

ANALYSIS OF METHODS OF ATTACHMENT OF THE TURBOFAN ON THE AIRCRAFT WING AND POSSIBLE WAYS TO SOLVING MASS PROBLEMS

V. A. Tereshonkov ^a, D. A. Prokopenko ^b

Moscow Aviation Institute (National Research University)

^a *tereshonkovva@mai.ru*, ^b *prokopenkoda@mai.ru*

Submitted 2022, January 28

Abstract. In this paper, a comparative analysis of the external fastening of turbofan on the aircraft wing. The purpose of the study is: to compare the weight of the suspension system structure, currently being replaced for the turbofans, with preliminary strength calculations. This is characterized by two types of fastening of the engine structure – truss-ferment-beam. Solid-state models, finite element models and calculations of equivalent loads were constructed to analyze the mass characteristics of suspension systems. And the requirements for mounting the engine on the wing of the self-summer were also considered. As a result, the results of the study show that in this case, it is more rational to use a truss scheme in the design.

Keywords: turbofan; engine mounting; mass characteristics; aircraft; finite-element model grid.

АНАЛИЗ СПОСОБОВ КРЕПЛЕНИЯ ТВД НА КРЫЛЕ САМОЛЕТА И ВОЗМОЖНЫЕ ПУТИ РЕШЕНИЯ МАССОВЫХ ПРОБЛЕМ

В. А. Терешонков ^a, Д. А. Прокопенко ^b

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

^a *tereshonkovva@mai.ru*, ^b *prokopenkoda@mai.ru*

Поступила в редакцию 28.01.2022

Аннотация. Проведен сравнительный анализ способов крепления ТВД на крыле самолета. Целью исследования является сравнение массы конструкции системы подвески, применяемой на сегодняшний день для ТВД, с проведением предварительных расчетов на прочность. Для этого приведены два типа конструкции крепления двигателя – ферменный и ферменно-балочный. Для проведения анализа массовых характеристик систем подвески были построены твердотельные модели, конечно-элементные модели и расчет эквивалентных напряжений. А также были учтены требования, предъявляемые к креплению двигателя на крыло самолета. В итоге результаты исследования показывают, что при данном расчетном случае, рациональнее применять в конструкции ферменную схему.

Ключевые слова: ТВД; крепление двигателей; массовые характеристики; самолет; КЭМ-сетка; SolidWorks.

ВВЕДЕНИЕ

Основа выбора схемы крепления силовой установки на крыле самолета зависит от самого типа двигателя, компоновки летательного аппарата и конструктивно-силовой схемы. Также расположение двигателей зависит от величины и нагрузок, действующих от тяги воздушного винта. Крепление двигателя должно соответствовать следующим требованиям:

- достаточная прочность и жесткость узлов при их минимальной массе;
- обеспечение свободы температурных деформаций корпуса двигателя;
- исключение передачи вибрационных нагрузок двигателя (и винта) на конструкцию самолета;
- предотвращение передачи нагрузок на силовой корпус двигателя при деформациях самолета;
- удобство проведения монтажных и демонтажных работ двигателя на ЛА [1].

Быстроразъемные силовые установки – одно из современных конструкторских решений, которые все чаще применяются почти на всех летательных аппаратах. Такое конструктивное решение позволяет проводить ремонтные работы двигателя, воздушного винта и все остальные агрегаты и детали, закрепленные на этой силовой установке. При этом уменьшается время монтажных и демонтажных работ, а как следствие уменьшается время простоя летательного аппарата. Еще один из плюсов быстроразъемных двигателей заключается в возможности их заранее опробовать.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ КРЕПЛЕНИЙ ТВД

Множество схем крепления ТВД к консоли крыла существует в настоящее время. Некоторые из них приведены ниже (рис.1–4):

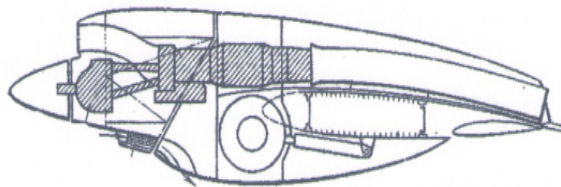


Рис. 1. Среднемагистральный авиалайнер Локхид «Электра»

