

doi: 10.32620/oikit.2021.91.08

УДК 629.735.33.023.4.001.24

А. Г. Дибир, А. А. Кирпикин,
Н. И. Пекельный

К определению уравнивающей нагрузки на шпангоут однопалубного фюзеляжа

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

При оптимальном проектировании фюзеляжа весьма важным вопросом является выбор оптимального положения силового пола в поперечном сечении фюзеляжа.

В зависимости от относительного положения силового пола, приведенной толщины пола, схемы крепления пола к шпангоутам и соотношения приведенных толщин обшивки фюзеляжа и пола изменяется положение центра жесткости поперечного сечения фюзеляжа, жесткость фюзеляжа на кручение. Это приводит к изменению крутящего момента, перераспределению потоков касательных усилий, перераспределению сплюсывающих нагрузок на шпангоут от изгиба фюзеляжа.

В работе рассмотрены две схемы крепления пола к шпангоута – жесткое, моментное соединение и шарнирное. Шпангоут при этом воспринимает дополнительную нагрузку от пола. Фюзеляж рассматривается как тонкостенный стержень, нагруженный горизонтальной и вертикальной поперечными силами, крутящим моментом и сплюсывающими силами от изгиба фюзеляжа.

Для надежности расчет положения центра жесткости в двухзамкнутом поперечном сечении проводился двумя методами: фиктивной силы и фиктивного момента. Исследовалось влияние различных параметров на расположение центра жесткости. Было оценено влияние положения пола по вертикали, соотношения приведенных толщин пола и обшивки фюзеляжа и площади поперечного сечения бимса крепления пола к фюзеляжу на положение центра жесткости. По результатам расчетов построены диаграммы этих зависимостей. Была исследована зависимость жесткости на кручение от положения пола и соотношения приведенных толщин пола и обшивки фюзеляжа. По результатам расчетов построена диаграмма этих зависимостей. Были рассмотрены различные конструктивные решения крепления пола к обшивке фюзеляжа: с непосредственным их соединением и с опором пола только на бимс. Было изучено нагружение пола от сплюсывающих нагрузок, вызванных изгибом фюзеляжа. Показана диаграмма нагружения шпангоута и пола от сплюсывающих нагрузок.

По представленным диаграммам можно выбрать оптимальное положение пола по вертикали, приведенную толщину пола и площадь поперечного сечения бимса.

Ключевые слова: фюзеляж, пол, центр жесткости, шпангоут, поперечная сила, крутящий момент, изгибающий момент, приведенная толщина, жесткость на кручение.

При расчете шпангоута однопалубного фюзеляжа транспортного самолета (однопалубный самолет) необходимо знать нагрузку на него от взаимодействия с обшивкой фюзеляжа. Рассматривается шпангоут фюзеляжа с круглым поперечным сечением и полем. Для однопалубного фюзеляжа наиболее распространены два идеализированных типа шпангоута, показанных на рис. 1 и 2. Каждая из этих схем должна приниматься во внимание при расчете шпангоута, поскольку не известна реальная жесткость соединения его фрагментов. Причем, в силу наличия в приведенных конфигурациях горизонтальной перемычки шпангоут (даже рядовой или нормальный) служит не только для сохранения формы поперечного сечения фюзеляжа, но воспринимает нагрузку от силового пола. Расчет такого кольцевого элемента с горизонтальным (диаметральным с углом $\theta_0 = 90^\circ$) распором рассматривался в работе [1].

Примем, что в общем случае шпангоут (см. рис. 1 и 2) может испытывать сплющивание, вызываемое изгибом фюзеляжа, и воспринимать внешние сосредоточенные силы и моменты. При сплющивании нагрузка, действующая на шпангоут, – самоуравновешенная. Внешние сосредоточенные силы и моменты уравниваются потоками касательных усилий, возникающими в обшивке фюзеляжа.

