

## УЧЁТ ТРЕБОВАНИЙ ЖЁСТКОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРЁХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА САМОЛЁТА ИЗ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2021

**В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)

**С. А. Павлова** инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [pavlova-sva@yandex.ru](mailto:pavlova-sva@yandex.ru)

Рассматривается задача проектирования трёхслойных конструкций панелей пола из высокопрочных композитов с учётом ограничений по жёсткости. Предложен безразмерный критерий оценки жёсткости панели пола и уравнение связи геометрических параметров трёхслойных конструкций с данным критерием. Приводятся демонстрационный пример и результаты проектирования типовой клетки пола с использованием высокопрочного композиционного материала. В качестве целевой функции рассматривается масса квадратного метра конструкции, в качестве проектных переменных – толщина обшивок и высота сотового заполнителя трёхслойной панели. В целях поиска оптимального соотношения проектных переменных используется графическая интерпретация проектной задачи с одновременным учётом требований по прочности и жёсткости в пространстве проектных переменных. Отмечается, что наличие ограничений по заданной величине допускаемого относительного прогиба приводит к увеличению потребной высоты сотового заполнителя при незначительном расходе дополнительной массы трёхслойной конструкции.

*Трёхслойные конструкции; панель пола; проектирование; прочность; жёсткость; прогиб; графическая интерпретация*

---

**Цитирование:** Комаров В.А., Павлова С.А. Учёт требований жёсткости при проектировании трёхслойных конструкций панелей пола самолёта из высокопрочных композиционных материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 45-52.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-45-52

### Введение

Задача проектирования панелей пола самолёта на вербальном уровне формулируется достаточно просто: панель должна иметь минимальную массу при выполнении условий прочности и жёсткости [1]. Использование высокопрочных композиционных материалов и разработка методик оптимального проектирования по условию прочности приводит к конструкциям, которые работают с высокими напряжениями и, соответственно, с высокими деформациями. Активными ограничениями по прочности для панелей пола на основе высокопрочных композиционных материалов является прочность несущих слоёв на сжатие вдоль волокна и прочность сотового заполнителя на сдвиг [1]. При этом чётко формализованные требования по жёсткости панелей пола не рассмотрены в связи с их отсутствием в нормативных документах.

С точки зрения функционирования панели пола в салоне самолёта при передвижении пассажиров должны обеспечивать ощущение достаточной жёсткости конструкции через тактильные ощущения приемлемо малых прогибов. Поэтому рассмотрим ме-

тодику контроля данной характеристики и доведения её до приемлемых значений с минимальным расходом дополнительной массы при необходимости.

### Формулировка ограничений по жёсткости

В качестве меры изгибной жёсткости фрагмента панели пола будем рассматривать безразмерную величину  $\bar{w}_{\max}$  – отношение максимального прогиба  $w_{\max}$  к расстоянию между опорами  $l$  при заданной нормированной распределённой нагрузке  $q$  и единичной перегрузке  $n$  (рис. 1):

$$\bar{w}_{\max} = \frac{w_{\max}}{l}. \quad (1)$$

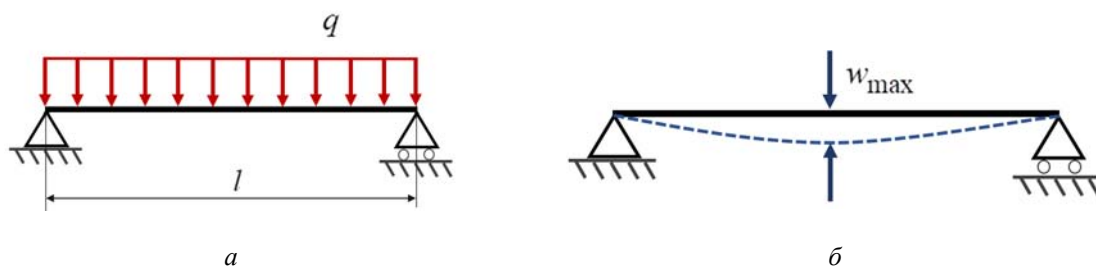


Рис. 1. Фрагмент панели пола: а – схема нагружения; б – максимальный прогиб

Ограничение по жёсткости панели пола сформулируем следующим образом:

$$\bar{w}_{\max} \leq [\bar{w}], \quad (2)$$

где  $[\bar{w}]$  – заданная величина допустимого относительного прогиба.

