

УДК 629.023:533.69.048

DOI 10.18698/0536-1044-2016-12-106-116

Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции

К.В. Михайловский¹, С.В. Барановски²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

² ПАО «Корпорация «Иркут», 125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр-т, д. 68, стр. 1

The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part II. Design of the Load Bearing Structure

K.V. Mikhailovskiy¹, S.V. Baranovskiy²

¹ BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

² PJSC Irkut Corporation, 125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, Block 1



e-mail: konst_mi@mail.ru, serg1750@mail.ru



Стадия проектирования крыла из полимерных композиционных материалов является сложной научно-технической задачей при разработке конструкции авиалайнера, требующей значительных временных и финансовых затрат. В связи с этим наличие универсальной методики, позволяющей снизить продолжительность и повысить информативность стадий проектирования, может значительно ускорить процесс проектирования. В работе представлена вторая часть результатов моделирования по предлагаемой методике — обоснование конструктивно-силовой схемы на основе параметрических расчетов 90 геометрических моделей крыла с выбором формы и материала силового элемента панели. Определены рациональные геометрические параметры расположения силовых элементов каркаса, в том числе шаг и направление установки нервюры, стрингеров, лонжеронов, обеспечивающие наибольший запас по прочности. На базе результатов расчетов обоснованы форма и материал стрингера.

Ключевые слова: авиалайнер, крыло, полимерные композиционные материалы, конструктивно-силовая схема, стрингер, нервюра, лонжерон.



Design of a polymer composite wing is a complex research and engineering challenge when designing an airliner. It requires considerable time and financial expenditure. Therefore, availability of universal methods that can reduce the duration and increase the informational content of the design stages, can considerably accelerate the design process. In this work, the second part of the results of modeling using the proposed methods is presented. It contains the justification of the structural arrangement on the basis of parametrical calculations of 90 geometrical models of a wing made of polymer composite materials, with the choice of a form and materials of the load bearing element of the panel. Rational geometrical parameters of the arrangement of the load bearing elements of the structure are determined, including the step and the direction for installation of ribs, stringers, longerons that provide the largest strength safety margin. The form and the material of a stringer are justified on the basis of the performed calculations.

Keywords: passenger jet, wing, polymer composite materials, structural arrangement, stringer, rib, longeron.

В первой части работы представлены результаты обоснования геометрии крыла и аэродинамических нагрузок на него, которые позволяют перейти к расчетам конструктивно-силовой схемы (КСС) и ее силовых элементов [1].

Проектированием силовой конструкции активно занимаются как мировые, так и отечественные специалисты в области авиастроения. Определена необходимость перехода от узконаправленных методов разработки изделий к комплексному подходу их создания [2]. Многие научные изыскания направлены на решение конкретных задач, связанных с определенными типами крыльев. Например, в работе [3] основной упор сделан на исследование аэродинамики крыла обратной стреловидности, в то время как вариантов КСС рассмотрено мало (только для оценки общей работоспособности крыла под нагрузкой). В других работах проведена оптимизация жесткости крыла под действием аэродинамических нагрузок как целой конструкции [4], так и конкретных КСС [5], в том числе выполненных из композиционных материалов [6, 7]. В некоторых статьях особое внимание уделено расчету и оптимизации массы конструкции крыла [8], включая применение криволинейных силовых элементов [9]. Кроме того, существуют работы, в которых в качестве объекта оптимизации рассмотрены панели из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [10], в том числе с интегрированными стрингерами [11, 12]. Получены также результаты оптимизации диафрагмы носовой части [13] и исследований в области оптимизации топологии силовых элементов с учетом только ограничений по прочности [14]. Кроме того, специалисты авиационных предприятий проводят работы по проектированию всей компоновки крыла

с помощью собственных программных продуктов, которые недоступны для коммерческого использования [15, 16].

Выбор КСС крыла. В первой части работы для исследования выбрано трапецевидное крыло с размахом 35 м, прямой стреловидностью ($\chi = 29^\circ$, $\psi = +6^\circ$), со спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем и определены аэродинамические нагрузки на него. Параметрический расчет для определения КСС и параметров силовых элементов крыла проведен в программном комплексе ANSYS 16. Расчет выполнен для трех значений угла атаки: 0, +11, -7° . Значения нагрузок, полученные при моделировании задачи внешней аэродинамики, импортированы в расчет (рис. 1). В бортовом сечении крыло ограничено в перемещениях и поворотах относительно осей.

Элементы 90 вариантов КСС моделировались плоскими, с заданием соответствующей толщины по группам. Варьируемые параметры представлены в табл. 1, где САХ — средняя аэродинамическая хорда.

