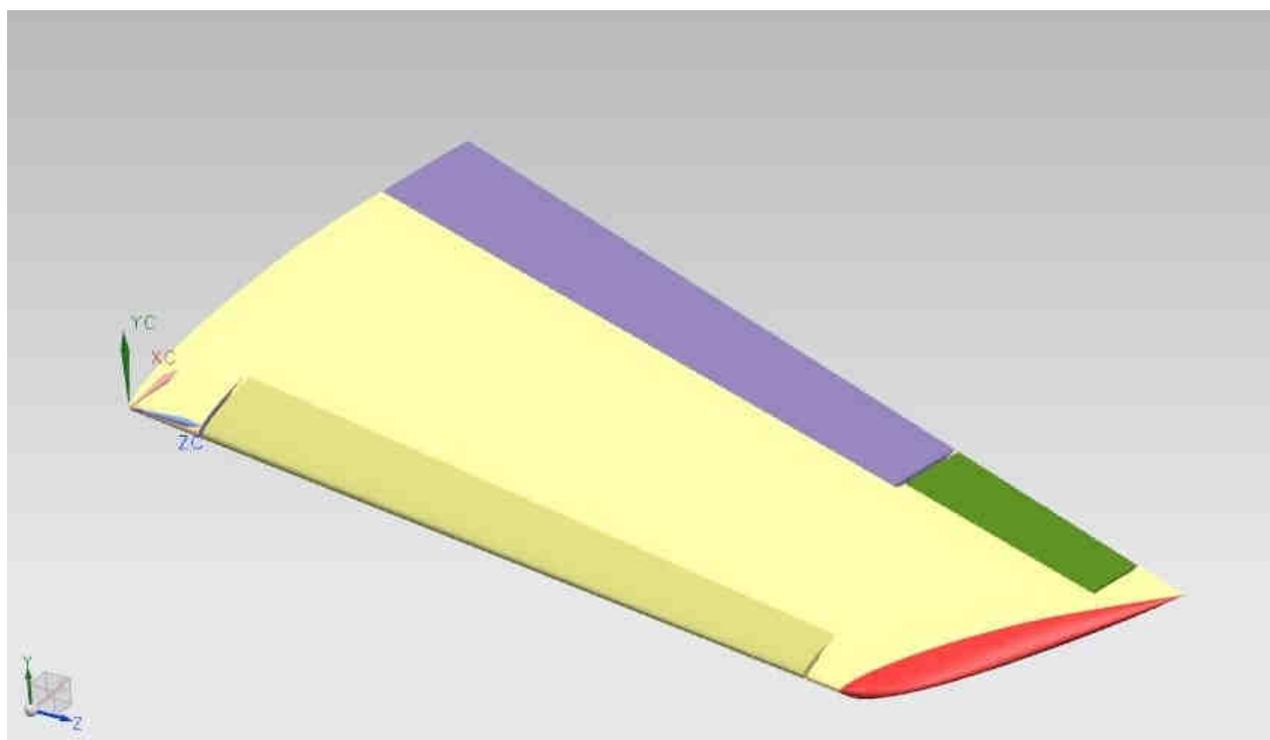


Рис. 9. Фрагмент мастер-геометрии крыла

Сечение крыла представляет собой аэродинамический профиль серии ЦАГИ КВ-2-12 с относительной толщиной профиля $\bar{c} = 9\%$. Лонжероны в крыле расположим:

- передний лонжерон на расстоянии 20% хорды от носка крыла;

- задний лонжерон на расстоянии 65% хорды от носка крыла (рис. 10).

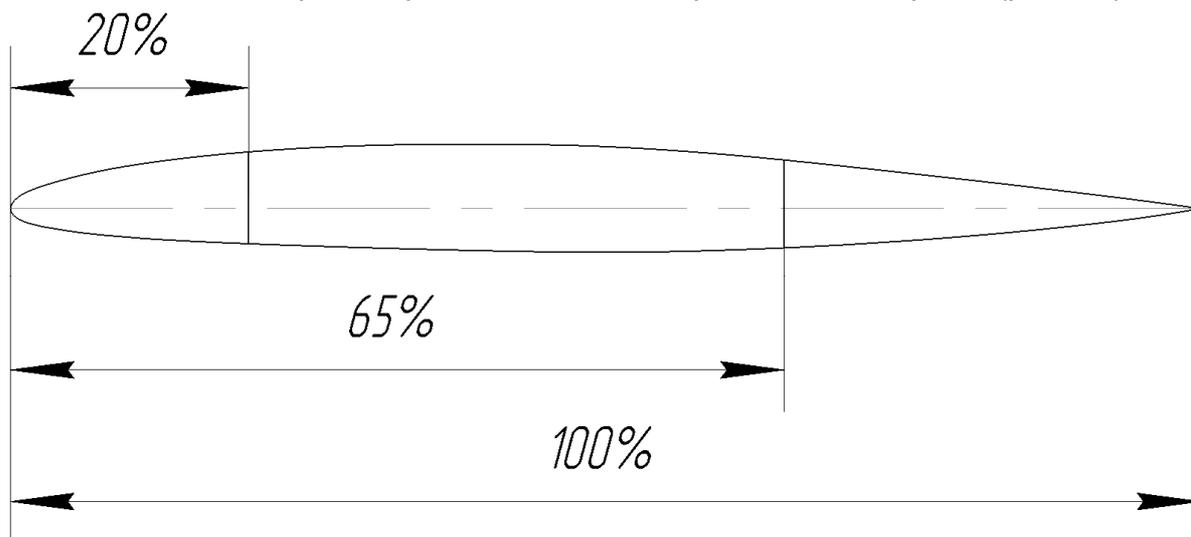


Рис. 10. Схема расположения лонжерона

Крыло имеет геометрическую крутку. Угол закрутки концевого сечения крыла $\varphi = -1,5$ град. Угол закрутки распределяется вдоль размаха крыла по линейному закону.