На основании результатов вычислительных экспериментов, проведённых в среде ANSYS для двух- и пятиопорных изотропных пластин (рис. 2), будем предполагать, что максимальный прогиб имеет панель пола с двумя опорами и её силовая работа будет близка к двухопорной балке.

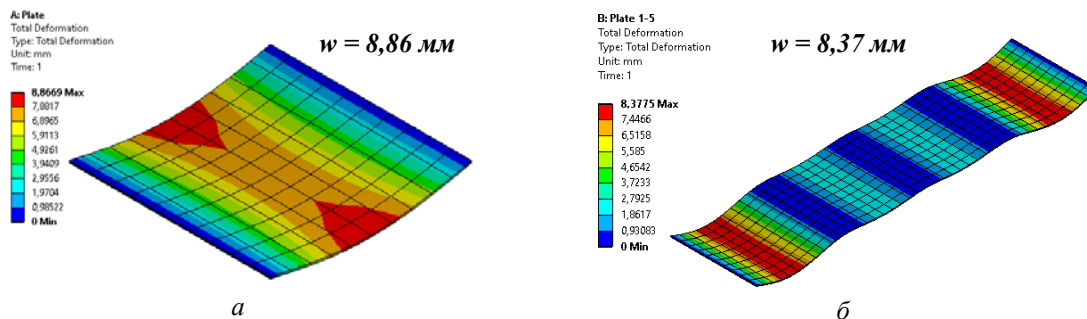


Рис. 2. Картина распределения перемещений в панели пола: а – двухопорная; б – многоопорная

Максимальный прогиб такой балки можно вычислить по формуле [2]:

$$w_{\max} = \frac{5}{384} \frac{ql^4}{EJ}, \quad (3)$$

где  $E$  – модуль упругости;  $J$  – момент инерции.

Вырежем из трёхслойной панели пола балку с единичной шириной, как показано на рис. 3.

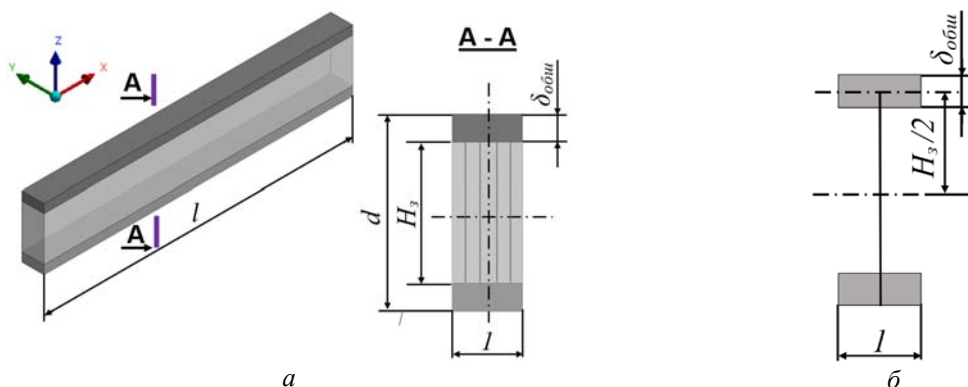


Рис. 3. Фрагмент трёхслойной панели пола:  
а – балка единичной ширины; б – схематизация балки

Учитывая, что жёсткость заполнителя в плоскости  $XOY$  на 3 и более порядка меньше жёсткости обшивки, момент инерции поперечного сечения данной балки можно вычислить по соотношению:

$$J_y = \frac{1}{12} (d^3 - H_3^3) \quad (4)$$

как разность моментов инерции прямоугольных сечений с высотами  $d$  и  $H_3$ .

Учитывая относительно малую толщину несущих слоёв (обшивок), в рассматриваемых конструкциях момент инерции сечения можно вычислить по более простому соотношению:

$$J_y = \frac{1}{2} \delta_{\text{обш}} H_3^2, \quad (5)$$

которое соответствует схеме, показанной на рис. 3, б.