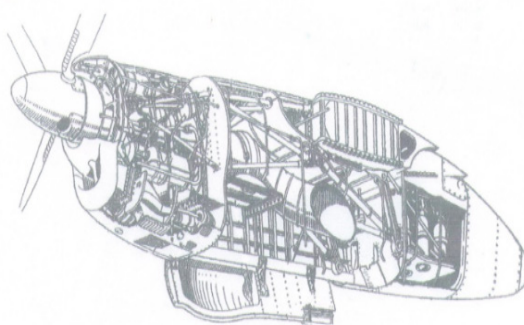


Рис. 2. Пассажирский самолет Ан-24

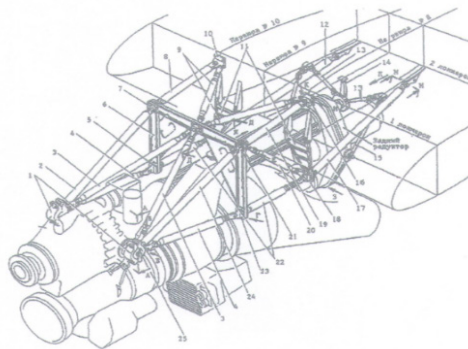


Рис. 3. Пассажирский самолет Ан-140

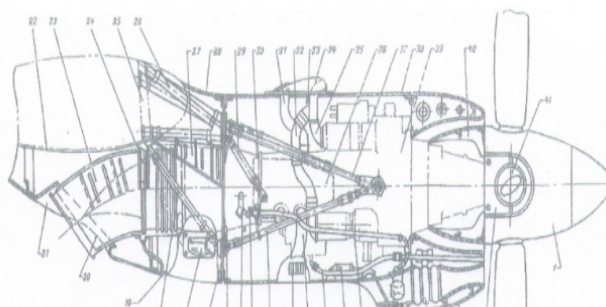


Рис. 4. Советский военно-транспортный самолет Ан-12

Одно из основных требований предъявляется к креплению двигателя, которое должно быть выполнено так, чтобы корпус его не входил в силовую схему самолета. Крепление должно обеспечивать взаимозаменяемость двигателей, легкий и свободный доступ ко всем агрегатам, требующих периодического осмотра и регулировки во время эксплуатации. Всегда на этапах проектирования летального аппарата, особое внимание уделяется удобству и простоте обслуживания, она даже рассматривается наравне с важнейшими характеристиками силовой установки, такими как надежность, вес и др.

Крепление ТВД на летательном аппарате осуществляют при помощи пространственных систем, соединенных с узлами двигателя. Крепление классифицируется, как ферменные и ферменно-балочные. В основном все силовые элементы крепления производятся из сплавов, в состав которого входят легированная высокопрочная сталь, термической обработки до $\sigma_{\text{пр}} = 1100 \div 1200 \text{ Мн/м}^2$.

Крепление двигателя (1) к центроплану (5) крыла посредством быстросъемной пространственной двухъярусной фермы и демпферов (4) крепления двигателя к раме (рис. 5). Двигатель прикреплен к четырем амортизаторам при помощи передних и задних цапф. Нагрузку от тяги винта и часть нагрузки от веса двигателя, распределенную по правилу рычага, воспринимают передние амортизаторы [2]. Задние амортизаторы воспринимают только часть веса двигателя.

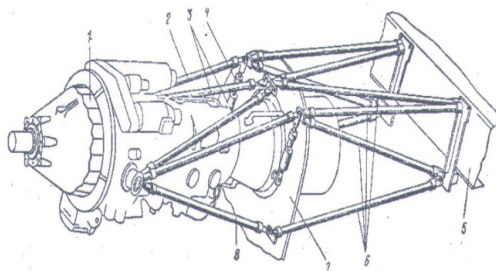


Рис. 5. Ферменная конструкция крепления ТВД

В состав крепления двигателя входит в основном рама и силовая ферма. Сама рама содержит в себе восемь подкосов, часть которых выполнены из стальных труб, на концах которых приварены крепежные детали, а часть представляют собой тонкостенные стержни, на которых смонтированы амортизаторы.