По длине крыла аэродинамическая нагрузка распределяется по закону относительной циркуляции, т.е.

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

где G – вес самолета;

$f = 1,5$ – коэффициент безопасности;

L – удвоенная длина консоли крыла;

$\bar{\Gamma}$ – относительная циркуляция.

Изменение относительной циркуляции для закрученного крыла учитывают по формуле

$$\Delta \bar{\Gamma}_{закр} = \frac{\Delta c_{y сеч} \cdot b(z)}{S_{кр}} \cdot L \cdot \varphi,$$

где $\Delta c_{y сеч}$ – приращение коэффициента подъемной силы в сечении крыла вследствие закрутки крыла на один градус;

$b(z)$ – длина хорды профиля в сечении крыла;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

Для стреловидного крыла, имеющего геометрическую крутку, относительную циркуляцию определяют по формуле

$$\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{пр} + \Delta \bar{\Gamma}_{стр} + \Delta \bar{\Gamma}_{закр},$$

где $\bar{\Gamma}_{пр}$ – относительная циркуляция по размаху прямого крыла;

$\Delta\bar{\Gamma}_{стр} = \Delta\bar{\Gamma}_{45} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ}$ – изменение относительной циркуляции вследствие наличия стреловидности;

$\Delta\bar{\Gamma}_{45}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при углах стреловидности $\chi = 45^\circ$;

χ – угол стреловидности в градусах по $\frac{1}{2}$ хорды.

Погонная нагрузка массовых сил крыла пропорциональна хордам $b(z)$:

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} \cdot n^p}{S_{кр}} \cdot b(z).$$

При определении характера распределения поперечных сил и изгибающих моментов по длине крыла необходимо определить функции $Q(z)$ и $M(z)$ от воздействия распределенной нагрузки $q(z)$. Для этого табличным способом вычисляем интегралы методом трапеций [4]:

$$Q_x = \int_{L/2}^z q(z) dz; \quad M_x = \int_{L/2}^z Q(z) dz.$$

При построении эпюры условных крутящих моментов M_z вначале задаем положение оси приведения. Она проходит через переднюю кромку крыла параллельно оси “z”. Так как самолет выполнен по интегральной схеме, подфюзеляжная часть крыла также воспринимает нагрузку. Поэтому начало отсчета располагается на плоскости симметрии самолета.

Для погонных крутящих моментов (рис. 11):

$$m_z = q_{аэп}^p \cdot e - q_{кр}^p \cdot d,$$

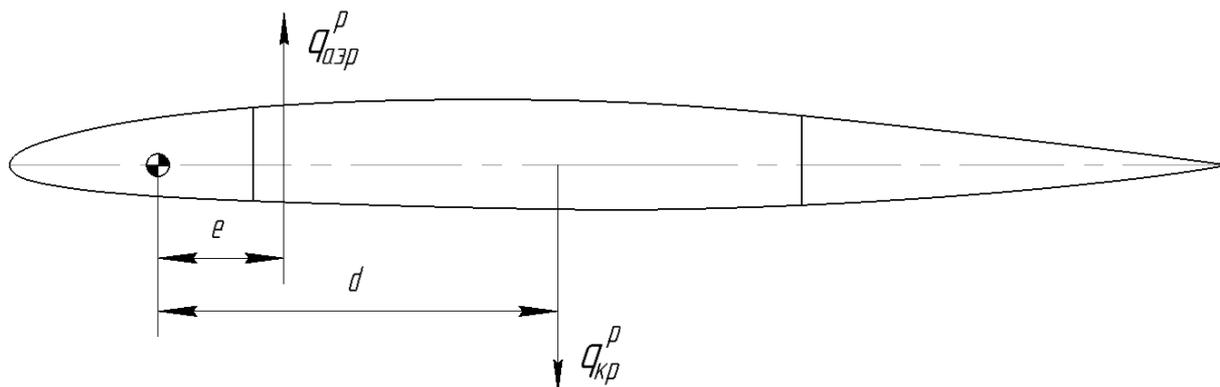


Рис. 11. Схема для определения погонных крутящих моментов в сечении крыла

где e, d – расстояние от оси приведения до точек приложения воздушной нагрузки и нагрузки от массы крыла $q_{аэп}^p, q_{кр}^p$ соответственно.

Интегрируя эпюру m_z , получаем приведенные моменты M_z от воздействия распределенных нагрузок. При определении нагрузок на крыло сосредоточенные массы учитывали как распределенную нагрузку от массы крыла, так как до прове-

дения проектировочного расчета их положение неизвестно. Эпюры нагрузок по размаху крыла показаны на рис. 12-14.

