

## Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров

© А.А. Больших, В.П. Еремин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 125993, Россия

*Рассмотрено актуальное направление в области проектирования несущих элементов конструкций современных авиалайнеров, изготовленных с применением полимерных композиционных материалов. В современных пассажирских авиалайнерах, для того чтобы добиться массового совершенства как слабонагруженных элементов, так и ответственных агрегатов, в том числе кессонов крыльев и оперений, применяют полимерные композиционные материалы. На основе метода конечных элементов создана модель кессона с использованием оболочечных конечных элементов. Параметрическая оптимизация проведена с учетом анизотропных свойств конструкционных материалов. Цель работы заключается в разработке методики расчета конструктивных силовых элементов кессона и обоснования необходимых толщин с ограничением по сжимающим/растягивающим деформациям и потере устойчивости. Разработанная методология позволяет получить конструкцию кессона, обладающую минимальной массой, при сохранении необходимых жесткостных и прочностных характеристик на стадии эскизного проектирования.*

**Ключевые слова:** параметрическая оптимизация, композиционные материалы, вертикальное оперение, авиастроение, кессон вертикального оперения, прочность ПКМ, конечно-элементная модель

**Введение.** Одной из основных характеристик, существенно влияющих на летно-технические и экономические показатели самолета, является масса его конструкции. В силу анизотропных свойств полимерных композиционных материалов (ПКМ) определение потребных геометрических характеристик при проектировании элементов конструкций является трудоемкой технической задачей. В данной работе рассмотрена актуальная задача определения и оптимизации конструктивных параметров основных силовых элементов кессона из углепластика с учетом рациональных схем армирования.

По сравнению с традиционными материалами, такими как алюминиевые сплавы, титановые сплавы, сталь и т. д., композиционные материалы обладают существенно меньшим удельным весом. Однако они имеют ряд недостатков, снижающих эффект от их применения, а именно значительную хрупкость и слабую эксплуатационную живучесть (при ударных воздействиях). Кроме того, климатические факторы оказывают влияние на снижение свойств композиционных материалов [1]. Из-за анизотропных свойств слоистого полимерного композиционного материала (ламината) усложняется процесс его

моделирования в конечно-элементных (КЭ) расчетах [2]. Разработанная методика учитывает анизотропные свойства ламината при параметрической оптимизации толщин таких элементов кессона, как лонжероны, нервюры и обшивка, с ограничениями по прочностным показателям, а также при аналитической оптимизации шага стрингеров и стоек лонжеронов с ограничениями по потере устойчивости [3]. Эта методика рассматривается на примере кессона вертикального оперения (ВО).

Суть методологии заключается в подборе геометрических параметров конструктивных элементов кессона путем поэтапной оптимизации. На первом этапе определяются толщины лонжеронов, нервюр и эффективные толщины элементов обшивки, включающие в себя площадь сечения стрингеров. В качестве целевой функции оптимизации выбрана масса. Ограничениями для элементов конструкции, изготовленных из металлических сплавов, являются допускаемые напряжения. Для деталей, выполненных из ПКМ, в качестве ограничений выбираются максимальные главные деформации растяжения и сжатия. Далее оптимизируется шаг стрингеров и стоек лонжеронов с ограничением по потере устойчивости.

Разработанная методология позволяет получить конструкцию кессона, обладающую минимальной массой, при сохранении необходимых жесткостных и прочностных характеристик.

Трехмерные оболочечные модели исследуемого объекта — кессона ВО в сборе с элементами механизации — показаны на рис. 1, а, модель кессона без элементов механизации, корневой нервюры и кронштейнов крепления к фюзеляжу приведена на рис. 1, б.