Силовая ферма служит для крепления рамы двигателя и противопожарной перегородки (7) к лонжерону центроплана крыла. В ее состав входит восемь подкосов с узлами крепления.

Конструкция крепления двигателя ферменно-балочного типа (рис. 6) отличается тем, что состоит из двух балок и шести подкосов. Балки работают на восприятие изгибающего момента от боковых сил [3]. А шесть стержней воспринимают только осевые нагрузки.

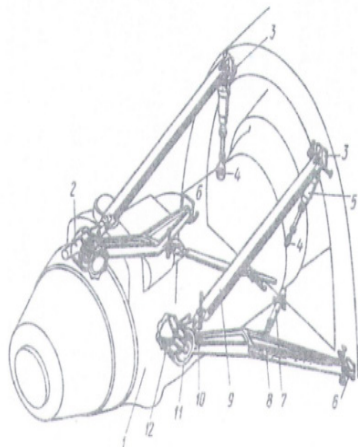


Рис. 6. Ферменно-балочная конструкция крепления ТВД

Двигатель закрепляется на шпангоуте гондолы при помощи четырех цапф (2). Используя балки (8) и верхние подкосы (9), передние цапфы передают нагрузки на силовой шпангоут гондол двигателя. Нагрузка от задних цапф передается на силовой шпангоут гондолы (10) посредством подкосов-демпферов (11). База расположения силовой установки изменяется, если длина внутренних подкосов и задних амортизаторов изменится.

АНАЛИЗ ДЕЙСТВУЮЩИХ НАГРУЗОК НА КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

На этапе эксплуатации на крепление силовой установки с двигателем ТВД действуют следующие нагрузки:

1. Поверхностные нагрузки:

- тяга двигателей;
- аэродинамическая нагрузка;
- реактивный крутящий момент.

2. Весовые нагрузки:

- вес двигателя;
- силы инерции;
- силы от гироскопических моментов;
- нагрузки от массовой неуравновешенности ротора двигателя [4].

Данные силы и момент в первую очередь будут зависеть от класса и типа силовой установки, а также от компоновочной схемы и маневренных характеристик летательного аппарата. Весовые характеристики, действующие на узлы крепления определяются в зависимости от ее массы (m_{cy}). В состав массы силовой установки в соответствии с нормативной документи-

ей принято считать массу двигателей с необходимым оборудованием, крепежными элементами, капотами, мотогондолами, воздушными винтами и другими агрегатами, расположенными на двигателе.

Для самолетов с турбовинтовым двигателем обычно считают массу силовой установки.

$$m_{cy} = (1,9 \div 2,2)m_{дв},$$

где $m_{дв}$ – масса двигателя.

Массовые силы приложены в ц.т. силовой установки и могут быть направлены по осям u и z (рис. 7). При вращении самолета вокруг оси u или оси z возникает гироскопический момент $M_{гир}$:

$$M_{гир} = l_p \omega_x \omega_i \sin(\omega_x \omega_i) [\text{Н}\cdot\text{м}],$$

где l_p – полярный момент инерции воздушного винта и вращающихся масс двигателя, $[\text{Н}\cdot\text{м}\cdot\text{сек}^2]$; ω_x – угловая скорость вращения частей двигателя, $[1/\text{сек}]$; ω_i – угловая скорость вращения летательного аппарата относительно i -й оси (y или z), $[1/\text{сек}]$.

Гироскопический момент стремится повернуть ось двигателя к i -й оси так, чтобы при совпадении ω_x – двигателя и ω_i – вращение летательного аппарата совершалось в одну сторону [5].

Следовательно, угловую скорость вращения летательного аппарата можно расписать в виде формулы:

$$\omega_i = 8,45 \sqrt{\frac{n_{\max}^2}{p}},$$

где n_{\max}^2 – коэффициент перегрузки соответствующего случая нагружения; p – удельная нагрузка на крыло, $[\text{Н}/\text{м}^2]$.

