

ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕНТРОПЛАНА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

© 2025

А. В. Болдырев доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; boldirev.av@ssau.ru

Д. В. Золотов аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

Разработана методика оценки весовой эффективности центроплана магистрального самолёта на основе математической модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Критерием оценки весовой эффективности конструкции является безразмерный коэффициент силового фактора В.А. Комарова. Выявлено, что максимальная строительная высота теоретически оптимальной упругой системы соединения крыла и фюзеляжа составляет в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа значение, равное половине длины передачи изгибающего момента в соединении. Получены геометрические характеристики соединения крыла и фюзеляжа, при которых возможны технические решения со значительным снижением массы относительно центроплана с постоянной строительной высотой. Выполнен анализ чувствительности коэффициента силового фактора при изменении положения верхней границы проектной области.

Соединение крыла и фюзеляжа; весовой анализ; силовой фактор; критерий; конструкция; сечение; балка; строительная высота; техническое решение

Цитирование: Болдырев А.В., Золотов Д.В. Оценка весовой эффективности центроплана магистрального самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18

Введение

Снижение массы конструкции является одной из главных задач при разработке летательного аппарата. Весовое совершенство конструкции зависит от выбора параметров конструктивно-силовой схемы [1; 2]. При проектировании соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолёта для традиционного технического решения характерно применение центроплана, расположенного внутри фюзеляжа и состыкованного с консолями крыла [3 – 5]. Центроплан соединяется с силовыми шпангоутами фюзеляжа и, как правило, имеет практически постоянную строительную высоту. В такой конструкции обеспечивается уравнивание существенных внутренних нормальных усилий, передаваемых с правой и левой консоли крыла, в центральной зоне фюзеляжа по кратчайшим путям, что не противоречит интуитивным представлениям о рациональности этой конструкции. Также известны другие технические решения [6; 7], используемые в силовой схеме соединения крыла с фюзеляжем при невозможности применения центроплана с постоянной строительной высотой по компоновочным или функциональным ограничениям. Рациональность выбранной силовой схемы соединения крыла и фюзеляжа существенно влияет на массу конструкции и эффективность всего летательного аппарата [8; 9].

В работах Комарова В.А. [1; 2] предложен способ оценки весового совершенства различных силовых схем конструкции на основе использования специфического крите-

рия – силового фактора. В работе [10] с применением этого критерия исследованы теоретически оптимальные структуры шпангоутов фюзеляжа на основе анализа модели пластины переменной толщины. Построен безразмерный критерий оценки весовой эффективности изгибаемой конструкции со значением, равным единице для простейшего решения в виде балки с параллельными поясами. Выявлена область отношений геометрических параметров шпангоутов, для которой возможны технические решения со значением предложенного критерия меньше единицы, что свидетельствует о резерве снижения массы балки с параллельными поясами. Этот эффект может быть получен за счёт некоторого увеличения строительной высоты балки и, как следствие, уменьшения усилий в поясах балки. В то же время чрезмерное увеличение строительной величины балки приводит к нерациональному увеличению длины поясов балки и увеличению массы конструкции.

Целью настоящей работы является оценка весовой эффективности традиционного технического решения с центропланом, применяемого в конструкции соединения крыла и фюзеляжа, а также исследование возможности существования нового технического решения для перспективного магистрального самолёта.

Методика исследования

Для исследования теоретически оптимальной пространственной конструкции соединения крыла и фюзеляжа в настоящей работе применяется континуальная модель тела переменной плотности [1; 11; 12]. Рассматривается гипотетическая упругая изотропная среда переменной плотности ρ со следующими упругими и прочностными характеристиками:

$$E = \bar{E}, \quad (1)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \bar{\sigma}, \quad (2)$$

где E – модуль упругости; $\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение материала; $\bar{E}$ и $\bar{\sigma}$ – модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности.

В работе [13] предложен метод прогнозирования массы авиационных конструкций на основе дискретных моделей тонкостенных упругих систем. Для проектирования конструкции в условиях, когда ещё неизвестна её силовая схема, используется модель деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Сущность метода прогнозирования массы конструкции, применительно к соединению крыла и фюзеляжа, заключается в следующем.