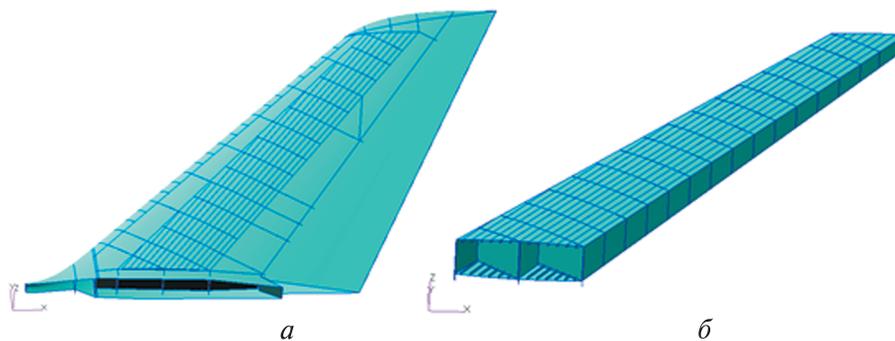


Рис. 1. Трехмерная модель кессона вертикального оперения

**Описание математической модели кессона вертикального оперения.** На основе геометрической модели разработана конечно-элементная модель (КЭМ), состоящая из треугольных и четырехугольных оболочечных элементов, а также связей RBE3 для приложения нагрузки.

Обшивка, лонжероны и нервюры моделируются оболочечными конечными элементами. КЭМ, построенная в программном пакете ABAQUS, включает в себя 156 845 конечных элементов и 153 369 узлов.

Загибы лонжеронов и пояса нервюр моделируются оболочечными конечными элементами. Места «склеенных» контактов отгибов лонжеронов и поясов нервюр с обшивкой, поясов нервюр с лонжеронами показаны на рис. 2. Конечные элементы соединяются между собой путем создания абсолютно жестких связей («склеенных» контактов) между узлами на зависимой и на независимой контактной поверхности [4].

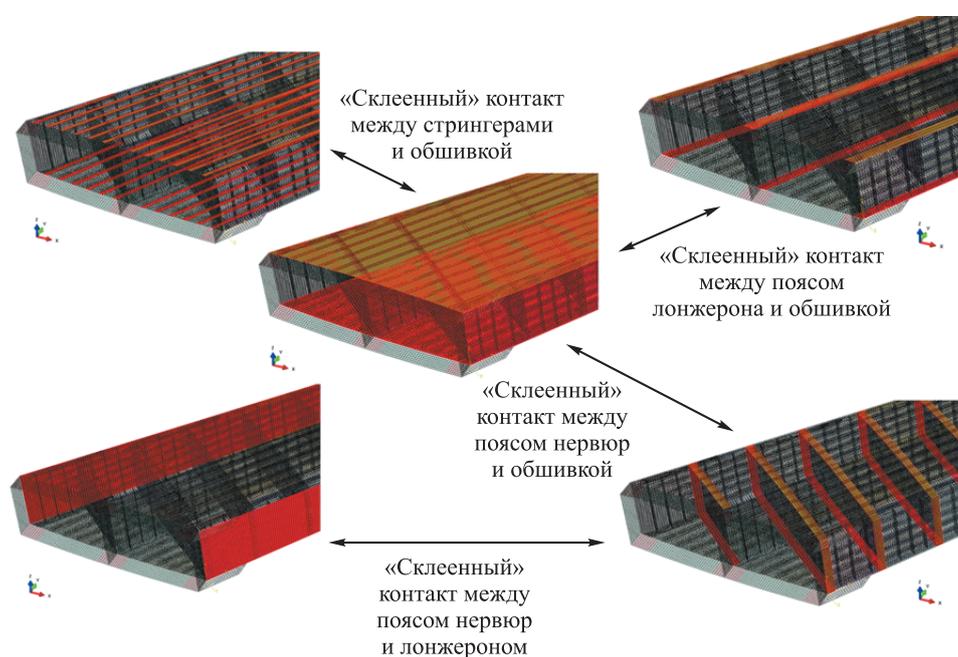


Рис. 2. Обозначения жестких контактов в конечно-элементной модели кессона вертикального оперения

**Параметры материалов.** Для панелей крыла используется пакет с укладкой 50/40/10 (50 % волокон, направленных под углом  $0^\circ$ , 40 % волокон, направленных под углом  $\pm 45^\circ$ , и 10 % волокон, направленных под углом  $90^\circ$ ).

Для лонжеронов крыла используется пакет с укладкой 10/80/10 (10 % волокон, направленных под углом  $0^\circ$ , 80 % волокон, направленных под углом  $\pm 45^\circ$ , и 10 % волокон, направленных под углом  $90^\circ$ ).

Укладки слоев в пакетах элементов панелей и лонжеронов показаны на рис. 3 [5–7].