На узлы крепления ТВД действует реактивный момент M воздушного винта, направленный в сторону, обратную вращению винта

$$M = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{N}{n} f [\text{Н}\cdot\text{м}],$$

где N – мощность, развиваемая на валу винта, $[\text{Вт}]$; f – коэффициент безопасности; n – скорость вращения винта, $[1/\text{сек}]$.

Аэродинамические силы, действующие на капоты и гондолы двигателей, определяются из продувок. Они учитываются в основном при расчете капотов гондол и воздушных каналов.

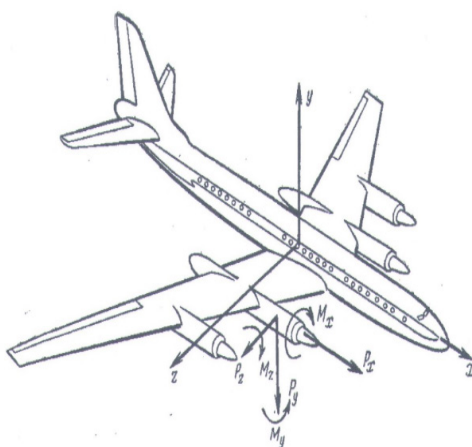


Рис. 7. Схема сил и моментов, действующих на силовую установку

Разумеется, что силы и моменты, приходящиеся на крепление двигателей, на этапах эксплуатации самолета принимают различные значения. Нормами прочности выбран ряд положений самолета, обуславливающих наиболее тяжелые случаи нагружения и наибольшее расчетное значение на его основные детали. Указанные положения называются случаями нагружения. Крепления двигателей предусматривают следующие случаи нагружения [5].

Случай A_d – криволинейный полет летательного аппарата при углах атаки, соответствующих максимальному значению коэффициента подъемной силы $C_{y_{\max}}$. Этот случай имеет место при выходе самолета из планирования, при полете в болтанку или входе в горку и предусматривает действие на систему крепления нагрузок от веса и гироскопического момента.

Эксплуатационная нагрузка P^3 равна

$$P^3 = (n_{\max A}^3 + 1,5)G_d$$

и направлена перпендикулярно оси двигателя сверху вниз.

Расчетная нагрузка $P_{\text{расч}}$ определяется по формуле

$$P_{\text{расч}} = P^3 f = (n_{\max A}^3 + 1,5)G_d f.$$

Случай A'_d – криволинейный полет самолета с максимальной перегрузкой и максимальным скоростным напором $q_{\max\max}$. Этот случай соответствует началу выхода из пикирования со скоростью $V_{\max\max}$. Расчетная нагрузка от силы веса и гироскопический момент определяются аналогично случаю A_d . Но, кроме этого, предусматривается еще действие аэродинамической силы $P^3_{\text{аэр}}$ на капот, приложенной снизу вверх на расстоянии 0,25 длины капота от носка:

$$P^3_{\text{аэр}} = C_{y_{\text{кап}}} S'_{\text{кап}} q_{\max\max},$$

где $C_{y_{\text{кап}}}$ – коэффициент, равный 0,085; $S'_{\text{кап}}$ – площадь капота в плане.

Для этого случая коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай D_d соответствует минимальному значению коэффициента подъемной силы. Эксплуатационная нагрузка P^3 приложена в ц.т. силовой установки и направлена снизу вверх перпендикулярно к оси x :

$$P^3 = (n_{\max D}^3 + 1,5)G_d.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай D'_d – криволинейный полет с отрицательной перегрузкой и скоростным напором $q_{\max\max}$. Нагрузка для этого случая определяется аналогично случаю D_d , но сила $P^3_{\text{аэр}}$, действующая на капот, направлена сверху вниз, а $C_{y_{\text{кап}}} = 0,045$.

Случай H_d соответствует боковому нагружению массовой силой. На крепление действуют силы $P^3_y = G_d$, $P^3_z = \pm 1,5G_d$ и гироскопический момент.

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай M_d – работа двигателя на стоянке. Крепление двигателя нагружено максимальной тягой, весом G_d и реактивным моментом винта.

Коэффициент безопасности для этого случая $f = 1,5$.

