

ОПТИМИЗАЦИЯ РАЗГРУЗКИ КРЫЛА СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

Гусев В.Г.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации,
СПбГУ, ул. Пилотов, 38, Санкт-Петербург, 196210, Россия
e-mail: prep424@mail.ru*

Рассмотрены особенности конструкции крыла современного среднемагистрального пассажирского самолета. Основным недостатком классической однофюзеляжной схемы воздушного судна, влияющий на массу крыла, — центральное расположение фюзеляжа. Возникающий при этом значительный изгибающий момент в корневом сечении крыла является определяющим в весовых расчетах его конструкции. Предложен вариант компоновки двухфюзеляжного пассажирского самолета с такой же, как у однофюзеляжного самолета-прототипа, пассажировместимостью. На основании разработанной методики произведена сравнительная оценка массы крыла самолета-прототипа и самолета двухфюзеляжной схемы (ДФС).

Ключевые слова: крыло, изгибающий момент, масса конструкции, самолет двухфюзеляжной схемы.

Особенности конструкции крыла современных среднемагистральных пассажирских самолетов

Эксплуатируемые в настоящее время среднемагистральные пассажирские самолеты имеют низко-расположенное крыло моноблочной конструкции:

- с оптимальным набором силовых элементов, выполненных из материала, обеспечивающего надежную прочность при минимальной массе его конструкции;
- с переменной по размаху стреловидностью и мощной механизацией;
- с геометрической и аэродинамической круткой, удлинением и законцовками, позволяющими получить максимальное аэродинамическое качество;
- с топливными баками в нем, а также мотогондолами и основными опорами шасси, расположенными на нем.

Недостатки однофюзеляжной схемы

Одним из важнейших показателей эксплуатационной эффективности воздушного судна является масса его конструкции. Согласно статистике масса крыла составляет около 16 % от взлетной массы самолета. Ее уменьшение достигается оптимизацией компоновки воздушного судна, формы крыла, использованием новых конструкционных материалов, внедрением прогрессивных технологий. Вме-

сте с тем именно центральное расположение фюзеляжа было и остается одной из главных причин значительного изгибающего момента в корневом сечении крыла, именно значение этого момента в конечном итоге является определяющим в весовых расчетах конструкции крыла.

Двухфюзеляжная схема воздушного судна

В XX—XXI веках в разных странах была реализована попытка проектирования двухфюзеляжных воздушных судов.

Среди прочих к их числу можно отнести следующие летательные аппараты:

- 1916 г., Россия, штурмовик С-19 [1];
- 2008 г., США, самолет-носитель WK.2 [2].

Ни один из построенных самолетов не использовался для осуществления пассажирских перевозок. Вместе с тем такая схема воздушного судна при определенных условиях позволяет устранить недостатки, свойственные классической однофюзеляжной схеме. Предлагаемый вариант компоновки двухфюзеляжного пассажирского самолета представлен на рис. 1.

Конструктивные особенности двухфюзеляжного пассажирского самолета

Он представляет собой свободонесущий высокоплан, имеющий:

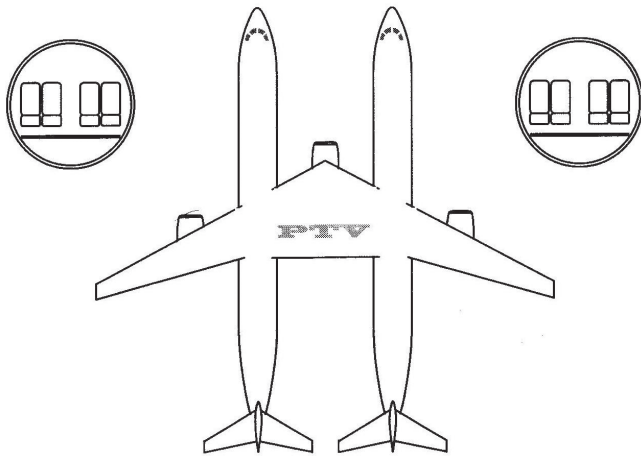


Рис. 1. Компоновка двухфюзеляжного пассажирского самолета

— два фюзеляжа с изолированными друг от друга гермокабинами, обеспечивающими одноуровневое размещение пассажиров в салоне с одним проходом при четырех креслах в одном ряду в каждом фюзеляже;