Слой	Материал	Толщина	Углы укладки волокон	Слой	Материал	Толщина	Углы укладки волокон		
	1	T800	0,184	45,0		1	T800	0,184	-45,0
	2	T800	0,184	0		2	T800	0,184	-45,0
	3	T800	0,184	-45,0		3	T800	0,184	-45,0
	4	T800	0,184	0		4	T800	0,184	-45,0
	5	T800	0,184	-45,0		5	T800	0,184	-45
	6	T800	0,184	0		6	T800	0,184	45,0
	7	T800	0,184	45,0		7	T800	0,184	45,0
	8	T800	0,184	0		8	T800	0,184	45,0
	9	T800	0,184	0		9	T800	0,184	45,0
	10	T800	0,184	90,0		10	T800	0,184	90,0

**Рис. 3.** Укладка слоев в пакете:  
*a* — элементов обшивки; *б* — элементов лонжеронов

Для металлических частей использованы характеристики материала для полуфабрикатов, имеющих форму плит.

С учетом укладки слоев и параметров монослоя определяются приведенные анизотропные свойства пакета, которые в дальнейшем играют роль параметров материала элементов панелей или лонжеронов кессона.

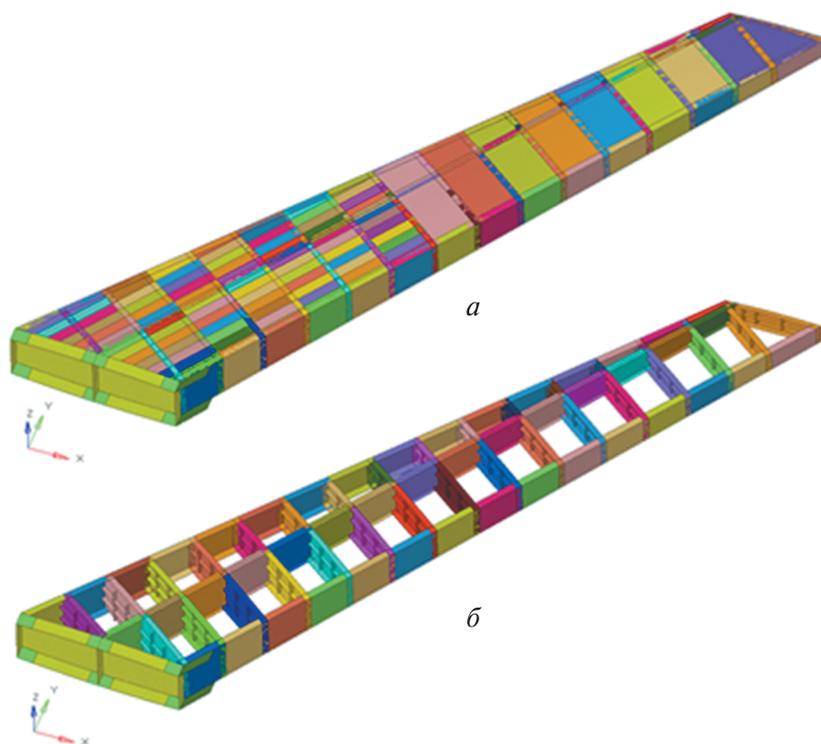
**Нагрузочные режимы.** Рассматривается напряженно-деформированное состояние для определяющего случая нагружения модели с использованием десяти сосредоточенных сил, равномерно распределенных по размаху обшивки кессона (рис. 4). Силы воздействуют на киль посредством связей RBE3, приложенных к узлам панели кессона, независимые узлы которых расположены на оси жесткости.

Ось жесткости кессона разбивается на равные промежутки по размаху. Нагрузки прикладываются к независимым узлам, и их определяют по эпюрам изгибающего и крутящего моментов. Расчетные нагрузки вычисляются исходя из условий полета, при этом учитывают аэродинамические силы с переменным профилем распределения давления по крылу и массово-инерционной сводки кессона в сборе с механизацией, топливными баками и т. д.

**Параметры оптимизации.** В качестве целевой функции оптимизации выбрана масса. Приняты следующие ограничения:

- недопустима потеря устойчивости любого вида в деталях всех типов из ПКМ;

- допустимые значения главных растягивающих деформаций для оптимизации толщин в плоскости для всех деталей ПКМ;
- допустимые значения главных сжимающих деформаций в плоскости для всех деталей из ПКМ;
- не допускается полная потеря устойчивости для металлических деталей;
- допустимые значения напряжений в нервюрах;
- минимальная эффективная толщина элементов обшивки [8].