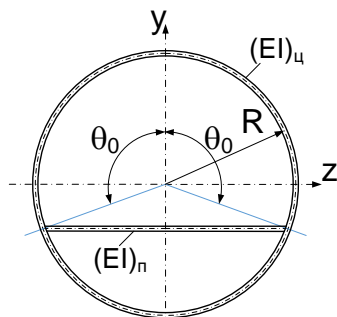


Рис. 1. Шпангоут с жестким соединением фрагментов

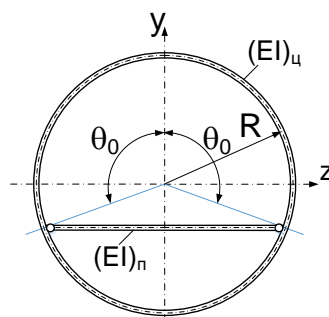


Рис. 2. Шпангоут с шарнирным соединением фрагментов

Фюзеляж рассматривается как тонкостенный стержень. Для обшивки фюзеляжа принято симметричное относительно вертикальной оси поперечное сечение, состоящее из кольцевой и горизонтальной стенок с приведенными толщинами δ_ϕ и δ_π (обе стенки приведены к одному модулю упругости E_ϕ) и двумя сосредоточенными площадями f (усиленные стрингеры в месте соединения указанных стенок) (рис. 3, на котором b – расстояние от центра окружности до центра жесткости (ЦЖ) поперечного сечения). Положение пола фюзеляжа в сечении по-прежнему позиционируется углом θ_0 .

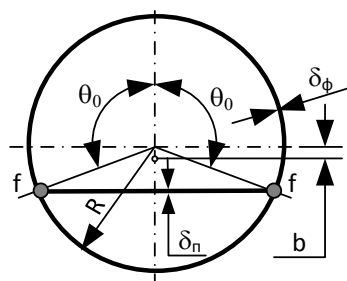


Рис. 3. Поперечное сечение фюзеляжа

Предлагается всю нагрузку, действующую на шпангоут и уравнивающуюся потоками касательных усилий в стенках фюзеляжа, представить в виде системы двух поперечных сил Q_y и Q_z , отнесенных к центру окружности, с которым не совпадает центр тяжести сечения, и крутящему моменту $M_{кр}$ относительно продольной геометрической оси фюзеляжа. К такой нагрузке может быть сведено любое нагружение шпангоута для поиска уравнивающей реакции обшивки. При этом необходимо знать расположение центра жесткости в поперечном сечении.

Ранее было исследовано положение центра жесткости в междулонжеронной и носовой частях крыла и оперения легких самолетов [2, 3]. Поиск положения ЦЖ в принятом двухзамкнутом сечении тонкостенного стержня, модели-

руючого кругле поперечное сечение фюзеляжа с полем, проводился двумя (для контроля) методами: фиктивной силы и фиктивного момента [4, 5].

Изучалось влияние на расположение ЦЖ различных параметров. Изменялось положение поля в сечении, которое позиционировалось с помощью угла θ_0 в диапазоне от 90° до 180° . Установлено, что величина R при фиксированном значении $\delta_{II}/\delta_{\Phi}$ и $f = 0$ не влияет на относительное положение (b/R) ЦЖ в сечении, а если величина $f \neq 0$, но имеет значение в реалистичном диапазоне, то это влияние не превышает 5...10 %. Результаты таких расчетов (для сечения $R = 1$ м и $\delta_{\Phi} = 0,004$ м) и δ_{II} , показаны на рис. 4.