— двухкилевое Т-образное хвостовое оперение;

— силовую установку с тремя двигателями, расположенными на пилонах под крылом по внешним сторонам фюзеляжей и вдоль продольной оси самолета;

— четырехопорное шасси с двумя передними и двумя основными опорами, размещенными попарно в нишах фюзеляжей.

Обоснование преимуществ предложенной компоновки двухфюзеляжного пассажирского самолета

Масса конструкции, являясь одним из важнейших параметров воздушного судна, зависит от множества переменных, к числу которых относятся:

— значения поперечной силы, изгибающего и крутящего моментов;

— геометрические параметры элементов конструкции;

— физико-механические свойства конструкционного материала.

Произведем сравнительную оценку массы крыла для разных схем воздушных судов. Сложность такой оценки заключается в том, что при множестве различных статистических формул, позволяющих с той или иной степенью точности определять массу крыла самолета классической схемы, отсутствуют формулы, которые давали бы возможность определения массы крыла для иных схем воздушных судов.

В связи с этим сравнение произведем на основании расчета, воспользовавшись стандартной методикой [3], элементами которой являются:

- введение понятия эквивалентного крыла;
- установление расчетной схемы нагружения;
- построение эпюр изгибающих моментов.

1. Эквивалентное крыло

Приведение стреловидного крыла к эквивалентному равновеликому по площади спрямленному крылу осуществляется поворотом линии половин хорд до положения, в котором она становится перпендикулярной строительной оси самолета. Непременным условием в таком преобразовании является сохранение длины этой линии и площади крыла. Расчетные параметры примем равными их значениям для самолета-прототипа (табл. 1). Прототипом выберем самолет Airbus A320 [4].

Таблица 1

Расчетные параметры самолета-прототипа

Параметр	Значение
Размах крыла $l_{кр}$	34,1 м
Максимальный взлетный вес G_0	780 кН
Угол стреловидности по линии j хорд $\chi_{b/4}$	25°
Угол стреловидности по линии S хорд $\chi_{b/2}$	22,5°

При приведении размах эквивалентного крыла

$l_{кр}^*$ самолета-прототипа становится равным

$$l_{кр}^* = \frac{l_{кр}}{\cos \chi_{b/2}} = \frac{34,1}{0,924} = 36,9 \text{ м.}$$

2. Расчетная схема нагружения крыла

В расчетах на прочность принимается распределение подъемной силы крыла вдоль его размаха $q_B(z)$ по закону относительной циркуляции:

$$q_B(z) = \frac{n_{y_{max}}^3 G_0}{l_{кр}^*} \Gamma(\bar{z}),$$

где $n_{y_{max}}^3$ — максимально допустимая эксплуатационная перегрузка; $\Gamma(\bar{z})$ — относительная циркуляция.

Распределение относительной циркуляции по размаху крыла задается нормами прочности. Это распределение зависит от формы крыла и случая нагружения. Для стреловидного крыла относительная циркуляция определяется по формуле

$$\Gamma(\bar{z}) = \Gamma^* + \Delta\Gamma_\chi,$$

где Γ^* — относительная циркуляция эквивалентного крыла; $\Delta\Gamma_\chi$ — влияние угла стреловидности по линии четверти хорд $\chi_{b/4}$ на относительную циркуляцию стреловидного крыла:

$$\Delta\Gamma_\chi = \Delta\Gamma_{\chi=45^\circ} \frac{\chi_{b/4}}{45^\circ}.$$

Результаты вычислений распределенной воздушной нагрузки для криволинейного полета в вертикальной плоскости при угле атаки, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы [5], с учетом принятых значений расчетных параметров сведены в табл. 2.