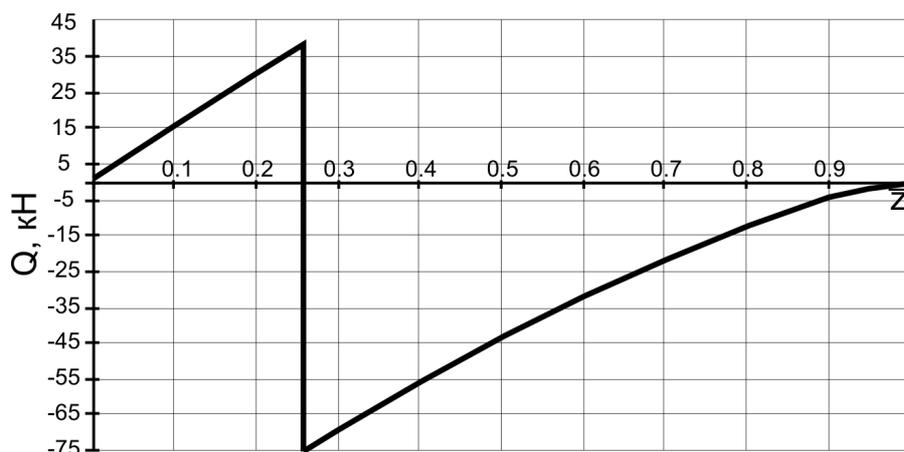


Рис. 12. Эпюра поперечных сил по размаху крыла

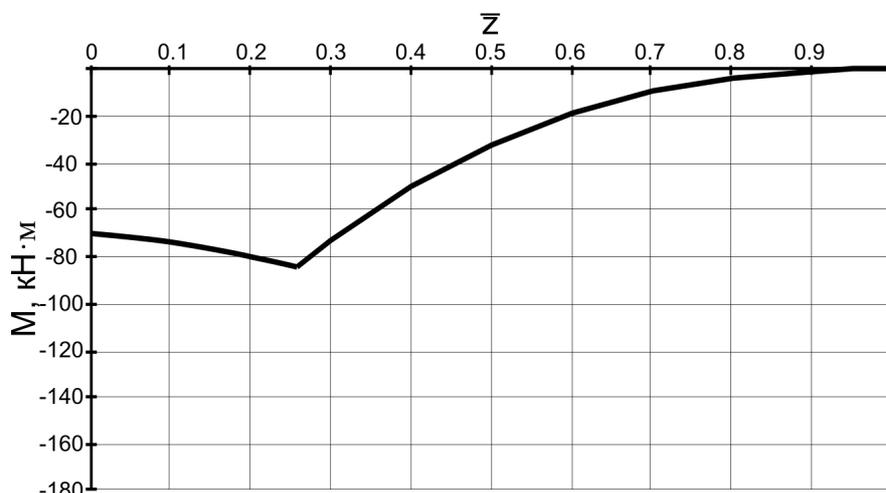


Рис. 13. Эпюра изгибающих моментов по размаху крыла

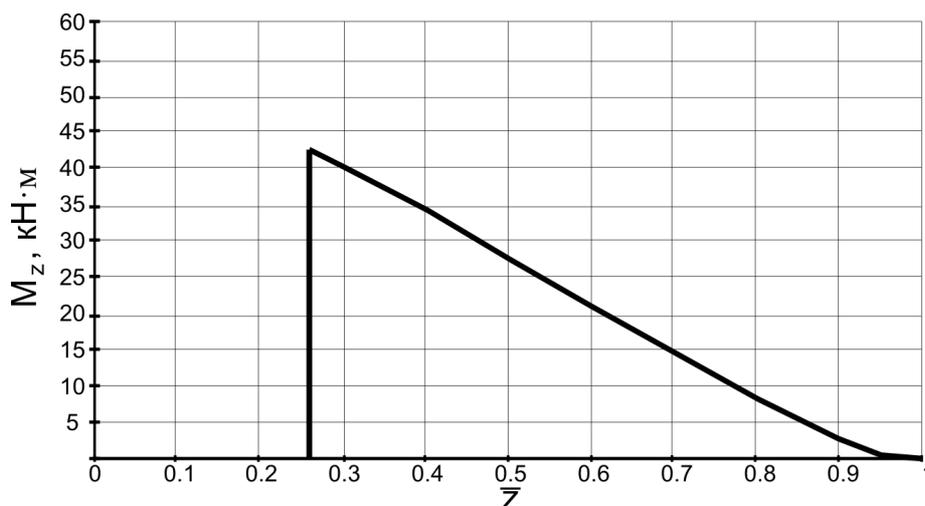


Рис. 14. Эпюра условных крутящих моментов по размаху крыла

В качестве конструктивно-силовой схемы крыла выбрана лонжеронная схема. Два лонжерона воспринимают часть изгибающего момента. Стенки лонжеро-

нов воспринимают поперечную силу. Остальную часть изгибающего момента воспринимают сборные панели, состоящие из стрингеров и приклепанной к ним обшивки. Панели подкреплены нервюрами, что повышает критические напряжения потери устойчивости стрингеров. На основании мастер-геометрии с учетом выбранной конструктивно-силовой схемы создана параметрическая модель расположения силовых элементов проектируемого агрегата (рис.15).