*Примечание:* при расчёте момента инерции материала с ортотропной структурой укладки в формуле (5) следует использовать толщину слоя с направлением армирования вдоль оси  $X - \delta_{\text{обш}}^0$ , учитывая разницу модулей упругости  $E_x, E_y$  монослоя на два и более порядка.

Для оценки точности вычисления момента инерции сечения таким способом рассмотрим применение (4) и (5) для характерных размеров панели  $H_3 = 10$  мм и  $\delta_{\text{обш}} = 0,5$  мм.

В соответствии с (4) момент инерции

$$J_y = \frac{1}{12} \left( (10 + 2 \cdot 0,5)^3 - 10^3 \right) = 27,5 \text{ мм}^4,$$

по (5):

$$J_y = \frac{1}{2} \cdot 0,5 \cdot 10^2 = 25,0 \text{ мм}^4.$$

Использование (5) даёт момент инерции на 10% меньше, чем по (4), что в дальнейших расчётах может давать завышенные прогибы. Однако расчёты прогибов пластин с использованием цилиндрической жёсткости  $D$  дают меньшую величину прогибов по сравнению с балочными расчётами на такую же величину порядка 10% за счёт проявления эффекта Пуассона и соответствующего снижения изгибных деформаций.

### Демонстрационный пример

В качестве примера рассмотрим трёхслойную панель пола при следующих исходных данных: ширина панели  $b = 1000$  мм, расстояние между опорами  $l = 1000$  мм, распределённая нагрузка  $q = 0,03$  Н/мм<sup>2</sup> при величине расчётной перегрузки  $n^p = 3$ . В качестве граничных условий принято шарнирное опирание панели на поперечные балки конструкции шпангоутов (рис. 4).

В качестве материала несущих слоёв в данном примере рассматривается ортотропный углепластик *LU-P/01/ENBF* [3] на основе однонаправленного препрега с толщиной монослоя 0,125 мм и плотностью 1500 кг/м<sup>3</sup>, в качестве заполнителя – полимерный сотопласт *Honeycomb* высотой 15 мм и плотностью 80 кг/м<sup>3</sup>.

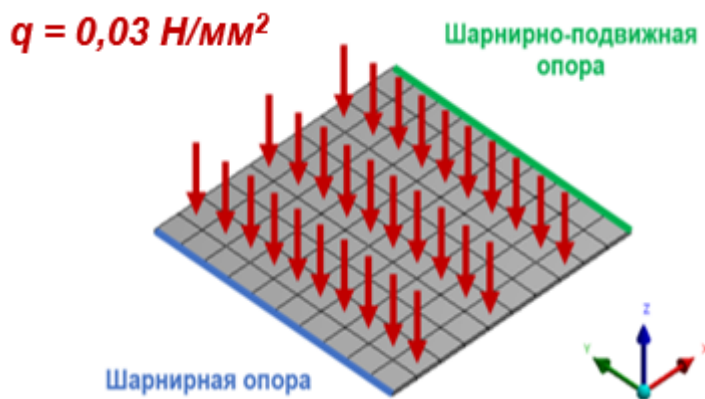


Рис. 4. Демонстрационный пример

Конечно-элементное моделирование трёхслойной панели проводилось в системе ANSYS. Несущие слои и сотовый заполнитель моделировались с использованием четырёхузловых оболочечных элементов типа SHELL-181 со свойствами ортотропного материала (рис. 5).