Распределенная воздушная нагрузка

\bar{z}	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$q_m(z)$, Н/м	0	32400	40800	46600	51700	56300	60600	64100	66700	67800	67000

График зависимости $q_b(z)$ представлен на рис. 2 (пунктирная линия).

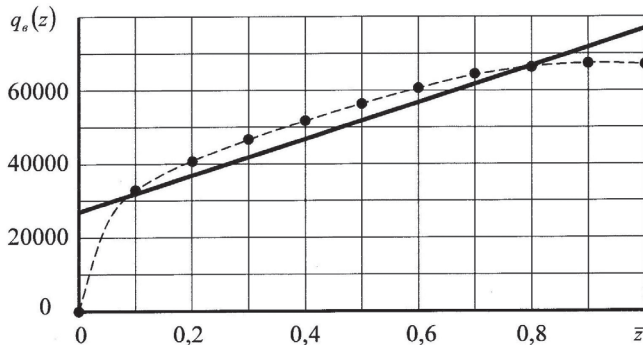


Рис. 2. График распределенной воздушной нагрузки, Н/м

Заменим этот график линейной функцией (сплошная линия), сохраняя площади под соответствующими графиками одинаковыми. Угол наклона прямой примем равным углу наклона участка пунктирной линии с координатами $\bar{z}_1 = 0,2$, $\bar{z}_2 = 0,6$.

С учетом принятых допущений расчетная линейная зависимость для распределенной воздушной нагрузки примет вид

$$q_b(z) = A_0 + \frac{A_1}{l} z,$$

где $l = \frac{l_{кр}^*}{2}$; $A_0 = 27000 \frac{H}{M}$; $A_1 = 49560 \frac{H}{M}$.

При вычислении изгибающих моментов в сечениях крыла учтем его разгрузку массовыми силами горючего, размещенного в топливных баках.

Примем закон изменения массовой распределенной нагрузки горючим $q_m(z)$ в виде

$$q_m(z) = n_{y\max}^3 g \rho_m S_z,$$

где g — ускорение свободного падения; ρ_m — плотность керосина, $\rho_m = 700 \text{ кг/м}^3$; S_z — площадь поперечного сечения крыла между передним и задним лонжеронами.

Площадь поперечного сечения крыла между передним и задним лонжеронами примем равной

$$S_z = 0,5b_z \cdot c_z,$$

Таблица 2

где c_z — расстояние между центрами масс верхней и нижней панелей крыла, расположенных между его передним и задним лонжеронами.

Примем расстояние c_z для данного профиля равным $0,12b_z$, где b_z — длина хорды крыла в сечении z .

Для трапециевидного крыла без аэродинамической крутки линейный закон изменения хорды вдоль размаха представим в виде

$$b_z = b_0 + (b_k - b_0)z,$$

где b_0 — длина концевой хорды, $b_0 = 1,31 \text{ м}$;

b_k — длина корневой хорды, $b_k = 5,28 \text{ м}$.

Окончательно закон изменения массовой распределенной нагрузки горючим примет вид

$$q_m(z) = B_0 + \frac{B_1}{l} z + \frac{B_2}{l^2} z^2,$$

где $B_0 = n_{y\max}^3 g \rho_m 0,5 \cdot 0,12b_0^2 = 1770 \frac{H}{M}$;

$B_1 = n_{y\max}^3 g \rho_m 0,5 \cdot 0,12 \cdot 2(b_k - b_0)b_0 = 10700 \frac{H}{M}$;

$B_2 = n_{y\max}^3 g \rho_m 0,5 \cdot 0,12(b_k - b_0)^2 = 16200 \frac{H}{M}$.

Результаты вычислений массовой распределенной нагрузки горючим представлены в табл. 3.