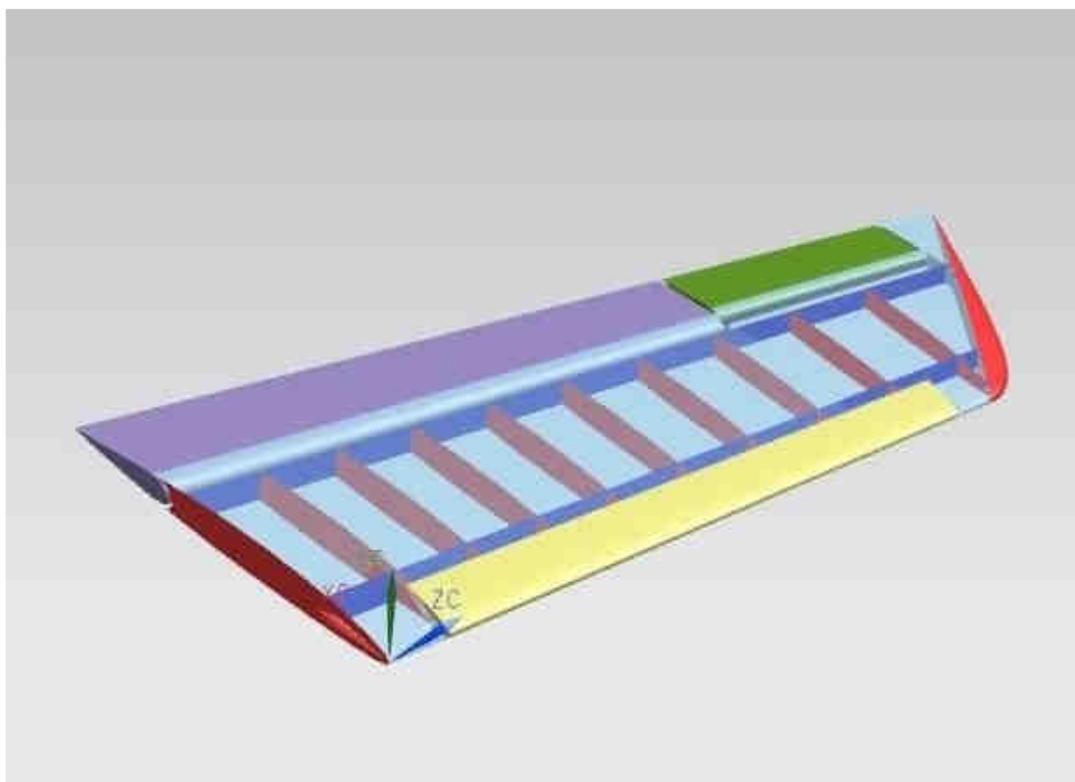


Рис. 15. Фрагмент модели расположения силовых элементов крыла
 Проектировочный расчет проведен по методике, изложенной в работе [4].

Проектировочный расчет геометрических параметров конструктивно-силовых элементов крыла

Выбраны материалы для продольных элементов сечения крыла. Для стрингеров и обшивки выбран алюминиевый сплав Д16Т. Сжатую полку лонжерона изготавливают из высокопрочного алюминиевого сплава В95, растянутую – из Д16Т. Стойки, подкрепляющие стенку лонжерона, также изготавливают из Д16Т.

Рассчитаем регулярную зону в бортовом сечении. Расчет в остальных сечениях производят таким же образом.

Выбор толщины обшивки и количества стрингеров

Толщину обшивки в первом приближении находим по формуле

$$\delta = \frac{q_0}{\tau_{разр}}$$

где $q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega}$ – поток касательных усилий;

$M_{кр}$ – крутящий момент;

Ω – удвоенная площадь сечения кессона;

$\tau_{разр}$ – разрушающие касательные напряжения.

Расстояние между стрингерами t и их количество $n_{стр}$ найдем из условия получения волнистости обшивки крыла не выше определенного значения. Величина δ/t должна удовлетворять неравенству

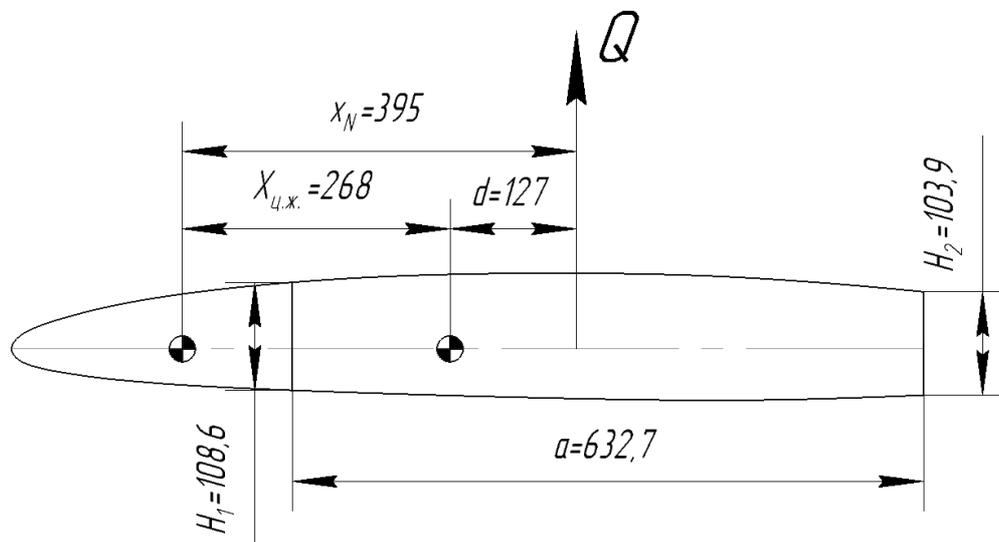


Рис. 16. Схема определения крутящего момента в сечении крыла

$$\delta/t = \sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}},$$

где $\mu = 0,3$ – коэффициент Пуассона;

$E = 7,1 \cdot 10^{10}$ Па – модуль упругости материала обшивки;

p_0 – давление в горизонтальном полете на рассматриваемой поверхности крыла;

$\bar{y} = 0,002$ – максимальная волнистость поверхности.

Определим шаг стрингеров нижней и верхней панелей по формуле:

$$t = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}}.$$

Найдем среднюю высоту расчётного сечения по формуле

$$H_{ср} = \frac{H_1 + H_2}{2}.$$

Усилие, воспринимаемое панелью:

$$P_{пан} = \frac{M_{изг}}{H_{ср}}.$$

Усилие $P_{пан}$ можно представить в виде суммы усилия $P_{л}$, нагружающего полки лонжеронов, и усилия $P_{со}$, воспринимаемого стрингерами и обшивкой:

$$P_{co} = \eta \cdot P_{нан}; \quad P_l = P_{нан} - P_{co}.$$

Введенный коэффициент η определяет долю от усилия $P_{нан}$, воспринимаемую стрингерами и обшивкой. Принимаем $\eta = 0,5$.