**Рис. 4.** Общий вид конечно-элементной модели кессона вертикального оперения для оптимизации толщин:  
*a* — с обшивкой; *б* — без обшивки (условно не показана)

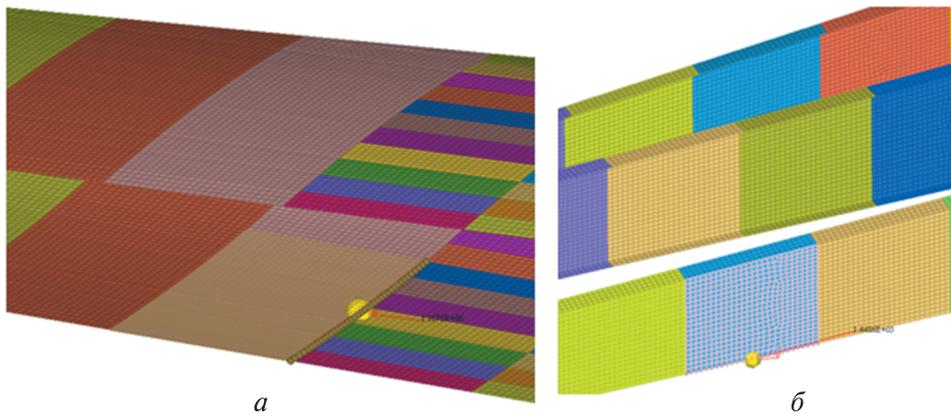
Эффективную толщину обшивки варьируют от 8 мм до 22 мм, в том числе и площадь сечения стрингеров. Толщину нервюр изменяют от 2 мм до 4 мм, а толщину лонжеронов — от 3 мм до 15 мм.

Задача оптимизации состоит в минимизации целевой функции. После оптимизации эффективных толщин обшивки, толщин лонжеронов и нервюр проводится параметрическая оптимизация шагов стрингеров и ребер стоек лонжеронов с ограничением по потере устойчивости относительно обшивки, выполняемая для оптимизации шага стоек лонжеронов.

В конце выполняется поверочный расчет модели кессона с учетом полученных после оптимизации параметров.

**Оптимизация шага стрингеров.** Для определения оптимального шага стрингеров разработана методика, позволяющая подобрать его с учетом ограничений по местной потере устойчивости. Толщины стрингеров определяют исходя из эффективных толщин обшивки и оптимизированного шага стрингеров.

Обшивку разделяют на множество фрагментов линиями, в качестве которых взяты проекции срединных плоскостей нервюр, затем определяют сжимающую силу, действующую на каждый фрагмент (рис. 5). Затем выполняют аналитический расчет, для того чтобы определить, происходит ли потеря устойчивости данного фрагмента. Если она имеет место, фрагмент делят на более мелкие части до тех пор, пока этот фрагмент не перестанет терять устойчивость. Минимальный размер фрагмента и следует принимать за оптимальный шаг стрингеров [9].



**Рис. 5.** Оптимизация шага стрингеров и стоек лонжерона:

*a* — схема со сжимающей силой фрагмента обшивки; *б* — схема со сдвиговой силой фрагмента лонжерона

Для того чтобы определить сжимающие силы, при которых панель начнет терять устойчивость, используют в зависимости от граничных условий и размеров (рис. 6) следующие формулы [10]:

$$N_{x0} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left( D_{11} \frac{L_y^2}{\left(\frac{l_x}{i}\right)^2} + D_{22} \frac{\left(\frac{l_x}{i}\right)^2}{L_y^2} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \right); \quad (1)$$

$$N_{x0} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left( D_{11} \frac{L_y^2}{\left(\frac{l_x}{i}\right)^2} + 2,441 D_{22} \frac{\left(\frac{l_x}{i}\right)^2}{L_y^2} + 2,33(D_{12} + 2D_{66}) \right); \quad (2)$$

$$N_{x0} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left[ 2\sqrt{D_{11}D_{22}} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \right]; \quad (3)$$