График зависимости $q_m(z)$ представлен на рис. 3.

— от распределенной нагрузки горючим

$$M_m = \int_0^l \left(B_0 z + \frac{B_1}{2l} z^2 + \frac{B_2}{3l^2} z^3 \right) dz = B_0 \frac{z^2}{2} + \frac{B_1}{6l} z^3 + \frac{B_2}{12l^2} z^4;$$

Таблица 3

Массовая распределенная нагрузка горючим

\bar{z}	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$q_m(z)$, Н/м	1770	3000	4560	6440	8640	11200	14000	17200	20700	24500	28670

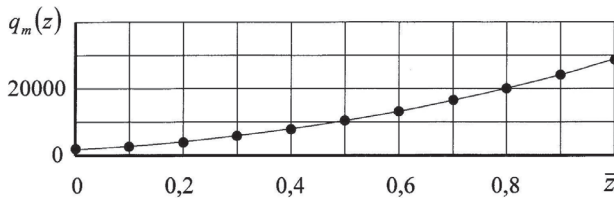


Рис. 3. График изменения массовой распределенной нагрузки горючим, Н/м

При вычислении изгибающих моментов учтем разгрузку крыла мотогондолой. Значения расчетных параметров мотогондолы с установленными в ней авиадвигателем, входным направляющим аппаратом, соплом, реверсом тяги и прочим оборудованием представлены в табл. 4.

Таблица 4

Расчетные параметры мотогондолы

Параметр	Значение
Масса мотогондолы с размещенными в ней авиадвигателем и оборудованием силовой установки, кг	3200
Положение мотогондолы на крыле	0,7l

Помимо перечисленных нагрузок, на поперечную силу и изгибающий момент в сечениях крыла влияет массовая распределенная нагрузка конструкции крыла. Ее значение в отличие от других нагрузок не является наперед заданным и зависит от суммарного значения изгибающего момента в сечениях крыла, который также не известен. Для нахождения этой нагрузки используют метод последовательных приближений [5]. Положим в первом приближении массовую распределенную нагрузку конструкции крыла неизвестной.

3. Эпюры изгибающих моментов

Последовательным интегрированием перечисленных нагрузок получим изгибающие моменты M в сечениях крыла:

— от распределенной воздушной нагрузки

$$M_B = \int_0^l \left(A_0 z + \frac{A_1}{2l} z^2 \right) dz = \frac{A_0}{2} z^2 + \frac{A_1}{6l} z^3;$$

— от сосредоточенной силы тяжести мотогондолы

$$M_M = \int_{0,7l}^l 78400 dz = 78400z.$$

Значения изгибающих моментов в сечениях крыла самолета-прототипа представлены в табл. 5.

Соответствующие им эпюры изгибающих моментов (Н·м) представлены на рис. 4.

Сравним полученное распределение изгибающих моментов вдоль размаха крыла самолета-про-

Таблица 5

Изгибающие моменты в сечениях крыла самолета-прототипа, Н·м

z	M_B	M_m	M_M	ΣM
0	0	0	0	0
1,845	48800	3700	0	45100
3,69	206300	17600	0	188700
5,535	489500	47200	0	442300
7,38	915200	98800	0	816400
9,225	1500300	179900	0	1320400
11,07	2261700	299100	0	1962600
12,915	3216200	466200	0	2750000
14,76	4380700	691800	144700	3544200
16,605	5772000	988100	289300	4494600
18,45	7407200	1367900	434000	5605300