Properties of Outline Row 9: LU-P/01/ENBF			
	A	B	
1	Property	Value	
2	Density	1500	kg m <sup>-3</sup>
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
8	Orthotropic Elasticity		
9	Young's Modulus X direction	1,46E+05	MPa
10	Young's Modulus Y direction	6500	MPa
11	Young's Modulus Z direction	6500	MPa
12	Poisson's Ratio XY	0,3	
13	Poisson's Ratio YZ	0,3	
14	Poisson's Ratio XZ	0,3	
15	Shear Modulus XY	6,5E+09	MPa
16	Shear Modulus YZ	3E+09	MPa
17	Shear Modulus XZ	6,5E+09	MPa
18	Orthotropic Stress Limits		
19	Tensile X direction	912	MPa
20	Tensile Y direction	275	MPa
21	Tensile Z direction	275	MPa
22	Compressive X direction	-884	MPa
23	Compressive Y direction	-50	MPa
24	Compressive Z direction	-50	MPa
25	Shear XY	80	MPa
26	Shear YZ	55	MPa
27	Shear XZ	80	MPa

а

Properties of Outline Row 7: Honeycomb 80			
	A	B	
1	Property	Value	
2	Density	80	kg m <sup>-3</sup>
3	Orthotropic Elasticity		
4	Young's Modulus X direction	1	MPa
5	Young's Modulus Y direction	1	MPa
6	Young's Modulus Z direction	255	MPa
7	Poisson's Ratio XY	0,49	
8	Poisson's Ratio YZ	0,001	
9	Poisson's Ratio XZ	0,001	
10	Shear Modulus XY	1E-06	MPa
11	Shear Modulus YZ	37	MPa
12	Shear Modulus XZ	70	MPa
13	Orthotropic Stress Limits		
14	Tensile X direction	0	MPa
15	Tensile Y direction	0	MPa
16	Tensile Z direction	5,31	MPa
17	Compressive X direction	0	MPa
18	Compressive Y direction	0	MPa
19	Compressive Z direction	-5,31	MPa
20	Shear XY	0	MPa
21	Shear YZ	1,21	MPa
22	Shear XZ	2,24	MPa

б

Рис. 5. Механические характеристики материалов обшивок и сотового заполнителя (МПа): а – углепластик LU-P/01/ENBF; б – полимерный сотовый заполнитель плотностью 80 кг/м<sup>3</sup>

Расчёт трёхслойной панели пола по МКЭ на распределённую нагрузку  $q = 0,01 \text{ Н/мм}^2$  при единичной перегрузке даёт  $w_{\max} = 57,9 \text{ мм}$  в середине клетки (рис. 6).

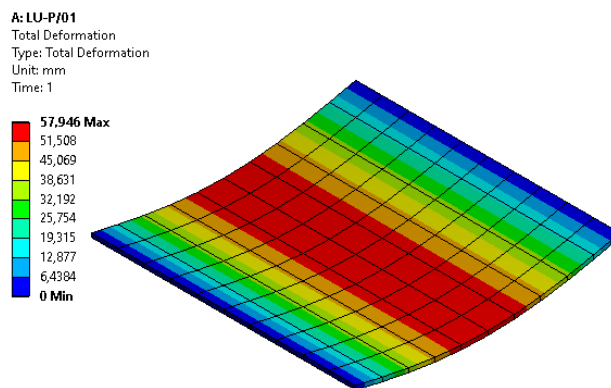


Рис. 6. Распределение перемещений в трёхслойной панели пола, мм

Расчёт максимального прогиба по (3) даёт величину:

$$w_{\max} = \frac{5}{384} \frac{ql^4}{EJ} = \frac{5}{384} \frac{0,01 \cdot 10^{12}}{1,46 \cdot 10^5 \cdot 14,0625} = 63,4 \text{ мм}.$$

Из сопоставления полученных результатов следует, что вычисление максимальных прогибов по МКЭ и (3) показывает хорошее согласование результатов. Поэтому в

дальнейших оценках максимальных прогибов трёхслойных панелей можно использовать зависимость (3) с расчётом моментов инерции по (5).