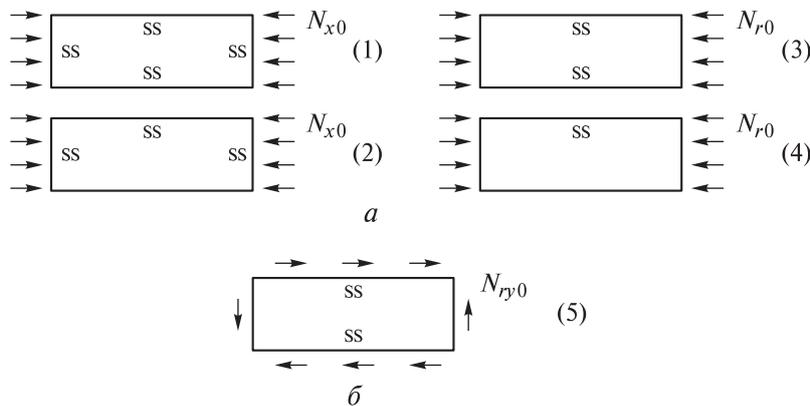
$$N_{x0} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left[ 3,125\sqrt{D_{11}D_{22}} + 2,33(D_{12} + 2D_{66}) \right], \quad (4)$$

где  $L_y$  — оптимизируемый шаг стрингеров;  $l_x$  — шаг нервюр (длина рассматриваемого участка обшивки);  $i$  — форма потери устойчивости;  $D_{ij}$  — изгибная жесткость;

$$D_{ij} = \frac{Qh^3}{12}, \quad (5)$$

где  $Q$  — жесткость однопарных слоев при повороте на угол  $\varphi$ ;  $h$  — толщина элемента обшивки.

Формула (1) применима для граничных условий, приведенных на рис. 6, а с номером (1). Номера остальных формул также соответствуют номеру условий на рис. 6, а.



**Рис. 6.** Граничные условия для определения критических сжимающих сил элементов обшивки (а) и критических сдвиговых сил элементов лонжеронов (б)

**Оптимизация шага стоек лонжеронов.** Для определения шага стоек лонжеронов разработана методика, позволяющая подобрать оптимальный шаг с учетом ограничений по потере устойчивости

лонжеронов, алгоритм оптимизации идентичен алгоритму расчета шага стрингеров.

Формулы для определения сдвиговых сил, при которых лонжерон начнет терять устойчивость, представлены ниже [10]. Для расчета на потерю устойчивости пластины при сдвигающих нагрузках (рис. 6, б) справедливы следующие формулы:

$$N_{xy0} = \frac{4}{L_y^2} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3} (8,125 + 5,045K) \text{ при } K \leq 1; \quad (6)$$

$$N_{xy0} = \frac{4}{L_y^2} \sqrt[4]{D_{22} (D_{12} + 2D_{66})} \left( 11,71 + \frac{1,46}{K^2} \right) \text{ при } K > 1, \quad (7)$$

где  $K$  — жесткостной параметр, определяемый по формуле

$$K = \frac{2D_{33} + D_{12}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}}. \quad (8)$$

**Поверочный расчет.** Граничные условия поверочного расчета совпадают с граничными условиями, применяемыми при оптимизации. Жесткие контакты моделируются таким же методом, как для параметрической оптимизации толщин конструктивных элементов кессона. Поскольку при оптимизации толщин обшивки применяли эффективные толщины (площадь обшивки включает в себя площадь стрингеров), а в поверочном расчете стрингеры моделируются отдельно, добавляются контакты между полками стрингеров и обшивкой. Результаты поверочного расчета перемещения кессона ВО в масштабе 10:1 представлены на рис. 7, а, максимальные перемещения составляют 299,5 мм.

Максимальные главные деформации в обшивках панелей, исключая зоны всплесков деформаций в корне кессона, составляют  $\varepsilon = 0,0039$  (рис. 7, б). Запас по прочности обшивки панели кессона ВО:  $\eta = [\varepsilon]/\varepsilon = 0,004/0,0039 = 1,02$ .

Максимальные главные деформации в стенках лонжеронов, исключая зоны всплесков деформаций в корне кессона,  $\varepsilon = 0,0039$  (см. рис. 7, б). Запас по прочности стенок лонжеронов кессона ВО:  $\eta = [\varepsilon]/\varepsilon = 0,004/0,0039 = 1,02$ .