1. В геометрические ограничения конструкции вписывается упругая среда со свойствами (1), (2).

2. Выполняется оптимизация распределения материала в этой упругой среде по специальному алгоритму [1; 13]. В качестве проектной переменной принимается относительная плотность материала $\rho_{\text{отн}}$:

$$\rho_{\text{отн}} = \frac{\rho}{\rho_a}, \quad 0 < \rho_{\text{отн}} \leq 1, \quad (3)$$

где ρ_a – плотность предполагаемого конструкционного материала.

Целевой функцией является силовой фактор G , который вычисляется с помощью следующего выражения:

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV, \quad (4)$$

где $\sigma^{\text{экв}}$ – эквивалентные напряжения, действующие в конструкции; V – объём конструкции.

В результате итерационного процесса алгоритма [1; 13] получается теоретически оптимальная конструкция (ТОК).

3. Масса конструкции определяется по формуле [13]:

$$m_k = \varphi \rho_a \frac{G}{\sigma_a}, \quad (5)$$

где m_k – масса конструкции; φ – коэффициент полной массы, определяемый как отношение массы конструкции к теоретически необходимой массе силового материала; σ_a – допускаемое напряжение основного конструкционного материала. Для авиационных конструкций значения коэффициента φ весьма консервативны [14], поэтому массу конструкции можно считать пропорциональной критерию G .

На ранних стадиях проектирования для оценки массы конструкции удобно использовать безразмерный коэффициент силового фактора C_k [2], который связывает величину силового фактора G с нагрузкой на конструкцию и её линейными размерами:

$$C_k = \frac{G}{RL}, \quad (6)$$

где R и L – характерная нагрузка и характерный размер конструкции, выбранные по определенному соглашению.

Для конструкции центроплана самолёта основной нагрузкой является действие изгибающего момента. Поэтому в качестве характерной нагрузки R принимается пара сил $2P$, эквивалентная изгибающему моменту, действующему от отъёмных частей крыла на плече h , равном расстоянию между центрами тяжести верхней и нижней панелей центроплана. Параметр h зависит от толщины отъёмных частей крыла. За характерный размер L конструкции выбирается длина передачи изгибающего момента в центроплане l (рис. 1).

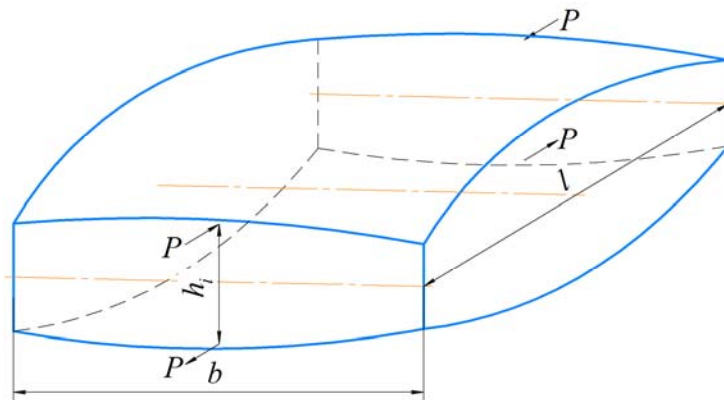


Рис. 1. Основные геометрические размеры соединения крыла и фюзеляжа

4. В качестве эталона для оценки весовой эффективности конструкции соединения крыла и фюзеляжа используется балка с параллельными поясами (рис. 2).

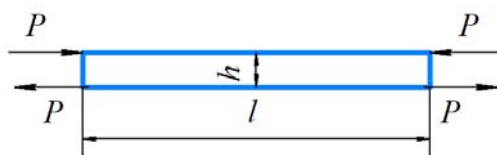


Рис. 2. Балка с параллельными поясами

Несложно показать [10], что для этой конструкции силовой фактор равен $G^э = 2PL$. Тогда коэффициент силового фактора $C_\kappa^э$ определяется по формуле:

$$C_\kappa^э = \frac{G^э}{2Pl} = \frac{2Pl}{2Pl} = 1.$$

Использование коэффициента силового фактора в данном случае позволяет просто и наглядно оценивать весовую эффективность различных конструкций соединения крыла и фюзеляжа. Если для теоретически оптимальной конструкции будет получено значение C_κ меньше единицы, то это свидетельствует о возможности существования технического решения с массой конструкции меньшей относительно традиционного центроплана с постоянной строительной высотой. Относительное снижение теоретической массы конструкции определяется по формуле:

$$\Delta = \frac{C_\kappa^э - C_\kappa}{C_\kappa^э} 100\%.$$

Численное исследование весовой эффективности соединения крыла и фюзеляжа

Задаётся проектная область в виде прямоугольного параллелепипеда со сторонами $l = 4000$ мм; $a = 4000$ мм; $b = 2000$ мм. Габаритные размеры этой области ограничены плоскостями стыковых нервюр отъёмных частей крыла и плоскостями шпангоутов фюзеляжа, предназначенных для стыка с передним и задним лонжеронами консолей крыла (рис. 3).

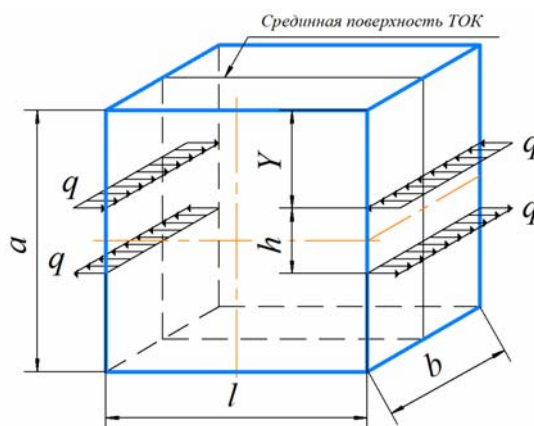


Рис. 3. Проектная область

Проектная область разбивается сеткой на 32000 шестигранных конечных элементов типа Solid [15], моделирующих упругую среду (1), (2). Задаются следующие характеристики конструкционного материала: модуль Юнга $E_a = 70000$ МПа, $\rho_a = 2,7 \cdot 10^{-6}$ кг/м³, коэффициент Пуассона $\nu_a = 0,33$; $\sigma_a = 340$ МПа.

К проектной области прикладываются распределённые нагрузки интенсивностью q , создающие изгибающий момент $M = 2 \cdot 10^9$ Н·мм. Исследуются значения коэффициента весовой эффективности C_k , полученные для ТОК при различных отношениях l/h . В табл. 1 приведены значения суммарных сил P от распределённой нагрузки q .

С использованием разработанной методики на основе соотношений (3) – (6) проведена оценка весовой эффективности соединения крыла и фюзеляжа для различных отношений l/h , приведённых в табл. 2.

Таблица 1. Значения P при различных отношениях l/h

l/h	P, H
2	$1 \cdot 10^6$
5	$2,5 \cdot 10^6$
10	$5 \cdot 10^6$
20	$10 \cdot 10^6$

Таблица 2. Значения силового фактора и коэффициента силового фактора для отношений l/h

l/h	$G, H \cdot mm$	C_k
2	$8,39 \cdot 10^9$	1,05
5	$1,65 \cdot 10^{10}$	0,83
10	$2,25 \cdot 10^{10}$	0,56
20	$2,77 \cdot 10^{10}$	0,35

Распределение плотности материала ТОК, полученное для различных значений l/h , приведено на рис. 4, 5. Показаны значения максимальной строительной высоты t , которая определяется как наибольшее расстояние между линиями максимальных значений плотности в срединной поверхности ТОК.