Усилие, воспринимаемое стрингерами и обшивкой в растянутой зоне, обозначим P_{co}^P . Его определяют из равенства

$$P_{co}^P = n_{cmp}^H \cdot \sigma_{cmp}^P \cdot (k_2 \cdot F_{cmp}^P + k_3 \cdot \varphi^P \cdot \delta_H \cdot t_H),$$

где σ_{cmp}^P – расчётное разрушающее напряжение стрингера в растянутой зоне;

$k_1 = 0,85$ – коэффициент, учитывающий влияние концентрации напряжений в стрингерах при наличии отверстий, скачков жёсткости, сварных швов;

F_{cmp}^P – площадь поперечного сечения одного стрингера;

δ_H и t_H – толщина обшивки и расстояние между стрингерами в растянутой зоне;

$k_2 = 0,9$ – коэффициент, учитывающий ослабление поперечного сечения стрингера отверстиями под заклёпки;

$k_2 = 0,8$ – коэффициент, учитывающий ослабление обшивки отверстиями под заклёпки;

$\varphi^P = \frac{\sigma_{в обш}}{\sigma_{в cmp}} = \frac{420}{440} = 0,9545$ – коэффициент, учитывающий различие в диа-

граммах σ - ε стрингеров и обшивки.

Определим площадь поперечного сечения стрингеров по формуле

$$F_{cmp}^P = \frac{P_{co}^P}{n_{cmp}^H \cdot \sigma_{cmp}^P \cdot k_2} - \frac{k_3 \cdot \varphi^P \cdot \delta_H \cdot t_H}{k_2}.$$

Усилие P_l^P , воспринимаемое полками лонжеронов в растянутой зоне:

$$P_l^P = P_{нан} - P_{co}^P.$$

Определим суммарную площадь полок лонжеронов в растянутой зоне по формуле

$$F_l^P = \frac{P_l^P}{\sigma_l^P \cdot k_2},$$

где $\sigma_l^P = k_1 \cdot \sigma_{вл}$ – расчётное разрушающее напряжение растянутых полок;

$k_1 = 0,9$ – коэффициент, учитывающий влияние концентрации напряжений в полке;

$k_2 = 0,9$ – коэффициент, учитывающий ослабление поперечного сечения полки отверстиями под болты и заклепки.

Распределим площади полок пропорционально их высотам:

$$F_{1л}^P = \frac{F_l^P}{1 + \frac{H_2}{H_1}}; F_{2л}^P = F_l^P - F_{1л}^P.$$

Подбор продольного силового набора в сжатой зоне

Усилие, воспринимаемое стрингерами и обшивкой в сжатой зоне P_{co}^c :

$$P_{co}^P = n_{стр}^H \cdot \sigma_{стр}^c \cdot (F_{стр}^c + F_{обш}),$$

где $F_{стр}^c$ – площадь стрингера в сжатой зоне;

$F_{обш}$ – присоединенная площадь обшивки, работающей с напряжением стрингера;

$\sigma_{стр}^c$ – расчётное разрушающее напряжение стрингера в сжатой зоне.

Определим критические напряжения потери устойчивости стрингера

$$\sigma_{кр.стр} = \sigma_{в.стр} \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2},$$

где $\nu = \frac{\sigma_{в.стр}}{\sigma_{\vartheta}}$ – коэффициент;

$$\sigma_{\vartheta} = \frac{k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \text{ – эйлерово критическое напряжение;}$$

b и δ – ширина и толщина стенки стрингера;

k – коэффициент, учитывающий условия закрепления граней стенки.

Уточним ширину присоединенной обшивки

$$2c = 1,9 \cdot \delta \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{кр.стр}}}.$$

Тогда площадь присоединенной обшивки

$$F_{обш} = 2c \cdot \delta \text{ м.}$$

Площадь полок лонжеронов определяем по зависимостям, приведенным выше.

Считаем, что центр жесткости поперечного сечения крыла лежит в центре жесткости лонжеронов на изгиб:

$$\bar{b} = \frac{a \cdot I_2}{I_1 + I_2}.$$

Определим моменты инерции лонжеронов I_1 и I_2 :

$$y_{ц.м.1} = \frac{F_{1л}^{сж} \cdot H_1}{F_{1л}^{сж} + F_{1л}^P}; I_1 = F_{1л}^{сж} (H_1 - y_{ц.м.1})^2 + F_{1л}^P \cdot y_{ц.м.1}^2;$$

$$y_{ц.м.2} = \frac{F_{2л}^{сж} \cdot H_2}{F_{2л}^{сж} + F_{2л}^P}; I_2 = F_{2л}^{сж} (H_2 - y_{ц.м.2})^2 + F_{2л}^P \cdot y_{ц.м.2} \cdot$$

Вычислим значение крутящего момента в сечении:

$$M_{кр} = (x_{ц.ж.} - x_N) \cdot Q.$$

Поперечную силу между лонжеронами распределяем пропорционально их изгибным жесткостям:

$$Q_2 = Q \cdot \frac{I_2}{I_1 + I_2};$$

$$Q_1 = Q - Q_2.$$

Силы Q_i и $M_{кр}$ вызывают потоки касательных усилий в стенках лонжеронов (рис. 17). Определим потоки касательных усилий от крутящего момента:

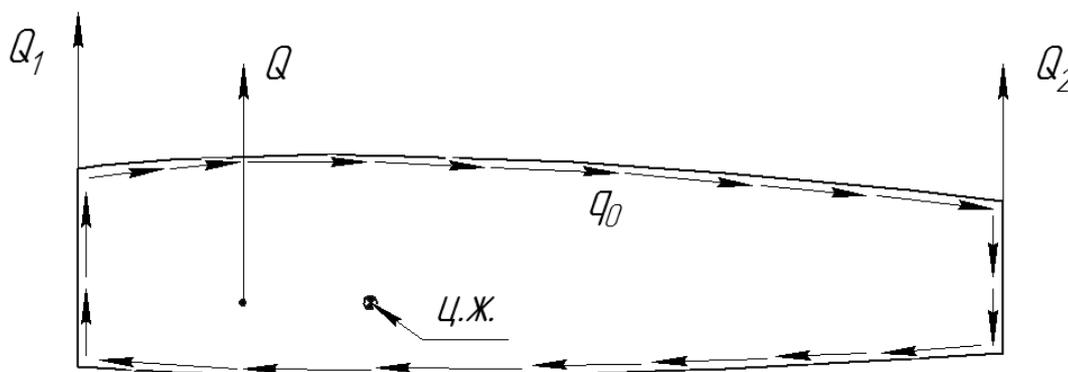


Рис. 17. Потоки касательных усилий

$$q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega}.$$

Вычислим толщины стенок лонжеронов из условия их прочности на сдвиг:

$$\delta_1 = \frac{Q_1 + q_0 \cdot H_1}{\tau_{разр} \cdot H_1}; \delta_2 = \frac{Q_2 - q_0 \cdot H_2}{\tau_{разр} \cdot H_2}.$$