Минимальные главные деформации в обшивках панелей, исключая зоны всплесков деформаций в корне кессона, составляют  $\varepsilon = 0,004$  (рис. 7, в). Запас по прочности обшивки панели кессона ВО:  $\eta = [\varepsilon]/\varepsilon = 0,004/0,004 = 1,00$ .

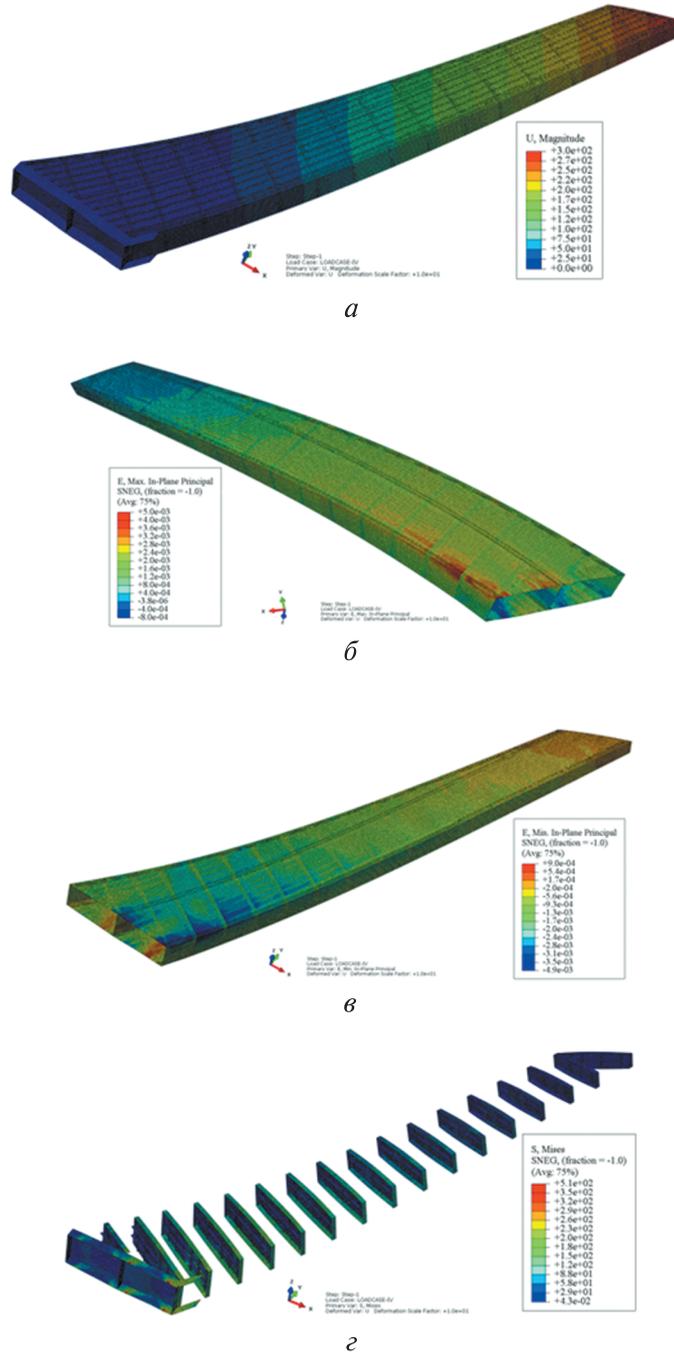
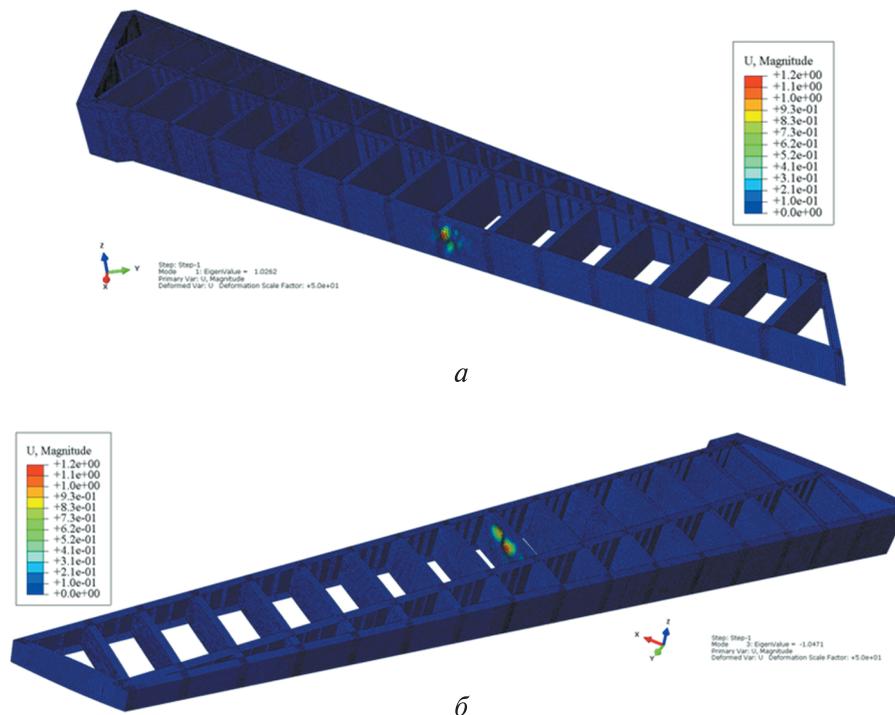