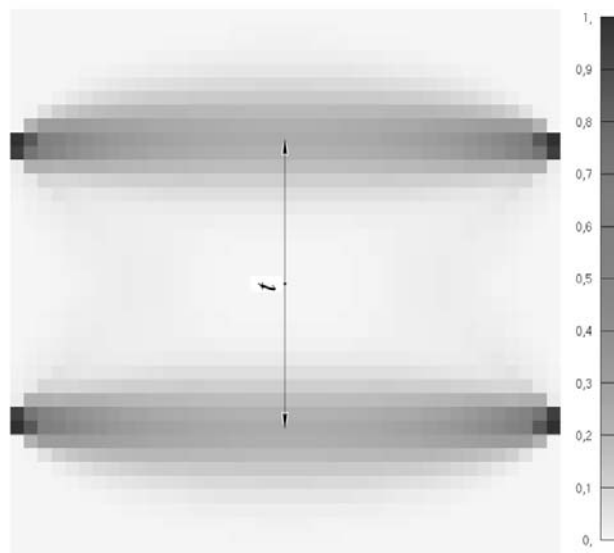


Рис. 4. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $l/h = 2$

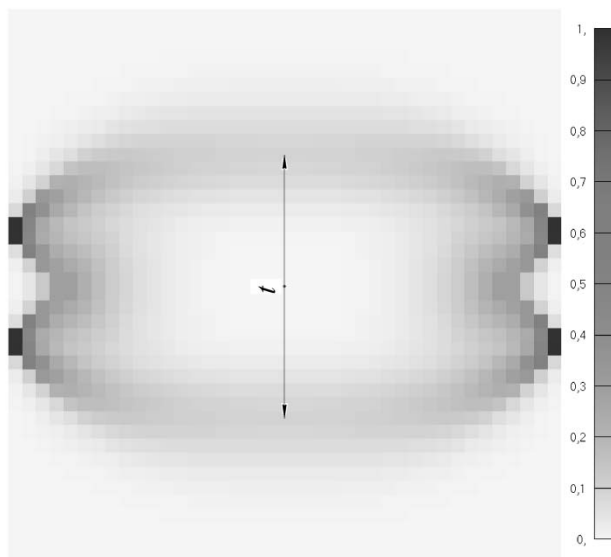


Рис. 5. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $l/h = 5$

Для анализа силовой работы ТОК удобно использовать потоки главных усилий (ПГУ), которые определяются как отношение главных напряжений к толщине соответствующего элемента модели [1]. Траектории ПГУ ТОК при отношении $l/h = 5$ приведены на рис. 6.

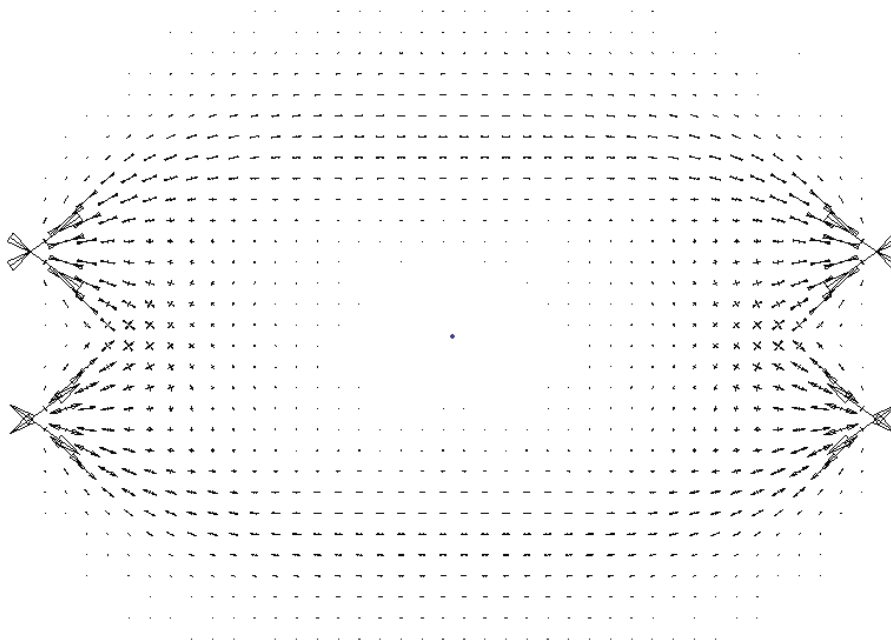


Рис. 6. Траектории потоков главных усилий для $l/h = 5$

Зависимости силового фактора G и коэффициента силового фактора C_k от l/h приведены на рис. 7. Зависимость Δ от l/h представлена на рис. 8.