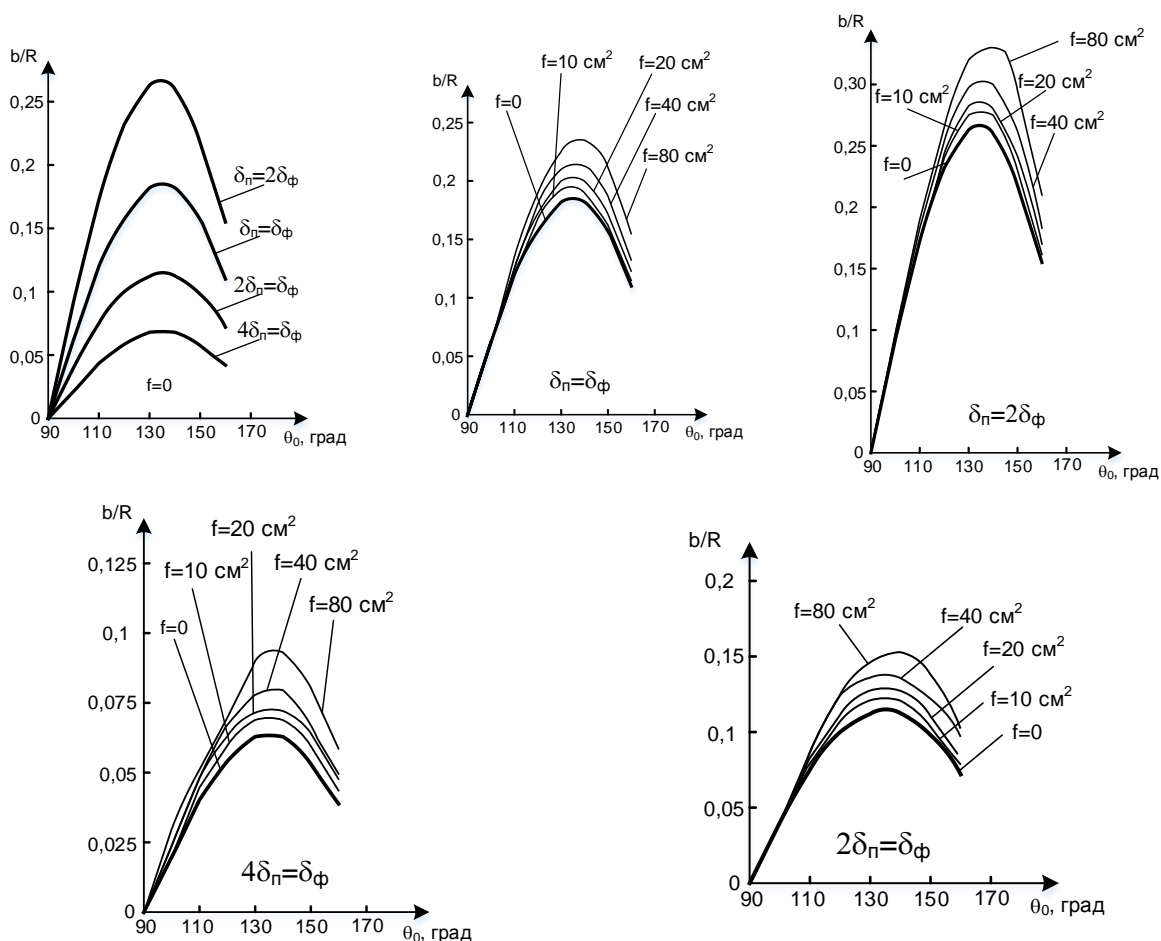


Рис. 4. Расположение ЦЖ в поперечном сечении фюзеляжа при различном расположении поля

Предлагается упрощенная технология поиска центра жесткости двухзамкнутого сечения тонкостенного стержня, моделирующего круглое поперечное сечение фюзеляжа. Из результатов, показанных на рис. 4, видно, что, проводя параметрические исследования при вариантном проектировании (различные углы θ_0) в реальном диапазоне параметров, в частности при изменении θ_0 в диапазоне от 90° до 120° , достаточно отыскать однажды положение ЦЖ при θ_0 , отличном от 90° в указанном диапазоне. Поскольку функция $b(\theta_0)$, которая позиционирует ЦЖ, линейная в отмеченном диапазоне аргумента, то последующие его положения в указанном диапазоне можно легко обнаружить, используя пропорцию.

Следует отметить, что при получении показанных на рис. 4 результатов фиксировалась и величина крутильной жесткости поперечного сечения $GI_{кр}$. Таким образом, было исследовано изменение $GI_{кр}$ в зависимости от расположения в нем пола. При угле $\theta_0 = 90^\circ$ крутильная жесткость двухзамкнутого контура соответствует крутильной жесткости однозамкнутого кольцевого сечения. При увеличении этого угла наблюдается небольшой рост $GI_{кр}$, затем при $\theta_0 \cong 144^\circ$ достигается максимум этой величины и последующее уменьшение. Максимальное увеличение крутильной жесткости небольшое. Рост $GI_{кр}$ при широком варьировании параметрами сечения в реальном их диапазоне (прежде всего θ_0 от 90° до 120°) составляет от 2,5 до 5 %. Причем величина f на жесткость $GI_{кр}$ не влияет. Данный анализ показан на рис. 5 зависимостью $GI_{кр}(\theta_0)/GI_{кр}(\theta_0 = 90^\circ)$.