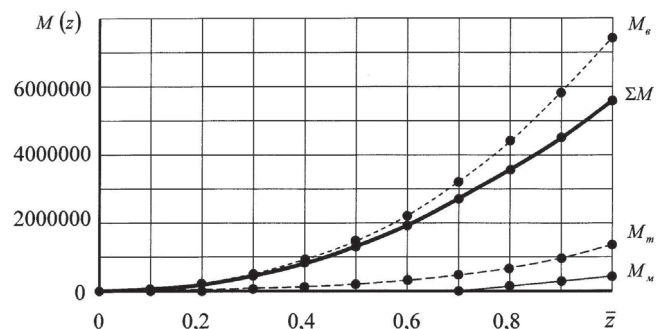


Рис. 4. Эпюры изгибающих моментов (самолет-прототип)

тотипа с их распределением для предлагаемой двух-фюзеляжной схемы среднемагистрального пассажирского самолета. Примем одинаковыми с самолетом-прототипом:

- распределенную воздушную нагрузку;
- распределенную нагрузку горючим, находящимся в топливных баках.

Поместим в сечение, соответствующее положению мотогондолы на крыле самолета-прототипа, один из двух фюзеляжей. Расположим один из трех двигателей вдоль продольной оси самолета, а оставшиеся два — по внешним сторонам фюзеляжей. Значения расчетных параметров мотогондолы и фюзеляжа представлены в табл. 6.

Таблица 6

Расчетные параметры мотогондолы и фюзеляжа самолета двухфюзеляжной схемы

Параметр	Значение
Масса фюзеляжа, экипажа, бортипитания, спецжидкостей, хвостового оперения, шасси и прочего оборудования, кг	18100
Масса коммерческой нагрузки, кг	8400
Положение фюзеляжа на крыле	0,7 \bar{z}
Масса мотогондолы с размещенными в ней авиадвигателем и оборудованием силовой установки, кг	2130
Положение мотогондолы на крыле	0,4 \bar{z}

Изгибающие моменты, соответствующие новой схеме нагружения, Н·м:

- от распределенной воздушной нагрузки

$$M_b = \int_0^l \left(A_0 z + \frac{A_1}{2l} z^2 \right) dz = \frac{A_0}{2} z^2 + \frac{A_1}{6l} z^3;$$

- от распределенной нагрузки горючим

$$M_m = \int_0^l \left(B_0 z + \frac{B_1}{2l} z^2 + \frac{B_2}{3l^2} z^3 \right) dz = \frac{B_0}{2} z^2 + \frac{B_1}{6l} z^3 + \frac{B_2}{12l^2} z^4;$$

- от сосредоточенной силы тяжести мотогондолы

$$M_M = \int_{0,4l}^l 52200 dz = 52200z;$$

- от сосредоточенной силы тяжести фюзеляжа

$$M_\phi = \int_{0,7l}^l 649000 dz = 649000z.$$

Значения изгибающих моментов (Н·м) в сечениях крыла самолета ДФС представлены в табл. 7.

Таблица 7

Изгибающие моменты в сечениях крыла самолета ДФС

z	M _b	M _m	M _M	M _φ	ΣM
0	0	0	0	0	0
1,845	48800	3700	0	0	45100
3,69	206300	17600	0	0	188700
5,535	489500	47200	0	0	442300
7,38	915200	98800	0	0	816400
9,225	1500300	179900	96300	0	1224100
11,07	2261700	299100	192600	0	1770000
12,915	3216200	466200	288900	0	2461100
14,76	4380700	691800	385200	1197400	2106300
16,605	5772000	988100	481600	2394800	1907500
18,45	7407200	1367900	577800	3592200	1869300

Соответствующие этим значениям эпюры изгибающих моментов (Н·м) представлены на рис. 5.