Рис. 7. Результаты поверочного расчета перемещений кессона, мм (а); максимальных (б) и минимальных (в) главных деформаций вертикального оперения в плоскости, мм/мм; эквивалентных напряжений вертикального оперения по Мизесу, МПа (г)

Минимальные главные деформации в стенках лонжеронов, исключая зоны всплесков деформаций в корне кессона,  $\varepsilon = 0,004$  (см. рис. 7, в). Запас по прочности стенок лонжеронов кессона ВО:  $\eta = [\varepsilon]/\varepsilon = 0,004/0,004 = 1,00$ .

Максимальные действующие напряжения в стенках и ребрах нервюр  $\sigma = 170$  МПа (рис. 7, з). В зоне крепления кронштейна кессона к фюзеляжу (на границе заделки) возникают локальные концентраторы напряжений, вызванные погрешностью конечно-элементного расчета. Запас по прочности стенок нервюр кессона ВО:  $\eta = [\sigma]/\sigma = 300 \text{ МПа}/220 \text{ МПа} = 1,36$ .



**Рис. 8.** Результаты расчета на потерю устойчивости при минимальном запасе по устойчивости лонжерона вертикального оперения, равном 1,03 (а) и по устойчивости нервюры вертикального оперения 1,04 (б)

Результаты расчета на общую потерю устойчивости показаны на рис. 8.

**Выводы.** Таким образом, предложенная методика позволяет получить следующие результаты:

- рассчитаны для определяющего случая нагружения минимальные толщины кессона ВО, удовлетворяющие ограничениям по прочности;

- приведены результаты расчета распределения растягивающих и сжимающих главных деформаций в элементах обшивки и лонжеронах, а также напряжений в конструкциях нервюр;
- определен оптимальный шаг стрингеров и стоек лонжеронов;
- для определяющего случая нагружения не наблюдается потери устойчивости элементов обшивки, стенок лонжеронов и нервюр, обеспечена прочность металлических нервюр, для которых напряжения не превышают предела текучести;
- масса конструкции кессона уменьшена на 8...15 % при сохранении прочностных и жесткостных характеристик.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Егер С.М., Мишин В.М., Лисейцев Н.К. и др. *Проектирование самолетов*. 3-е изд., перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1983, 616 с.
- [2] Митрофанов О.В. К вопросу об оптимальном армировании подкрепленных панелей тонкостенных конструкций из композитных материалов. *Актуальные проблемы современной науки*, 2017, № 5 (96), с. 49–53.
- [3] Gavva L.M. Buckling Problems of Structurally-Anisotropic Composite Panels of Aircraft with Influence of Production Technology. *Materials Science Forum*, 2019, no. 971, pp. 45–50.
- [4] Hibbitt K., Karlsson B., Sorensen P. *ABAQUS: User's Manual*. Hibbitt, Karlsson & Sorensen. 2018.
- [5] Kaw A.K. *Mechanics of composite materials*. Boca Raton (Florida), Taylor & Francis Group, 2006, 457 p.
- [6] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1988, 272 с.
- [7] Walker M. The effect of stiffeners on the optimal ply orientational and buckling load of rectangular laminated plates. *Comput. and Struct.*, 2002, no. 4, pp. 30–44, 125.
- [8] Li D., Xiang J. Optimization of Composite Wing Structure for a Flying Wing Aircraft Subject to Multi Constraints. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Boston, 2013, AIAA Paper, no. 2013–1934, pp. 1–11.
- [9] Huang Liang, Sheikh Abdul H., Ching-Tai Ng, Griffith M.C. An efficient finite element model for buckling analysis of grid stiffened laminated composite plates. *Comp. Struct.*, 2015, vol. 122, pp. 41–45.
- [10] Kollar L.P., Springer G.S. *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge, Cambridge University Press, 2003, 469 p.