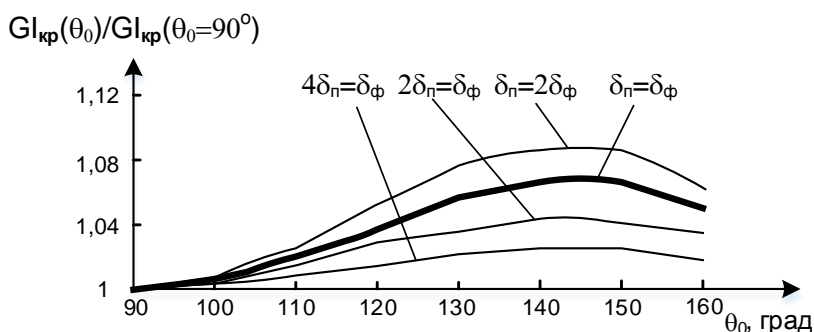


Рис. 5. Изменение крутильной жесткости поперечного сечения в зависимости от положения пола

Следовательно, в практических расчетах для реалистичных сечений однопалубного фюзеляжа самолета можно принимать, что момент инерции на кручение $I_{кр}$ двухзамкнутого тонкостенного поперечного сечения равен моменту инерции на кручение кольцевого поперечного сечения со средним радиусом R и приведенной толщиной обшивки δ_ϕ .

Далее, рассматривая вопрос о потоках касательных усилий, уравнивающих нагрузку шпангоута, укажем, что в ряде конструктивных решений для фюзеляжей однопалубных самолетов не реализовано соединение обшивки пола и цилиндрической части. В этом случае уравнивающие потоки касательных усилий возникают в однозамкнутом кольцевом поперечном сечении и данную нагрузку описывают известным способом [6].

Переходя к фюзеляжам с двухзамкнутым поперечным сечением, прежде всего рассмотрим нагрузку, приводящую к сплющиванию шпангоута. Такая нагрузка – самоуравновешенная. При компоновке фюзеляжа с $\theta_0 = 90^\circ$ нагрузка совпадает с возникающей в фюзеляже с кольцевым поперечным сечением [6], поскольку нормальных напряжений в обшивке пола не возникнет.

На шпангоут фюзеляжа, в сечении которого угол $\theta_0 > 90^\circ$, действует сплющивающая нагрузка $q_{шп}$, распределенная по цилиндрической части следующим образом:

$$q_{шп}(\alpha) = aM_{z_0}^2 \frac{\delta_\phi R}{E_\phi I_{z_0}^2} \left(\frac{c}{R} + \cos\alpha \right),$$

где α – угол, позиционирующий поперечное сечение шпангоута относительно положительного направления оси y ; a – расстояние между шпангоутами; M_{z_0} –

величина изгибающего момента, действующего в поперечном сечении фюзеляжа, относительно главной центральной оси z_0 сечения, которая параллельна оси z ; I_{z_0} – момент инерции площади поперечного сечения относительно оси z_0 ; c – расстояние между осями z_0 и z (между центром тяжести сечения и центром окружности).

При этом часть сплющивающей нагрузки $q_{шп}$, которая распределена по горизонтальной перемычке шпангоута и имеет постоянную интенсивность, определяется также по приведенной выше формуле при значении $\alpha = \theta_0$ и замене толщинами δ_ϕ на δ_π . Характер распределения этой сплющивающей нагрузки $q_{шп}$ на шпангоут при значении $\theta_0 = 110^\circ$ показан на рис. 6.

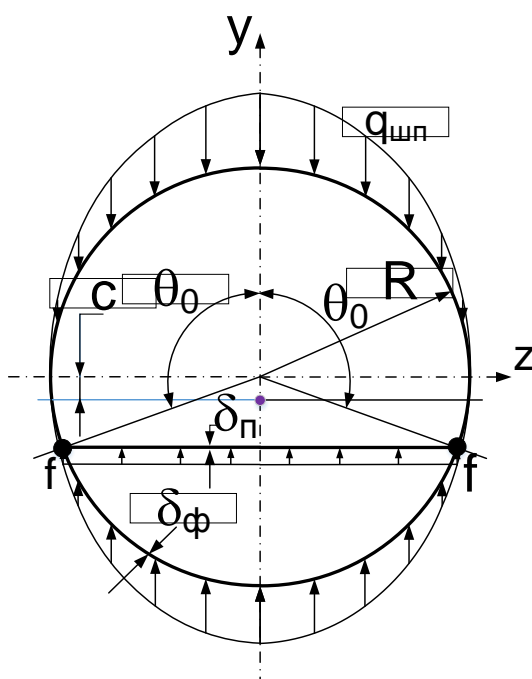


Рис. 6. Сплющивающая нагрузка на шпангоут

Таким образом, при известной сплющивающей нагрузке может быть проведен расчет любого типа шпангоута (см. рис. 1 и 2).