Если двигатели имеют реверс тяги, то расчет ведется на максимальную отрицательную тягу. Кроме того, нормы прочности предусматривают нагружение крепления двигателя силам для совместных случаев нагружения $A_d + M_d$, $D_d + M_d$, $H_d + M_d$, а также силами для всех случаев нагружения шасси с перегрузкой и коэффициентами безопасности, соответствующими расчетным случаям шасси. При совместных случаях нагружения эксплуатационные нагрузки берутся согласно случаям A_d , D_d , H_d , а значения тяги и момента для случая M_d – из аэродинамического расчета в соответствии с рассматриваемым расчетным случаем.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРИНЯТОГО МЕТОДА

Из всего разнообразия схем было принято решение проанализировать две, наиболее подходящие по геометрическим параметрам и по методу крепления на консоли крыла схемы (рис. 8).

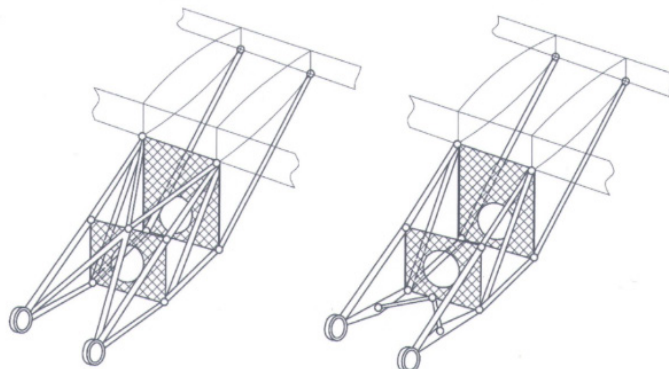


Рис. 8. Расчетные схемы

Одним из существующих методов определения напряженно-деформированного состояния является метод конечных элементов, позволяющий учитывать все тонкости разрабатываемых конструкций. В данном методе конструкция разбивается на элементарные частицы, наиболее полно отражающие тип конструкции. Элементы могут быть выполнены в виде линейных, плоскостных и объемных видов. Наиболее общим элементом является объемный элемент, который и использовался в решении поставленной задачи. В качестве программного комплекса применялся SolidWorks Simulation, включенный в программу 3D моделирования SolidWorks.

Исходными данными для программы являются:

- 1) геометрическая модель, которая в итоге разбивается на элементарные части;
- 2) прикладываемая нагрузка (сила, момент, температура);
- 3) закрепление модели, имитирующее включение модели в силовую конструкцию самолета;
- 4) характеристики используемых материалов;
- 5) ограничения.

В программе были смоделированы две рассматриваемые схемы (рис. 9) и проведен анализ на прочность элементов, входящих в эту схему.

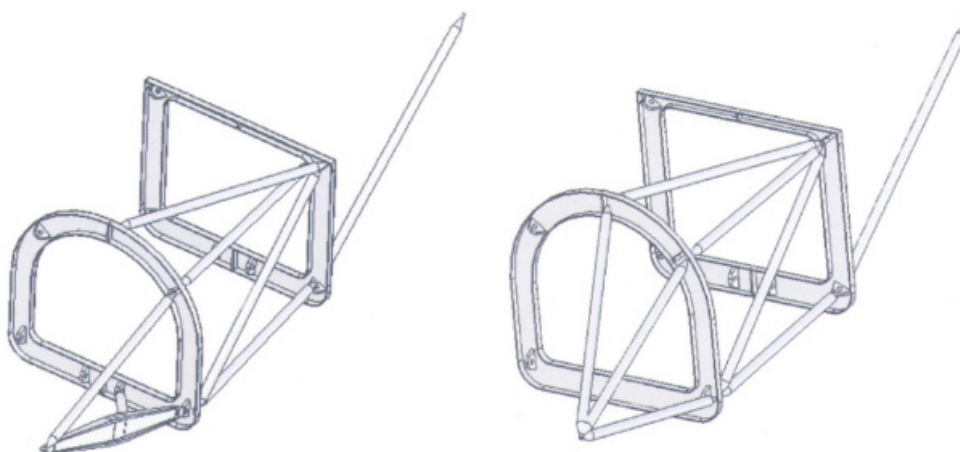


Рис. 9. Модели рам

В качестве примера, представления, одного из элементов рамы (рис. 10) приведена конечно-элементарная модель (КЭМ) типового стержня. А также КЭМ балки (рис. 11), и КЭМ шпангоута (рис. 12).