Статья поступила в редакцию 23.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Больших А.А., Еремин В.П. Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2022>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства «Королёвские чтения — 2020», Москва, 29–31 января 2020 г.*

**Больших Александр Андреевич** — инженер лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, параметрическая оптимизация, математическое моделирование статики и динамики.  
e-mail: bolshikh@baumanracing.ru

**Еремин Валентин Петрович** — инженер лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, математическое моделирование статики и динамики.  
e-mail: v.eremin@baumanracing.ru

## **Method of parametric optimization in the problems of passenger airliner design**

© A.A. Bolshikh, V.P. Eremin

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, 125993, Russia

*The paper describes current trends in the design of load-bearing structural elements of modern airliners made using polymer composite materials. In modern passenger airliners, polymer composite materials are used to ensure mass perfection of both lightly loaded elements and critical units, including wing and fin boxes. By means of the finite element method, a box model was created using shell finite elements. Parametric optimization was carried out with account for the anisotropic properties of structural materials. The purpose of the work is to develop a methodology for calculating the structural strength elements of the box and justify the required thicknesses with restrictions on compressive / tensile deformations and loss of stability. The developed methodology makes it possible to obtain a box structure with a minimum mass, while maintaining the necessary stiffness and strength characteristics at the stage of preliminary design.*

**Keywords:** *parametric optimization, composite materials, vertical fin, aircraft construction, vertical fin box, PCM strength, finite element model*

### REFERENCES

- [1] Eger S.M., Mishin V.M., Lieytsev N.K., et al. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Logos Publ., 2005.
- [2] Mitrofanov O.V. *Aktualnye problemy sovremennoy nauki (Current problems of modern science)*, 2017, no. 5 (96), pp. 49–53.
- [3] Gavva L.M. Buckling Problems of Structurally-Anisotropic Composite Panels of Aircraft with Influence of Production Technology. *Materials Science Forum*, 2019, no. 971, pp. 45–50.
- [4] Hibbitt K., Karlsson B., Sorensen P. *ABAQUS: User's Manual*. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, 2018.
- [5] Kaw A.K. *Mechanics of composite materials*. Boca Raton (Florida), Taylor & Francis Group, 2006, 457 p.
- [6] Vasilev V.V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of structures made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 272 p.
- [7] Walker M. The effect of stiffeners on the optimal ply orientational and buckling load of rectangular laminated plates. *Comput. and Struct.*, 2002, no. 4, pp. 30–44, 125.
- [8] Li D., Xiang J. Optimization of Composite Wing Structure for a Flying Wing Aircraft Subject to Multi Constraints. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Boston, 2013, AIAA Paper no. 2013-1934, pp. 1–11.
- [9] Huang Liang, Sheikh Abdul H., Ching-Tai Ng, Griffith M.C. An efficient finite element model for buckling analysis of grid stiffened laminated composite plates. *Comp. Struct.*, 2015, vol. 122, pp. 41–45.
- [10] Kollar L.P., Springer G.S. *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge, Cambridge University Press, 2003, 469 p.

**Bolshikh A.A.**, Engineer, Laboratory no. 2 “Composite materials and structures”, research organization-101, Moscow Aviation Institute. Research interests: numerical methods, aeronautical engineering, polymer composite materials, mathematical modeling of statics and dynamics. e-mail: bolshikh@baumanracing.ru

**Eremin V.P.**, Engineer, Laboratory no. 2 “Composite materials and structures”, research organization-101, Moscow Aviation Institute. Research interests: numerical methods, aeronautical engineering, polymer composite materials, mathematical modeling of statics and dynamics. e-mail: v.eremin@baumanracing.ru