При передаче нагрузки, действующей на горизонтальную перемычку шпангоута, уравнивание происходит за счет потоков касательных усилий, возникающих в обшивках фюзеляжа и пола.

При рассмотрении других вариантов нагружения шпангоута в его плоскости не возникнет трудностей проведения расчета на воздействие самоуравновешенных систем нагрузок, поскольку не будут действовать вызванные нагрузкой на шпангоут потоки касательных усилий в обшивке.

При анализе других вариантов нагружения шпангоута в своей плоскости и использовании принятого подхода нагрузка представляется в виде двух сил Q_y и Q_z , отнесенных к центру окружности, и момента $M_{кр}$ относительно продольной геометрической оси фюзеляжа и уравнивается потоками касательных усилий в стенках фюзеляжа и пола.

Характер распределения уравнивающих потоков касательных усилий от действия каждой из трех компонент указанной нагрузки при значении $\theta_0 = 110^\circ$ показан на рис. 7.

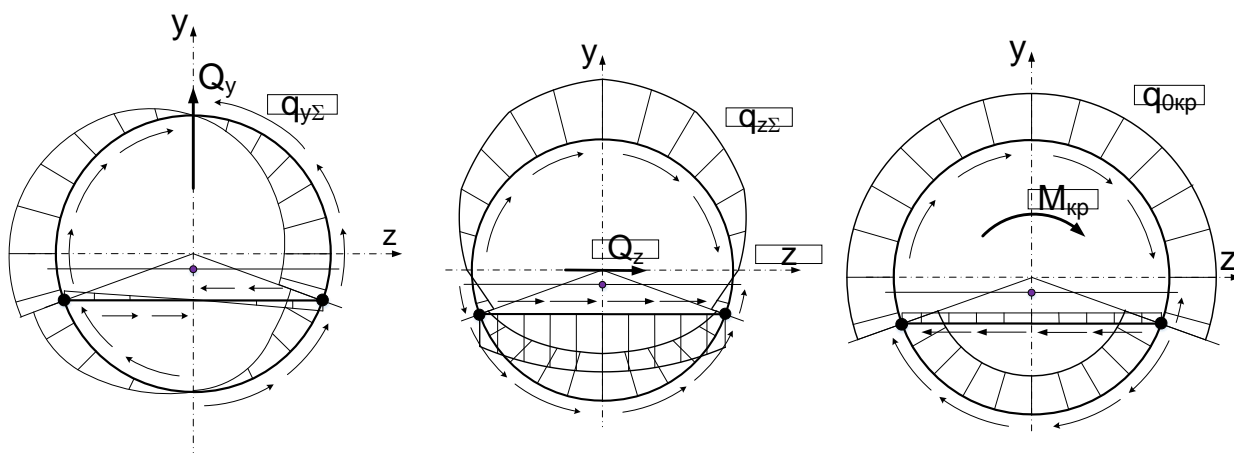


Рис. 7. Характер распределения потоков касательных усилий

Установив урівноважуючу навантаження на шпангоут однопалубного фюзеляжа, можна переходити к его расчету.