Центр тяжести стрингера и присоединенной обшивки:

$$y_{ц.м.сo} = \frac{F_{стр}^c \cdot (y_{ц.м.с} + \delta/2)}{F_{стр}^c + F_{обш}}.$$

Момент инерции стрингера с присоединенной обшивкой определим по формуле

$$I_{co} = F_{стр}^c \cdot (y_{ц.м.с} + \delta/2 - y_{ц.м.сo})^2 + F_{обш} \cdot y_{ц.м.сo}^2$$

Расстояние между нервюрами находят из условия равнопрочности при местной потере устойчивости стрингера и при общей потере устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой:

$$l = \sqrt{\frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_{co}}{(F_{стр}^c + F_{обш}) \cdot \mu^2 \cdot \sigma_{кр.стр}}}$$

Проектировочный расчет геометрических параметров конструктивно-силовых элементов трехлонжеронного крыла

В качестве конструктивно-силовой схемы крыла выбрана лонжеронная схема. Три лонжерона своими поясами воспринимают часть изгибающего момента. Стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу. Поперечную силу также воспринимают две стенки, расположенные между лонжеронами. Остальную часть изгибающего момента воспринимает работающая обшивка. Обшивка подкреплена нервюрами, что повышает критические напряжения потери устойчивости.

Материалы основных силовых элементов и толщину обшивки оставим такими, как в двухлонжеронном варианте. Второй лонжерон расположим на 42% хорды (рис. 18).

Проведем расчет регулярной зоны в бортовом сечении. Расчет в остальных сечениях выполняем таким же образом [4].

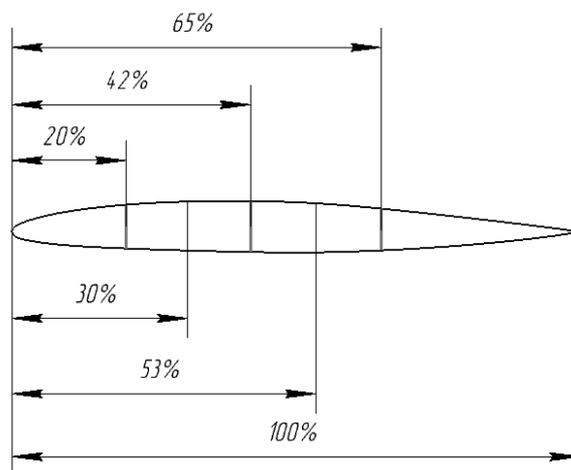


Рис. 18. Схема расположения лонжеронов в сечении крыла

Расчет площадей продольного силового набора

Определяем среднюю высоту расчётного сечения по формуле

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2 + H_3}{2}.$$

Усилие, воспринимаемое панелью:

$$P_{пан} = \frac{M_{изг}}{H_{cp}}.$$

Подбор продольного силового набора в растянутой зоне

Подбор толщин стенок лонжеронов

Считаем, что центр жесткости поперечного сечения крыла лежит в центре жесткости лонжеронов на изгиб:

$$\bar{b} = \frac{a_2 \cdot I_2 + a_3 \cdot I_3}{I_1 + I_2 + I_3}.$$

Определим моменты инерции лонжеронов I_1 , I_2 и I_3 :

$$y_{ц.м.1} = \frac{F_{1л}^{сж} \cdot H_1}{F_{1л}^{сж} + F_{1л}^p}; \quad I_1 = F_{1л}^{сж} \cdot (H_1 - y_{ц.м.1})^2 + F_{1л}^p \cdot y_{ц.м.1};$$

$$y_{ц.м.2} = \frac{F_{2л}^{сж} \cdot H_2}{F_{2л}^{сж} + F_{2л}^p}; \quad I_2 = F_{2л}^{сж} \cdot (H_2 - y_{ц.м.2})^2 + F_{2л}^p \cdot y_{ц.м.2};$$

$$y_{ц.м.3} = \frac{F_{3л}^{сж} \cdot H_3}{F_{3л}^{сж} + F_{3л}^p}; \quad I_3 = F_{3л}^{сж} \cdot (H_3 - y_{ц.м.3})^2 + F_{3л}^p \cdot y_{ц.м.3}.$$

Вычислим значение крутящего момента в сечении:

$$M_{кр} = (x_{ц.ж.} - x_N) \cdot Q.$$

Поперечную силу между лонжеронами распределяем пропорционально их изгибным жесткостям:

$$Q_1 = Q \cdot \frac{I_1}{I_1 + I_2 + I_3}; \quad Q_2 = Q \cdot \frac{I_2}{I_1 + I_2 + I_3}; \quad Q_3 = Q - Q_1 - Q_2.$$

Силы Q_i и $M_{кр}$ вызывают потоки касательных усилий в стенках лонжеронов. Определим потоки касательных усилий от крутящего момента q_i (рис. 19) [5].