Зависимости максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции t от l/h приведены в табл. 3.

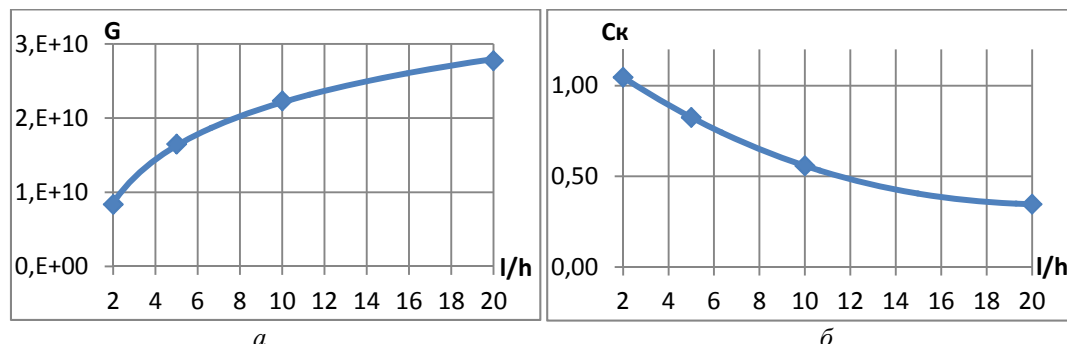


Рис. 7. Зависимости G (а) и C_k (б) от отношения l/h

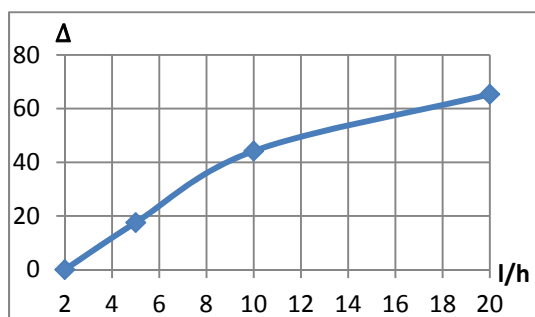


Рис. 8. Зависимость Δ от отношения l/h

Таблица 3. Значения максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции t для различных l/h

l/h	t , мм
2	2100
5	1900
10	1900
20	1900

Для современных магистральных самолётов отношение l/h , как правило, составляет значение 5...6 [3 – 5]. Относительное снижение теоретической массы конструкции для этих отношений l/h составляет порядка 20%, что весьма существенно.

На основе полученных картин распределения материала можно выдвинуть гипотезу о рациональности упругой системы соединения крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения. Для проверки этой гипотезы разработана комбинированная оптимизационная модель для отношения $l/h = 5$, представленная на рис. 9. В ней вдоль стороны проектной области b равномерно расположены пять пластин, моделируемые элементами типа Plate [15], а упругая среда со свойствами (1), (2) заполняет только области, примыкающие к зонам приложения сил от отъёмных частей крыла.

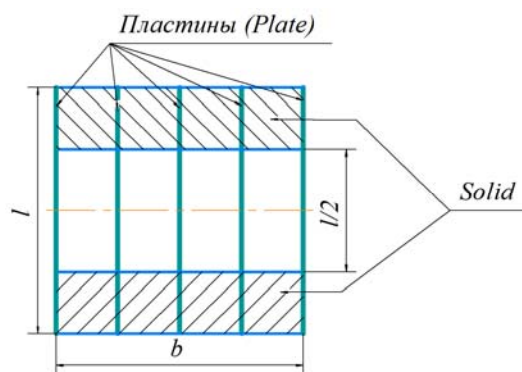


Рис. 9. Комбинированная оптимизационная модель (вид в плане)

С использованием разработанной методики проведена оценка весовой эффективности комбинированной модели. Получено значение коэффициента силового фактора комбинированной модели $C_k^k = 0,84$. Значение параметра t составило 2000 мм. Значение C_k^k оказалось всего на 1,2% больше, чем значение коэффициента силового фактора C_k для ТОК (табл. 2), что подтверждает справедливость выдвинутой гипотезы.