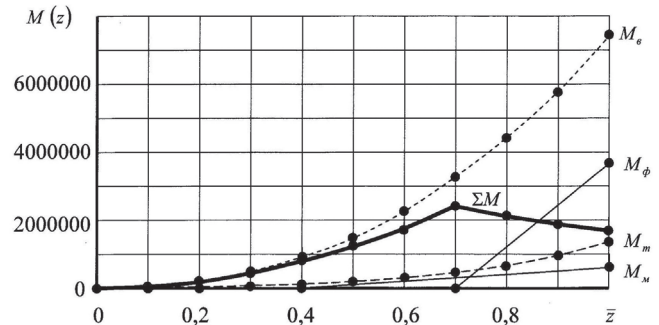


Рис. 5. Эпюра изгибающих моментов (самолет ДФС)

Сравним в первом приближении массы конструкции крыла для разных схем воздушных судов. Закон изменения массовой распределенной нагрузки конструкции крыла $q_k(z)$ представим, по аналогии с горючим, в виде

$$q_k(z) = n_{y_{max}}^2 g \rho S_z,$$

где ρ — средняя плотность материала элементов конструкции крыла; S_z — площадь поперечного сечения силового набора панелей крыла.

В дальнейших расчетах примем следующие упрощающие допущения:

- отсутствует депланация поперечного сечения крыла;
- нормальные напряжения равномерно распределены вдоль сечения крыла и равны допустимым напряжениям $[\sigma]$;

- физико-механические свойства материала силовых элементов одинаковы;
- нормальные напряжения в стенках лонжеронов малы в сравнении с их значениями в верхней и нижней панелях крыла;
- средняя толщина верхней и нижней панелей крыла одинаковы.

При принятых допущениях изгибающий момент $M_x(z)$ (рис. 6) равен

$$M_x(z) = \sigma \frac{S_z}{2} c_z,$$

где σ — нормальные напряжения;

c_z — расстояние между центрами масс верхней и нижней панелей крыла, расположенных между передним и задним лонжеронами крыла

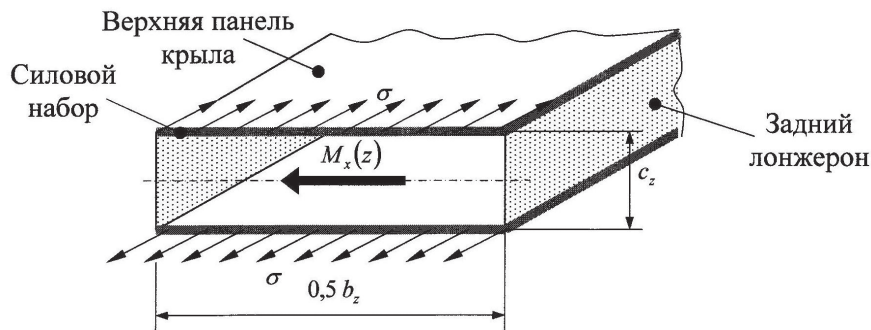


Рис. 6. Схема нагружения силового набора крыла

При таком допущении отношение площадей поперечного сечения силового набора крыла для разных схем воздушных судов равно отношению изгибающих моментов:

$$\frac{S_z^{A320}}{S_z^{ДФС}} = \frac{M_x^{A320}(z)}{M_x^{ДФС}(z)}.$$

На основании полученного соотношения оценим отношение площадей эпюр изгибающих моментов, полагая его равным отношению объемов (масс) панелей крыла. Результаты вычислений представлены в табл. 8.

Таким образом, масса крыла двухфюзеляжного самолета в сравнении с массой крыла самолета классической схемы оказывается меньше на 53 %.

Таблица 8

Площадь эпюр изгибающих моментов

Самолет	$\int_l M_B dz$	$\int_l M_m dz$	$\int_l M_M dz$	$\int_l M_\Phi dz$	$\sum M_i$	$\frac{\sum M_x^{ДФС}}{\sum M_x^{A320}}$
ДФС	41231000	8201200	3198400	9941400	14887200	0,47
A320	41231000	8201200	1201000	-	31828800	

Положим, что $c_z = 0,12b_z$.
Окончательно получим:

$$S_z = \frac{M_x(z)}{0,06[\sigma]b_z}.$$

Таким образом, распределение вдоль размаха площадей поперечного сечения S_z для крыла заданной формы является функцией изгибающего момента. На это распределение, конечно, влияют поперечная сила и крутящий момент. В ограниченных рамках представленной статьи оценим влияние изгибающего момента, как одного из основных силовых факторов, на массу конструкции крыла.