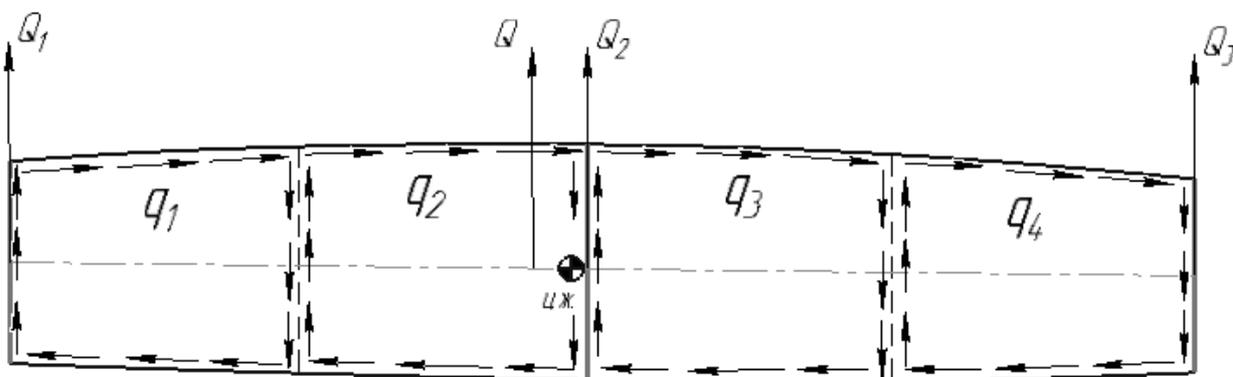


Рис. 19. Потоки касательных усилий

Условие равновесия имеет вид

$$M_{кр} = \sum_{i=1}^4 2 \cdot F_i \cdot q_i.$$

Условия равенства углов закручивания всех элементов сечения:

$$\frac{s_{11}}{\delta_{11} \cdot G_{11} \cdot \theta} \cdot q_1 - \frac{s_{12}}{\delta_{12} \cdot G_{12} \cdot \theta} \cdot q_2 = 2 \cdot F_1;$$

$$-\frac{s_{12}}{\delta_{12} \cdot G_{12} \cdot \theta} \cdot q_1 + \frac{s_{22}}{\delta_{22} \cdot G_{22} \cdot \theta} \cdot q_2 - \frac{s_{23}}{\delta_{23} \cdot G_{23} \cdot \theta} \cdot q_3 = 2 \cdot F_2;$$

$$-\frac{s_{23}}{\delta_{23} \cdot G_{23} \cdot \theta} \cdot q_2 + \frac{s_{33}}{\delta_{33} \cdot G_{33} \cdot \theta} \cdot q_3 - \frac{s_{34}}{\delta_{34} \cdot G_{34} \cdot \theta} \cdot q_4 = 2 \cdot F_3;$$

$$-\frac{s_{34}}{\delta_{34} \cdot G_{34} \cdot \theta} \cdot q_3 - \frac{s_{44}}{\delta_{44} \cdot G_{44} \cdot \theta} \cdot q_4 = 2 \cdot F_4,$$

где $s_{i,j}$ – длина контура по средней линии;

$\delta_{i,j}$ – толщина листа;

$G_{i,j}$ – модуль сдвига;

θ – угол закручивания.

Решив систему уравнений, получим значения потоков касательных усилий.

Вычислим толщины стенок лонжеронов из условия их прочности на сдвиг:

$$\delta_1 = \frac{Q_1 + q_1 \cdot H_1}{\tau_{разр} \cdot H_1}; \quad \delta_2 = \frac{Q_2 - (q_2 - q_3) \cdot H_2}{\tau_{разр} \cdot H_2}; \quad \delta_3 = \frac{Q_3 + q_4 \cdot H_3}{\tau_{разр} \cdot H_3}.$$

Сравнение массы силовых элементов кессонной части двухлонжеронного и трехлонжеронного крыла проектируемого самолета

Для определения массы элементов были созданы параметрические модели в системе Siemens NX [6] (рис. 20, 21).