### Графическая интерпретация ограничения по жёсткости

Рассмотрим использование ограничения в форме (2) при проектировании трёхслойных панелей как дополнение к графоаналитическому методу оптимизации, предложенному в [1]. Для этого запишем (2) с использованием (3), (5) и (1) в случае ортотропной структуры укладки однонаправленных несущих слоёв следующим образом:

$$H_3 \geq \sqrt{\frac{1}{38,4} \frac{ql^3}{[\bar{w}] E \delta_{обш}^0}} \quad (6)$$

Для рассматриваемого демонстрационного примера построение ограничения по жёсткости трёхслойной панели пола в форме (6) производилось с использованием специально доработанной программы *Honeycomb\_Opt* [4], реализующей алгоритм графоаналитического решения проектной задачи по условию прочности [1]. На рис. 7 показана проектная ситуация, на которой линии равного уровня 1 соответствуют значения массы квадратного метра панели  $m$  при различных значениях проектных переменных – толщины обшивок и высоты сотового заполнителя, 2 – ограничения по прочности несущих слоёв на сжатие вдоль волокна, 3 – ограничения по прочности сотового заполнителя на сдвиг при величине расчётной перегрузки  $n^p = 3$ . Линия 4 соответствует ограничению по жёсткости  $[\bar{w}] = 2\%$  при единичной перегрузке.

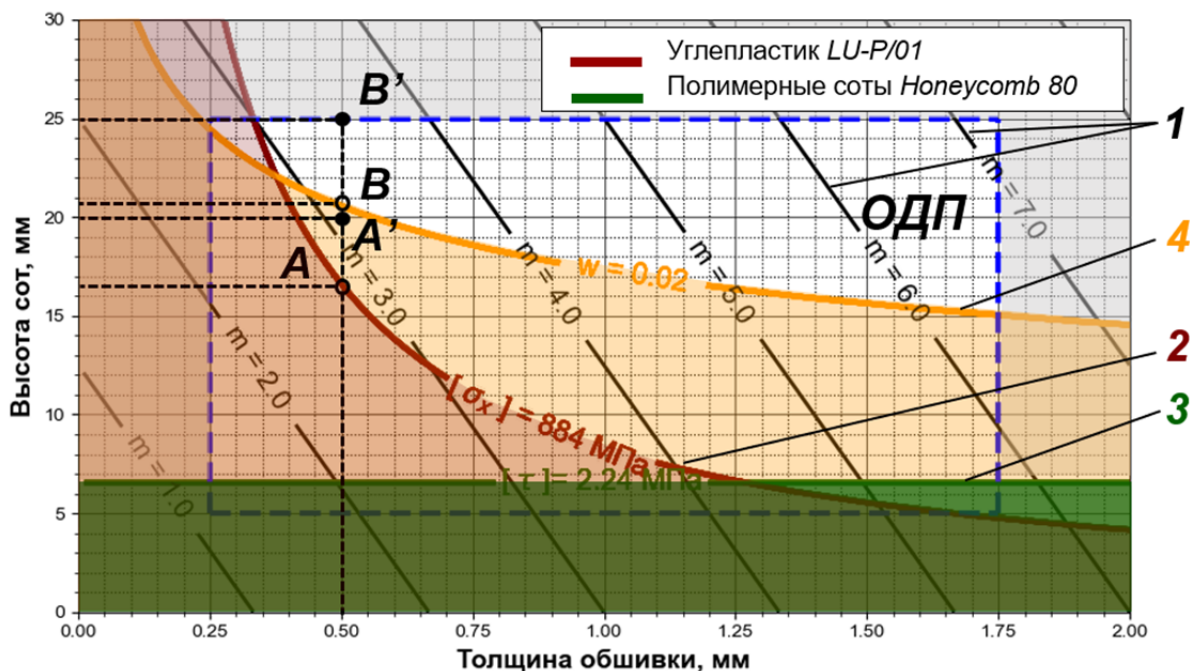


Рис. 7. Графическая интерпретация проектной задачи

Из рис. 7 следует, что в этом демонстрационном примере оптимальному проекту с точки зрения ограничений по прочности соответствуют значения непрерывных проектных переменных  $\delta_{обш}^* = 0,25$  мм и  $H_3^* = 16,5$  мм в точке  $A$ .