Исследование весовой эффективности конструкции с дополнительными геометрическими ограничениями

Для оценки возможности реализации нового технического решения на основе использования балок переменного сечения целесообразно провести анализ влияния положения верхней границы проектной области, задаваемой уровнем пола функционального отсека фюзеляжа, на весовую эффективность ТОК. Проведено исследование коэффициента силового фактора C_k при дополнительном ограничении проектной области сверху (рис. 3). Верхняя граница проектной области задаётся размером Y , который в данном исследовании варьируется. Нижняя граница остаётся неизменной. Значения Δ и C_k для соответствующих отношений Y/h приведены в табл. 4 и на рис. 10.

Таблица 4. Значения C_k и Δ для различных отношений Y/h

Y/h	$\Delta, \%$	C_k
0,75	17,80	0,822
0,625	17,65	0,824
0,5	17,20	0,828
0,375	16,25	0,838
0,25	14,50	0,855
0,125	11,50	0,885
0	5,65	0,944

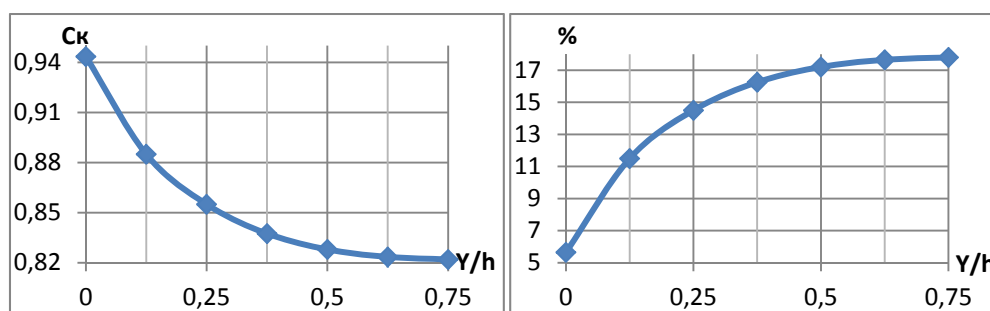


Рис. 10. Зависимости C_k и Δ от Y/h

Распределения плотности материала ТОК, полученные для различных отношений Y/h , приведены на рис. 11, 12.

Значения параметра t при различных отношениях Y/h приведены в табл. 5 и на рис. 13.