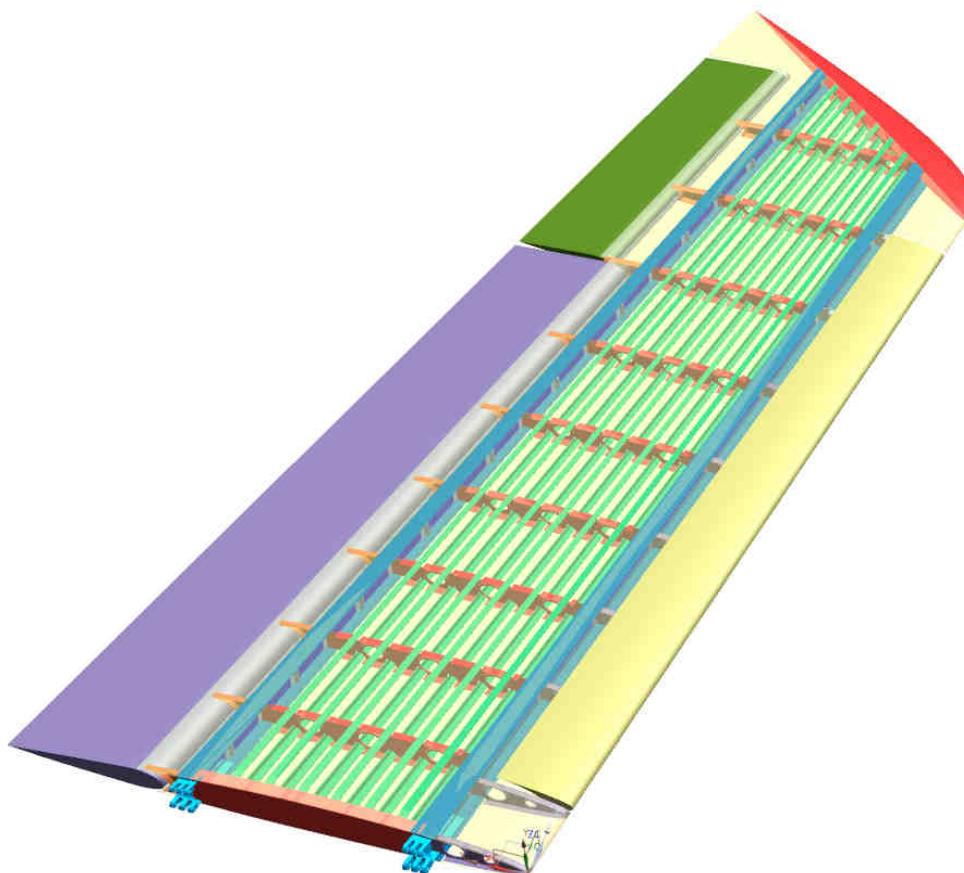


Рис. 20. Модель двухлонжеронного крыла

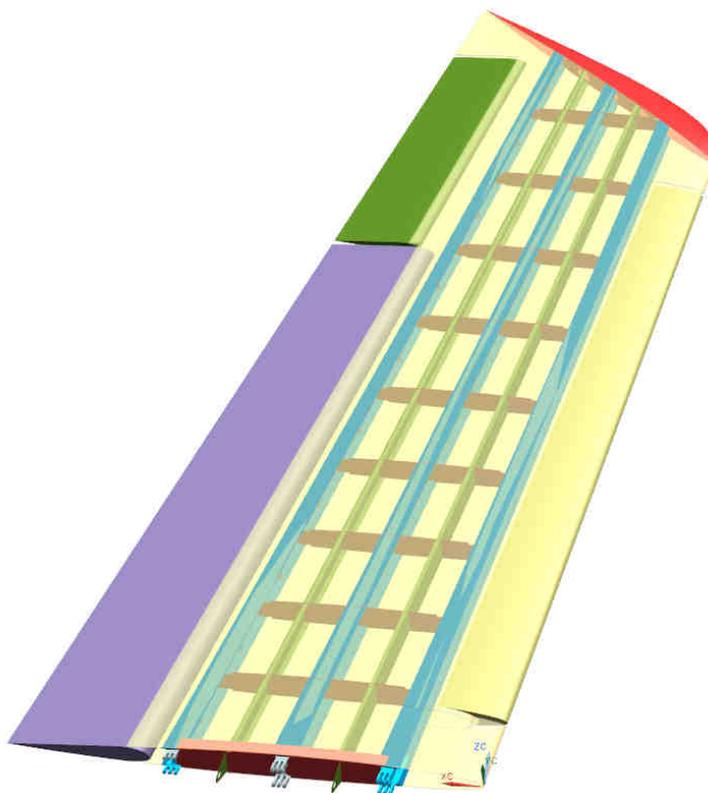


Рис. 21. Модель трехлонжеронного крыла

Представим массы основных силовых элементов кессонной части крыла в табл. 2.

Таблица 2

Масса основных силовых элементов крыла

Силовой элемент	Двухлонжеронное крыло	Трехлонжеронное крыло
	Масса, кг	Масса, кг
Лонжерон №1	4,86	4,53
Лонжерон №2	4,85	5,64
Лонжерон №3	-	4,41
Обшивка	17,1	17,7
Стрингеры	6,48	-
Нервюры	3,61	3,61
Стык крыла с фюзеляжем	1,66	1,14
Соединительные элементы	2,26	2,18
Стенка №1	-	0,83
Стенка №2	-	0,85
Суммарная масса	40,82	40,89

Выводы

В результате выполнения работы были определены геометрические характеристики конструктивно-силовых элементов двух- и трехлонжеронной схемы крыла учебно-тренировочного самолета. На основании этих данных два варианта крыла были смоделированы в системе Siemens NX.

Массы двухлонжеронного и трехлонжеронного крыльев практически одинаковы. Однако трехлонжеронное крыло имеет большую надежность и живучесть, крутильная жесткость его выше, что повышает критические скорости флаттера и

дивергенции.

Согласно представленным данным целесообразно конструкцию крыла учебно-тренировочного самолета выполнить по трехлонжеронной схеме.

Список литературы

1. Jane's All the World's Aircraft 2004-2005 / Paul Jackson. – L.: Jane's Information Group, 2005. – 860 p.
2. Аванпроект реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения [Текст] / А. К. Мялица, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69. – Х., 2015. – С. 5–22.
3. Кривцов, В. С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учебник для высш. учеб. заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. – Ч. 1.– Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2003. – 620 с.
4. Стригунов В. М. Расчет самолета на прочность [Текст] / М. В. Стригунов. – М.: МАИ, 1973. – 330 с.
5. Справочная книга по расчёту самолёта на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров – М.: Оборонгиз, 1954. – 700 с.
6. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров, С. Ю. Ельцов, С. Б. Коршиков и др. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.

Поступила в редакцию 02.03.2016

Аналіз конструктивно-технологічних особливостей крил навчально-тренувальних літаків

Проведено аналіз конструктивно-силових схем крил сучасних навчально-тренувальних літаків. Приведено порівняння характеристик двох - і трьохлонжеронної схеми крила. Описано методику проектувального розрахунку двох- і трьохлонжеронного крила навчально-тренувального літака. Визначено геометричні параметри основних конструктивно-силових елементів крила, створено мастер-геометрію, модель розподілення простору і аналітичну модель крила у системі Siemens NX. Визначено в першому наближенні маси кесонної частини двох- і трьохлонжеронного крила.

Ключові слова: навчально-тренувальний літак, конструктивно-силова схема, крило, обшивка, лонжерон, проектувальний розрахунок, модель, маса.

Structural and Technological Features of the Training Aircraft Wings Analysis

Analysis of the modern training aircrafts wings construction arrangements performed. Comparison of the two and three spar wings is presented. Projecting calculation of two and three spar wings training aircraft are given. Geometric parameters of the basic structural and power elements are defined. In Siemens NX system master geometry, space distribution model and analytical model created. In first approximation weight of wing-box part of two and three spar wings are determined.

Keywords: training aircraft, construction arrangement, wing skin, spar, design calculation, model, weight.