С учётом ограничений по величине допускаемого относительного прогиба 2% оптимальному проекту соответствует точка  $B$  со значениями проектных переменных  $\delta_{обш}^{**} = 0,25$  мм и  $H_3^{**} = 20,6$  мм. Учитывая дискретный характер проектных переменных, необходимо рассматривать ближайшую точку в пространстве проектных переменных, которая соответствует номенклатуре используемых материалов, в частности, высот заполнителя. Рациональному проекту в случае рассмотрения ограничений только по прочности соответствуют значения проектных переменных:  $\delta_{обш} = 0,25$  мм и  $H_3 = 20$  мм (точка  $A'$ ); в случае введения требований по жёсткости –  $\delta_{обш} = 0,25$  мм и  $H_3 = 25$  мм (точка  $B'$ ). Весовой анализ рациональных проектов для дискретных значений проектных переменных в точках  $A'$  и  $B'$  показывает увеличение массы панели пола на 15% при наличии требований по допускаемой величине прогибов.

### Заключение

В работе предложен безразмерный критерий оценки жёсткости трёхслойных конструкций панелей пола самолёта, который позволяет находить оптимальные конструкции с одновременным учётом требований по прочности и жёсткости. Представленный демонстрационный пример показывает, что ограничения по жёсткости могут быть активными, т.е. определяющими геометрические параметры панелей.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по проекту FSSS-2020-0016.

### Библиографический список

1. Комаров В.А., Куцевич К.Е., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Оптимизация трёхслойных сотовых панелей пола из полимерных композиционных материалов пониженной горючести на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72
2. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я., Суздальцев Я.Я. Справочная книга по расчёту самолёта на прочность. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1954. 648 с.
3. Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Комаров В.А. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Комаров В.А., Павлова С.А. Программа Honeycomb\_Opt графической интерпретации задач оптимального проектирования трёхслойных конструкций. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2021610707RU. Заявлено 11.01.2021; опубликовано 19.01.2021.

## OPTIMAL DESIGN OF SANDWICH FLOOR PANELS MADE OF HIGH-STRENGTH COMPOSITE MATERIALS CONSIDERING STIFFNESS CONSTRAINTS

© 2021

**V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Chief of the Research and Educational Center for Aircraft Construction (AVICON); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)

**S. A. Pavlova** Engineer of the Research and Educational Center for Aircraft Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [pavlova-sva@yandex.ru](mailto:pavlova-sva@yandex.ru)

The article considers the challenge of designing sandwich floor panels made of high-strength composites considering stiffness constraints. A dimensionless criterion is proposed for assessing the stiffness of floor panels. A new constraint equation determines an interrelation between geometrical parameters of composite constructions and a given criterion. A demo example and the results of designing a typical floor panel using a high-strength composite material are presented. The mass of a square meter of the structure is considered as an objective function, and the thickness of the skin and the height of the honeycomb core of a sandwich construction are considered as design variables. In order to find the optimal ratio of design variables, a graphical interpretation of the design problem is used considering strength and stiffness constraints in the design space. It is noted that the presence of restrictions on a given value of the permissible relative deflection leads to an increase in the required height of the honeycomb filler with an insignificant consumption of additional mass of the sandwich construction.

*Sandwich constructions; floor panel; design; strength; stiffness; deflection; graphical interpretation*

---

*Citation:* Komarov V.A., Pavlova S.A. Optimal design of sandwich floor panels made of high-strength composite materials considering stiffness constraints. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 45-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-45-52

### References

1. Komarov V.A., Kutsevich K.E., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Optimization of honeycomb sandwich floor panels made of polymer-matrix low-combustible composite materials based on high-strength carbon and glass fibers and adhesive binder. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 51-72. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72
2. Astakhov M.F., Karavaev A.V., Makarov S.Ya., Suzdal'tsev Ya.Ya. *Spravochnaya kniga po raschetu samoleta na prochnost'* [Aircraft strength calculation reference book]. Moscow: Gosudarstvennoe Izdatel'stvo Oboronnoy Promyshlennosti Publ., 1954. 648 p.
3. Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Komarov V.A. Choice of materials for producing dimensionally stable load-carrying structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 100-117. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Komarov V.A., Pavlova S.A. *Programma Honeycomb\_Opt graficheskoy interpretatsii zadach optimal'nogo proektirovaniya trekhsloynnykh konstruktsiy* [Honeycomb\_Opt program for graphic interpretation of optimal design problems for three-layer structures]. Certificate of state registration of the computer program 2021610707RU. Posted 01.11.2021; published 01.19.2021.