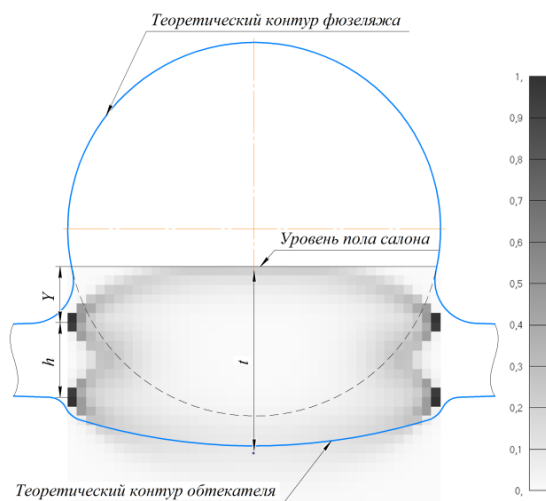


Рис. 11. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $Y/h = 0,75$

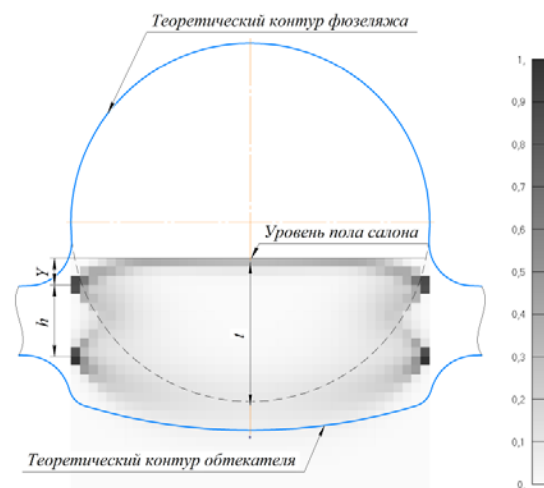


Рис. 12. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $Y/h = 0,375$

Таблица 5. Значения максимальной строительной высоты t при различных Y/h

Y/h	t , мм
0,75	1900
0,625	1800
0,5	1700
0,375	1600
0,25	1500
0,125	1400
0	1400

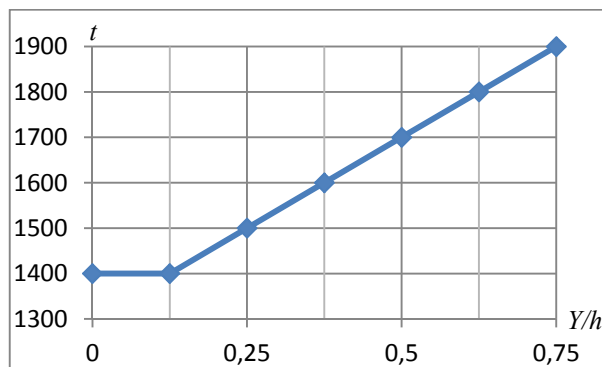


Рис. 13. Зависимость максимальной строительной высоты t от Y/h

Заключение

Разработанная методика оценки весовой эффективности центроплана магистрального самолёта основана на анализе специфического критерия «силовой фактор» с использованием математической модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности.

По результатам исследования выявлено, что максимальная строительная высота теоретически оптимальной упругой системы соединения крыла и фюзеляжа составляет в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа значение, равное половине длины передачи изгибающего момента в соединении l , и не зависит от параметра h (а, следовательно, и от толщины отъёмных частей крыла).

Получена область отношений l/h , для которой возможны технические решения со значительным снижением массы относительно центроплана с постоянной строительной высотой. Так, при отношении $l/h = 5...6$ теоретическая масса центроплана может быть снижена примерно на 20%.

Выдвинута и подтверждена гипотеза о рациональности упругой системы соединения крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения.

Анализ чувствительности коэффициента силового фактора показал, что уменьшение порядка 10% максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции, связанное с компоновочными ограничениями, несущественно влияет на весовую эффективность соединения крыла и фюзеляжа.

Результаты, полученные в ходе численных исследований, могут быть использованы при разработке методики топологического проектирования конструкции соединения крыла и фюзеляжа.

Библиографический список

1. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // В сб.: «Актуальные проблемы авиационной науки и техники». М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
2. Комаров В.А. Безразмерный критерий силового совершенства конструкций // Известия РАН. Механика твёрдого тела. 2018. № 4. С. 34-47. DOI: 10.31857/S057232990000708-8
3. Niu M.C.Y. Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press, 1988. 612 p.
4. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.
5. Егер С.М., Матвиенко А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. М.: Машиностроение, 2003. 720 с.
6. Козлов Д.М., Майнсков В.Н. Соединение крыла и фюзеляжа: патент РФ № 2268196; опубл. 20.01.2006; бюл. № 2.
7. Собакин Ю.В., Доброквашин А.И., Катаев О.О. Конструкция крепления консоли крыла к фюзеляжу: патент РФ № 2682697; опубл. 20.03.2019; бюл. № 8.
8. Попов Ю.И., Столяров Д.В. Расчётно-статистическая методика сравнительного анализа конструкции фюзеляжа истребителей интегральной компоновки // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17, № 1. С. 10-17.
9. Попов Ю.И., Столяров Д.В. Выбор рациональной схемы силовых шпангоутов фюзеляжа истребителя интегральной компоновки // Труды МАИ. 2011. № 43. <https://trudymai.ru/published.php?ID=24858>
10. Одинцова С.А. Исследование безразмерного критерия оценки весовой эффективности конструкций силовых шпангоутов // Труды МАИ. 2016. № 85. <https://trudymai.ru/published.php?ID=65597&eng=N>
11. Болдырев А.В., Комаров В.А. Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев // Учёные записки ЦАГИ. 2011. Т. 42, № 1. С. 94-104.
12. Болдырев А.В., Павельчук М.В. Развитие методики проектирования силовых схем авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6 (3). С. 603-606.
13. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
14. Семёнов В.Н. Конструкции самолётов замкнутой и изменяемой схем. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2006. 229 с.
15. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