Список литературы

1. Лизин, В. Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В. Т. Лизин, В. А. Пяткин. – М. : Машиностроение, 2003. – 447 с.
2. Дибир, А. Г. Исследование положения центра жесткости в однозамкнутом прямоугольном сечении тонкостенного стержня [Текст] / А. Г. Дибир, А. А. Кирпикин, Н. И. Пекельный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Вып. 76. – Харьков, 2017. – С. 135–140.
3. Дибир, А. Г. Исследование положения центра жесткости в однозамкнутом треугольном сечении тонкостенного стержня [Текст] / А. Г. Дибир, А. А. Кирпикин, Н. И. Пекельный // Открытые информационные и интегрированные технологии. – Вып. 80. – Харьков, 2018. – С. 134–138.
4. Макеев, А. И. Строительная механика тонкостенных элементов авиационных конструкций [Текст] / А. И. Макеев, Б. И. Скопинцев – Харьков. : ХАИ, 1987. – 103 с.
5. Скопинцев, Б. И. Расчет тонкостенного стержня при изгибе и свободном кручении. Определение положения центра жесткости сечения [Текст] / Б. И. Скопинцев, П. А. Фомичев. – Харьков : ХАИ, 1983. – 36 с.
6. Львов, М. П. Строительная механика авиационных конструкций. Ч. 3. Расчет шпангоутов и плоских рам [Текст] / М. П. Львов, А. Г. Дибир. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьков. авиац. ин-т», 2015. – 96 с.

References

1. Lizin, V. T. Pyatkin, V. A. *Proyektirovaniye tonkostennykh konstruktsiy* [Design of thin-walled structures]. Moscow, Mechanical Engineering, 2003, 447 p..
2. Dibir, A. G. *Issledovanie polozhenija centra zhestkosti v odnozamknutom prjamougol'nom sechenii tonkostennogo sterzhnja*. [Investigation of position of center of rigidity in single-closed rectangular section of thin-walled rod] *Trudy Nats. aerokosm. un-t «Kharkov. aviats. in-t» // Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye*

tekhnologii [Proc. of the Kharkiv National Aerospace University, "Open information and computer integrated technologies"], 2017. – p. p.135 – 140.

3. Dibir, A.G. Issledovanie polozheniya centra zhestkosti v odnozamknutom treugol'nom sechenii tonkostennogo sterzhnja [Investigation of position of center of rigidity in single-closed triangular section of thin-walled rod]. Trudy Nats. aerokosm. un-t «Kharkov. aviats. in-t» // *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii* [Proc. of the Kharkiv National Aerospace University, "Open information and computer integrated technologies"], 2018. – Vyp. 80. p.p. 134 – 138.

4. Makeyev, A. I., Skopintsev, B. I. Stroitel'naya mekhanika tonkostennykh elementov aviatsionnykh konstruktsiy [Construction mechanics of thin-walled elements of aircraft structures]. Kharkiv,: KhAI, 1987 .103 p..

5. Skopintsev, B. I., Fomichev, P. A.. Raschet tonkostennogo sterzhnya pri izgibe i svobodnom kruchenii. Opredeleniye polozheniya tsentra zhestkosti secheniya [Calculation of thin-walled rod at bending and free torsion. Determination of position of center of stiffness of cross section]. Kharkiv, KHAI, 1983, 36 p.

6. L'vov, M. P., Dibir, , A. G Stroitel'naya mekhanika aviatsionnykh konstruktsiy. CH. 3. Raschet shpangoutov i ploskikh ram [Structural mechanics of aviation structures. Part 3. Calculation of frames and flat frames]. Kh. Nats. aero-kosm. un-t «Khar'k. aviats. in-t», 2015, 96 p.

Надійшла до редакції 31.03.2021, розглянуто на редколегії 01.04.2021.

До визначення урівноважувальної навантаги на шпангоут однопалубного фюзеляжу

При оптимальному проектуванні фюзеляжу дуже важливим питанням є вибір оптимального положення силової підлоги у поперечному перерізі фюзеляжу.

Залежно від відносного положення силової підлоги, наведеної товщини підлоги, схеми кріплення підлоги до шпангоутів і співвідношення наведених товщин обшивки фюзеляжу й підлоги змінюється положення центру жорсткості поперечного перерізу фюзеляжу, жорсткість фюзеляжу на кручення. Це призводить до зміннення крутного моменту, перерозподілу потоків дотичних зусиль, перерозподілу сплющувальних навантажень на шпангоут від вигину фюзеляжу.

У роботі розглянуто дві схеми кріплення підлоги до шпангоута – жорстке, моментне з'єднання і шарнірне. Шпангоут при цьому сприймає додаткове навантаження від підлоги. Фюзеляж розглядається як тонкостінний стрижень, навантажений горизонтальною й вертикальною поперечними силами, крутним моментом і сплющується силами від згинання фюзеляжу.