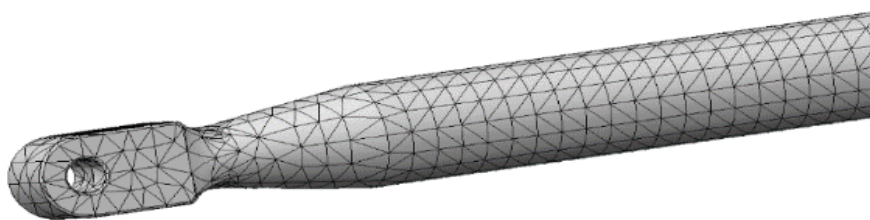


Рис. 10. КЭМ типового стержня

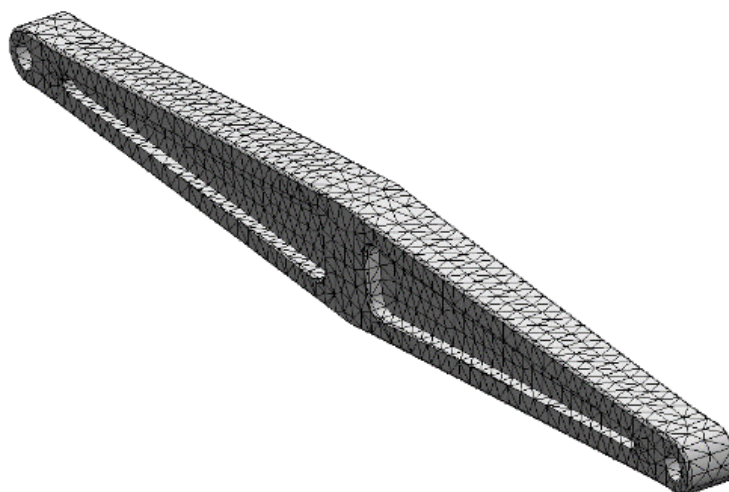


Рис. 11. КЭМ балки

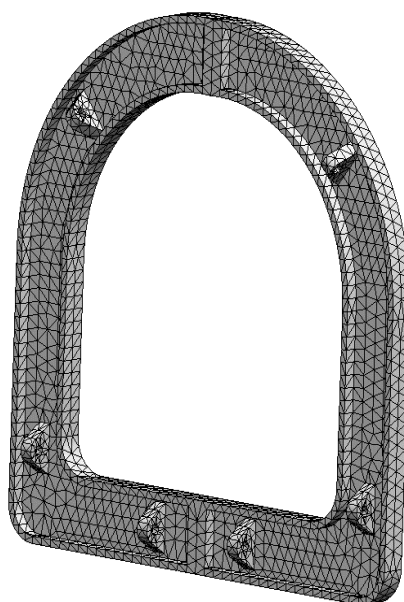


Рис. 12. КЭМ шпангоута

Распределение эквивалентных напряжений (рис. 13), по объему типового стержневого элемента.