EVALUATION OF MAINLINE AIRCRAFT CENTER SECTION WEIGHT EFFICIENCY

© 2025

- A. V. Boldyrev** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Aircraft Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; boldirev.av@ssau.ru
- D. V. Zolotov** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

A method for evaluating the mainline aircraft center section weight efficiency based on a mathematical model of a deformable solid body of variable density was developed. The criterion for the evaluation of structure weight efficiency is the dimensionless coefficient of the force factor assumed by V.A. Komarov. It is revealed that the maximum structural height of a theoretically optimal wing-to-fuselage connection elastic system in the horizontal plane of symmetry of the fuselage is equal to the half of the bending moment transmission length in the connection. The geometric characteristics of the wing-to-fuselage connection were obtained, allowing the realization of engineering solutions with a significant mass reduction in comparison with the constant structural height center section. The sensitivity analysis of the force factor coefficient is performed for different positions of the upper boundary of the design area.

Wing-to-fuselage connection; weight analysis; force factor; criterion; structure; section; beam; structural height; engineering solution

Citation: Boldyrev A.V., Zolotov D.V. Evaluation of mainline aircraft center section weight efficiency. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18

References

1. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh skhem aviatsionnykh konstruktsiy. *V sb.: «Aktual'nye problemy aviatsionnoy nauki i tekhniki»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. P. 114-129.
2. Komarov V.A. Dimensionless criterion of power perfection of a structure. *Mechanics of Solids*. 2018. V. 53, Iss. 4. P. 385-396. DOI: 10.3103/S0025654418040040
3. Niu M.C.Y. Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press, 1988. 612 p.
4. Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft structure]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 406 p.
5. Eger S.M., Matvienko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoy tekhniki* [Basics of aircraft engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 720 p.
6. Kozlov D.M., Majnskov V.N. *Soedinenie kryla i fyuzelyazha* [Wing-and-fuselage joint]. Patent RF, no. 2268196, 2006. (Publ. 20.01.2006, bull. no. 2).
7. Sobakin Y.V., Dobrokvashin A.I., Kataev O.O. *Konstruktsiya krepleniya konsoli kryla k fyuzelyazhu* [Design of connection of console wing with fuselage]. Patent RF, no. 2682697, 2019. (Publ. 20.03.2019, bull. no. 8)
8. Popov Y.I., Stolyarov D.V. The influence of arrangement of joist and ring parts of power frame 'to distribution of mass and load. *Aerospace MAI Journal*. 2010. V. 17, no. 1. P. 10-17. (In Russ.)
9. Popov Y.I., Stoljarov D.V. Choice of the rational scheme of load-caring frames of integral arrangement fighter. *Trudy MAI*. 2011. No. 43. (In Russ.)
10. Odintsova S.A. Studing of the dimensionless criteria for estimating bulkhead's weigh efficiency. *Trudy MAI*. 2016. No. 85. (In Russ.)

11. Boldyrev A.V., Komarov V.A. Application of the model of variable density at the early stages of the wing design. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 2011. V. 42, no. 1. P. 94-104. (In Russ.)
12. Boldyrev A.V., Pavelchuk M.V. The development of method of designing the load carrying layouts of aviation constructions using the model of a body of variable density. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 6 (3). P. 603-606. (In Russ.)
13. Komarov V.A. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2000. No. 1. P. 31-39. (In Russ.)
14. Semenov V.N. *Konstruktsii samoletov zamknutoy i izmenyaemoy skhem* [Aircraft structure of closed-loop and variable configuration]. Moscow: Izdatel'skiy Otdel TsAGI Publ., 2006. 229 p.
15. Rychkov S.P. *Modelirovanie konstruktsiy v srede Femap with NX Nastran* [Modeling structures in Femapwith NX Nastran]. Moscow: DMK Press Publ., 2013. 784 p.