Для надійності розрахунків положення центру жорсткості в двозамкненому поперечному перерізі проводився двома методами: фіктивної сили й фіктивного моменту. Досліджувався вплив різних параметрів на розташування центру жорсткості. Було оцінено вплив положення підлоги по вертикалі, співвідношення наведених товщини підлоги й обшивки фюзеляжу і площі поперечного перерізу бiмса кріплення підлоги до фюзеляжу на положення центру жорсткості. За результатами розрахунків побудовано діаграми цих залежностей. Було досліджено залежність жорсткості на кручення від положення підлоги та співвідношення наведених товщини підлоги й обшивки фюзеляжу. За результатами розрахунків побудовано діаграми цих залежностей. Було розглянуто різні конструктивні рішення кріплення підлоги до обшивки фюзеляжу: з безпосереднім їх з'єднанням і зі опором підлоги тільки на бiмс. Було вивчено навантаження підлоги від сплющувальних навантаж, спричинених вигином фюзеляжу. Наведена діаграма навантаження шпангоута й підлоги від сплющувальних навантажень.

За наведеними діаграмами можна вибрати оптимальне положення підлоги по вертикалі, зведену товщину підлоги й площу поперечного перерізу бімса.

Ключові слова: фюзеляж, підлога, центр жорсткості, шпангоут, поперечна сила, крутний момент, згинальний момент, зведена товщина, жорсткість на кручення

Towards definition of balancing load on frame of single-deck fuselage

With the optimal design of the fuselage, a very important issue is the choice of the optimal position of the load-bearing floor in the cross-section of the fuselage.

Depending on the relative position of the load-bearing floor, the reduced thickness of the floor, the scheme of fastening the floor to the frames and the ratio of the reduced thicknesses of the fuselage skin and the floor, the position of the center of stiffness of the fuselage cross-section changes, the torsional stiffness of the fuselage. This leads to a change in torque, a redistribution of shear flows, a redistribution of flattening loads on the frame from the bending of the fuselage.

In this work, two schemes of fastening the floor to the frame are considered – a rigid, torque connection and a hinged one. In this case, the frame takes up additional load from the floor. The fuselage is considered as a thin-walled rod, loaded with horizontal and vertical shear forces, torque and flattening forces from the fuselage bending.

For reliability, the calculation of the position of the center of stiffness in a double-closed cross-section was carried out by two methods: a fictitious force and a fictitious moment. The influence of various parameters on the location of the center of rigidity was investigated. The influence of the vertical position of the floor, the ratio of the reduced thicknesses of the floor and the fuselage skin and the cross-sectional area of the beams of the floor attachment to the fuselage on the position of the center of stiffness was evaluated. Diagrams of these dependencies were constructed based on the results of calculations. The dependence of the torsional stiffness on the position of the floor and the ratio of the reduced thicknesses of the floor and the fuselage skin was investigated. Based on the calculation results, a diagram of these dependencies was built. Various constructive solutions were considered for fastening the floor to the fuselage skin: with their direct connection and with the floor support only on the beam. The floor loading from flattening loads caused by the bending of the fuselage was studied. The diagram of the loading of the frame and the floor from flattening loads is shown.

According to the diagrams, you can choose the optimal vertical position of the floor, the reduced floor thickness and the cross-sectional area of the beam.

Key words: fuselage, floor, center of stiffness, frame, lateral force, torque, bending moment, reduced thickness, torsional stiffness

Сведения об авторах:

Дибир Александр Геннадиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.
ORCID 0000-0002-2366-6353.

Кирпикин Анатолий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического универ-

ситета ім. Н. Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Україна.
ORCID 0000-0001-8883-0663.

Пекельный Николай Иванович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., доцент кафедри прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета ім. Н. Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Україна. ORCID 0000-0003-0989-2546.

About the Authors:

Dibir Alexander – Ph. D., Associate Professor of the Department of Aircraft Strength of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine. ORCID 0000-0002-2366-6353.

Kirpikin Anatoly – Ph. D., Associate Professor of the Department of Aircraft Strength of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine. ORCID 0000-0001-8883-0663.

Pekelny Nikolay – Ph. D., Associate Professor of the Department of Aircraft Strength of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine. ORCID 0000-0003-0989-2546.