Примем распределение длин хорд b_z крыла самолета двухфюзеляжной схемы равным таковому у крыла самолета-прототипа (Airbus A320).

Согласно статистике масса конструкции крыла составляет около 16 % от взлетной массы самолета, что в рассмотренном варианте соответствует уменьшению этой массы на

$$\frac{0,53m_k}{m_0} \cdot 100\% = 0,53 \cdot 0,16 \cdot 100\% = 8,5\%.$$

Полученный результат свидетельствует о весовой эффективности предложенной компоновки воздушного судна.

Выводы

Использование двухфюзеляжной схемы воздушного судна позволяет усилить разгрузку крыла и, как следствие, уменьшить на 8 % его взлетную массу.

Библиографический список

1. *Куташев Г.И.* Крылья Сикорского. — М.: Воениздат, 1992. — 126 с.
2. White Knight Two. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Scaled_Composites
3. *Одиноков Ю.Г.* Расчет самолета на прочность. — М.: Машиностроение, 1978. — 392 с.
4. Airbus A320. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320
5. *Егер С.М.* Проектирование пассажирских реактивных самолетов. — М.: Машиностроение, 2004. — 534 с.

OPTIMIZATION OF THE WING UNLOADING OF A MEDIUM-RANGE PASSENGER AIRCRAFT**Gusev V.G.**

*Saint-Petersburg State University of Civil Aviation,
38, Pilotov str., St. Petersburg, 196210, Russia
e-mail: prep424@mail.ru*

Abstract

The features of a wing design of the modern medium-range passenger aircraft are considered. The main design deficiency of the classical single-fuselage scheme of the aircraft influencing the mass of a wing is the centrally located fuselage. The significant bending moment evolving thus in the wing root section is defining in weight calculations of its design. The configuration version of the twin-fuselage passenger airplane with a passenger capacity, identical with the single-fuselage airplane prototype, is offered. One of features of such configuration of the aircraft is presence of two instead of one fuselages with the pressurized cabins isolated from each other allowing single-level placement of passengers in salon at four chairs in the same row in each fuselage. This circumstance in addition to a flight safety and creation of more comfortable conditions for passengers allows to considerably increase unloading of a wing and reduce the bending moment in root section and the mass of its design. The power plant with three engines located on the wing of the plane creates additional benefits in comparison with the two-engine power plant at a possible engine failure. The four-leg fuselage undercarriage with two nose and two main legs also promotes increase of flights safety level in case of landing with a non-extended landing gear. The method of approximate calculation of a wing mass

construction on the area of the bending moments diagram is offered. It is accepted, that the distributed mass loading of the wing design is function of the cross section area of wing bulkhead frame and normal stress is equal to the allowable stress. On the basis of the developed method the comparative estimate of a wing mass for the airplane-prototype and the twin-fuselage airplane scheme is made. Results of calculations confirmed efficiency of the wing unloading by fuselages removed from each other. The wing mass of the twin-fuselage plane appeared much less than a wing mass of the classical single-fuselage plane.

Keywords: wing, bending moment, mass of a design, twin-fuselage plane scheme.

References

1. Kutashev G.I. *Kryl'ya Sikorskogo* (Sikorskiy's wings), Moscow, Voenizdat, 1992, 126 .
2. *White Knight Two*, https://en.wikipedia.org/wiki/Scaled_Composites
3. Odnokov Yu.G. *Raschet samoleta na prochnost'* (Calculation of the plane on durability), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 392 p.
4. Airbus A320, https://ru.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320
5. Eger S.M. *Proektirovanie passazhirskikh reaktivnykh samoletov* (Design of the passenger jet planes), Moscow, Mashinostroenie, 2004, 534 p.