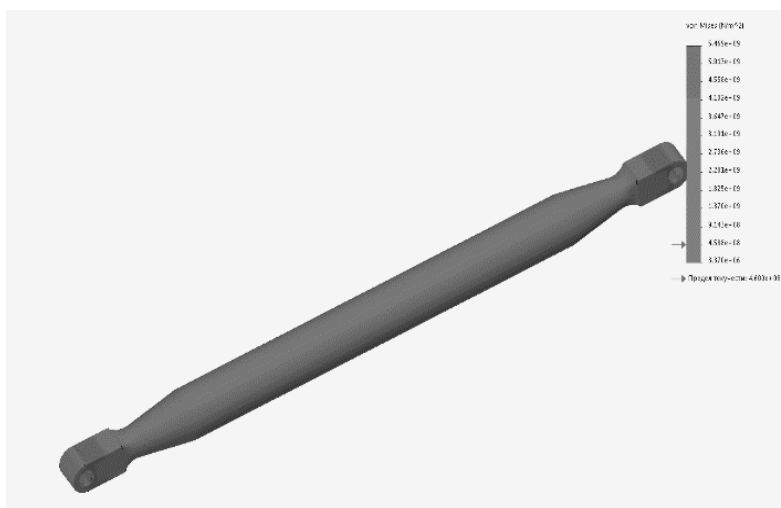


Рис. 13. Распределение эквивалентных напряжений

ВЫВОДЫ

Результаты исследования (рис. 14) показали, что при данном расчетном случае, рациональнее применять в конструкции, с весовой точки зрения, ферменную схему. При этом вес конструкции легче на 1 кг. При изменении расчетного случая результат может измениться.

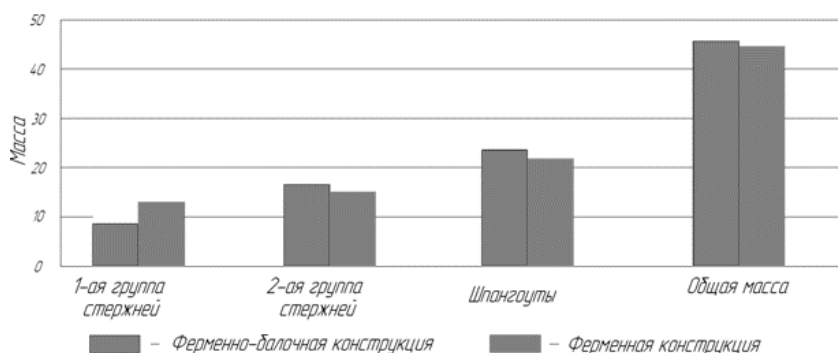


Рис. 14. Весовая сводка

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Попов П. М., Соколова О. Ф.** Проектно-технологические и управленческие функции по конструкции самолетов (ЛА). Правила их формулирования: учеб. пособие. Ульяновск: УГТУ, 2002. 274 с. [P. M. Popov, O. F. Sokolova, *Design, technological and management functions for the design of aircraft (LA). Rules for their formulation: textbook.* Ulyanovsk: UGTU, 2002.]
2. **Шишкин А. С., Кучеренко В. Л.** Сравнительный анализ авиационных двигателей: реактивного и турбовинтового // Наука и современность. 2018. С. 114–117. [A. S. Shishkin, V. L. Kucherenko, "Comparative analysis of aircraft engines: jet and turboprop", (in Russian), in *Nauka i sovremennost'*, pp, 114-117, 2018.]
3. **Tereshonkov V. A., Shavelkin D. S., Pochbneva I. V.** Choosing a Rational Design of the Engine Fastening Span // Advances in Automation III. RusAutoCon. 2021. V. 857. Pp 274-289.
4. **Гарькавый А. А., Чайковский А. В., Ловинский С. И.** Двигатели летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1987. 286 с. [A. A. Garkavy, A. V. Chaikovsky, S. I. Lovinsky, *Aircraft Engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1987.]
5. **Кулагин В. В.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2003. 616 с. [V. V. Kulagin, *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2003.]

ОБ АВТОРАХ

ТЕРЕШОНКОВ Владимир Андреевич, Ассист. каф. 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) «МАИ». Иссл. в обл. применения эффективных пассажирских конструкций при поражении АСП.

ПРОКОПЕНКО Денис Алексеевич, Ассист. каф. 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) «МАИ». Иссл. в обл. разработка беспилотного летательного аппарата для специального назначения.

TERESHONKOV, Vladimir Andreevich, Assist. of the Dept. 101 «Design and certification of aviation technology» Moscow Aviation Institute (National Research University) «MAI». Research in the region the use of effective passenger structures in case of damage to combat equipment.

PROKOPENKO Denis Alexeyevich, Assist. of the Dept. 101 «Design and certification of aviation technology» Moscow Aviation Institute (National Research University) «MAI». Research in the region development of an unmanned aerial vehicle for special purposes.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 1 (95), pp. 110-119, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).