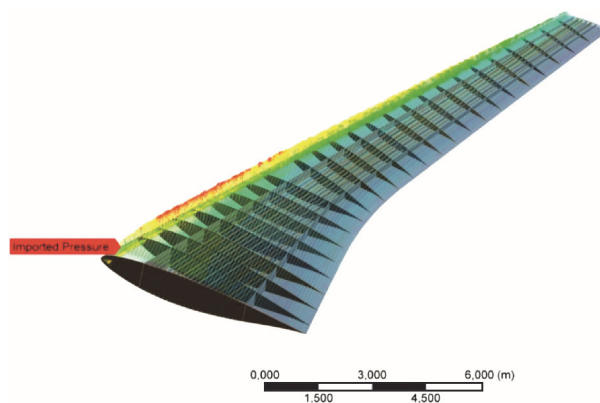


Рис. 1. Вид импортированной нагрузки (распределенное давление)

Таблица 1

Варьируемые параметры КСС крыла

Параметр	Значения				
Расстояние установки переднего/заднего лонжерона, % хорды	20/70	30/60	25/65	20/60	30/70
Шаг нервюр, % САХ	20		30		40
Направление нервюр	По полету			Перпендикулярное заднему лонжерону	
Шаг стрингеров, м	0,12		0,16		0,20

В качестве материала для силовых элементов выбран углепластик на основе ткани УТ-900-3.

Физико-механические характеристики углепластика на основе ткани УТ-900-3

Модуль упругости, ГПа, вдоль оси:

X (вдоль основы)	48,57
Y (вдоль утка)	48,57
Z (перпендикулярно плоскости укладки слоя)	4,00

Модуль упругости при сдвиге

в плоскости XY/XZ/YZ, ГПа

Коэффициент Пуассона

в плоскости XY/XZ/YZ

Предел прочности при растяжении

(сжатии), МПа, вдоль оси:

X	483 (507)
Y	483 (507)
Z	32 (35)

Предел прочности при сдвиге в плоскости

XY/YZ/XZ, МПа

С учетом варьируемых параметров в работе рассмотрены 210 расчетных случаев КСС.

Результаты расчета по выбору КСС крыла.

В результате расчета определены напряженно-деформированные состояния и значения перемещения (прогиб) конструкции при действии аэродинамической нагрузки.

На рис. 2 представлены значения массы, максимальных перемещений и нормальных напряжений вдоль локальной оси Z при угле атаки +11° (самый нагруженный вариант) для трех групп элементов — обшивок; лонжеронов и стрингеров (продольный силовой набор); нервюр (поперечный силовой набор), — как наиболее критических, поскольку предел прочности вдоль оси Z для углепластика на основе ткани много меньше, чем вдоль двух других осей вследствие анизотропии физико-механических свойств.

На рис. 3 приведены результаты решения задачи оптимизации по выбору КСС крыла из ПКМ, где в качестве критериев приняты минимальные значения массы и прогиба, соответствующего максимальной несущей способности конструкции.

Результаты расчета КСС показали, что ни один из вариантов не превышает значений пределов прочности, а коэффициент запаса не ниже 1,8. Следовательно, первичное приближение толщины стенок силовых элементов должно быть уменьшено последующей оптимизацией

(при условии сохранения работоспособности в результате добавления дополнительных нагрузок на конструкцию (масса топлива, двигателей и т. п.)).

Определено множество не доминирующих альтернатив вариантов (множество Парето) по двум критериям — прогибу и массе конструкции (14 шт.). Оптимальная из всех вариантов КСС может быть определена как введением дополнительного параметра, например стоимости, так и выбором кратчайшего расстояния до идеального центра (ИЦ). В данной работе использован последний вариант.

Расстояние до ИЦ

$$K = \sqrt{\frac{(m_{ИЦ} - m_i)^2}{m_{ср}^2} + \frac{(d_{ИЦ} - d_i)^2}{d_{ср}^2}},$$

где $m_{ИЦ}$ и $d_{ИЦ}$ — масса и прогиб ИЦ; m_i и d_i — масса и прогиб варианта КСС крыла; $m_{ср}$ и $d_{ср}$ — средние значения массы и прогиба.

Установлено, что наименьшее расстояние до ИЦ имеет 33-й вариант КСС крыла.

Геометрические параметры КСС выбранного крыла

Расстояние установки переднего/заднего лонжерона, % хорды	20/70
Шаг нервюр, % САХ	40
Направление нервюр	Перпендикулярное заднему лонжерону
Шаг стрингеров, мм	0,2

В качестве примера на рис. 4, 5 приведены отдельные результаты расчета по перемещениям и нормальным напряжениям в крыле из ПКМ.

Определено, что наибольшие перемещения от аэродинамической нагрузки возникают на сужающемся конце крыла. В свою очередь, вблизи борта (где крыло максимально широкое) перемещения незначительны либо отсутствуют. Отсюда следует вывод, что двигатели (в случае размещения их на крыле) рационально устанавливать в зоне спрямленного участка либо в зоне перехода на стреловидную часть. Определено, что продольные и поперечные силовые элементы (нервюры, лонжероны и стрингеры) разгружают силовую обшивку, а напряжения вдоль оси X в глобальной системе координат, показанные на рис. 5, имеют информативный (справочный) характер, сообщающий о работе конструкции из ПКМ. Для оценки работоспособности в целом необходимо рассматривать каждый силовой элемент (группу

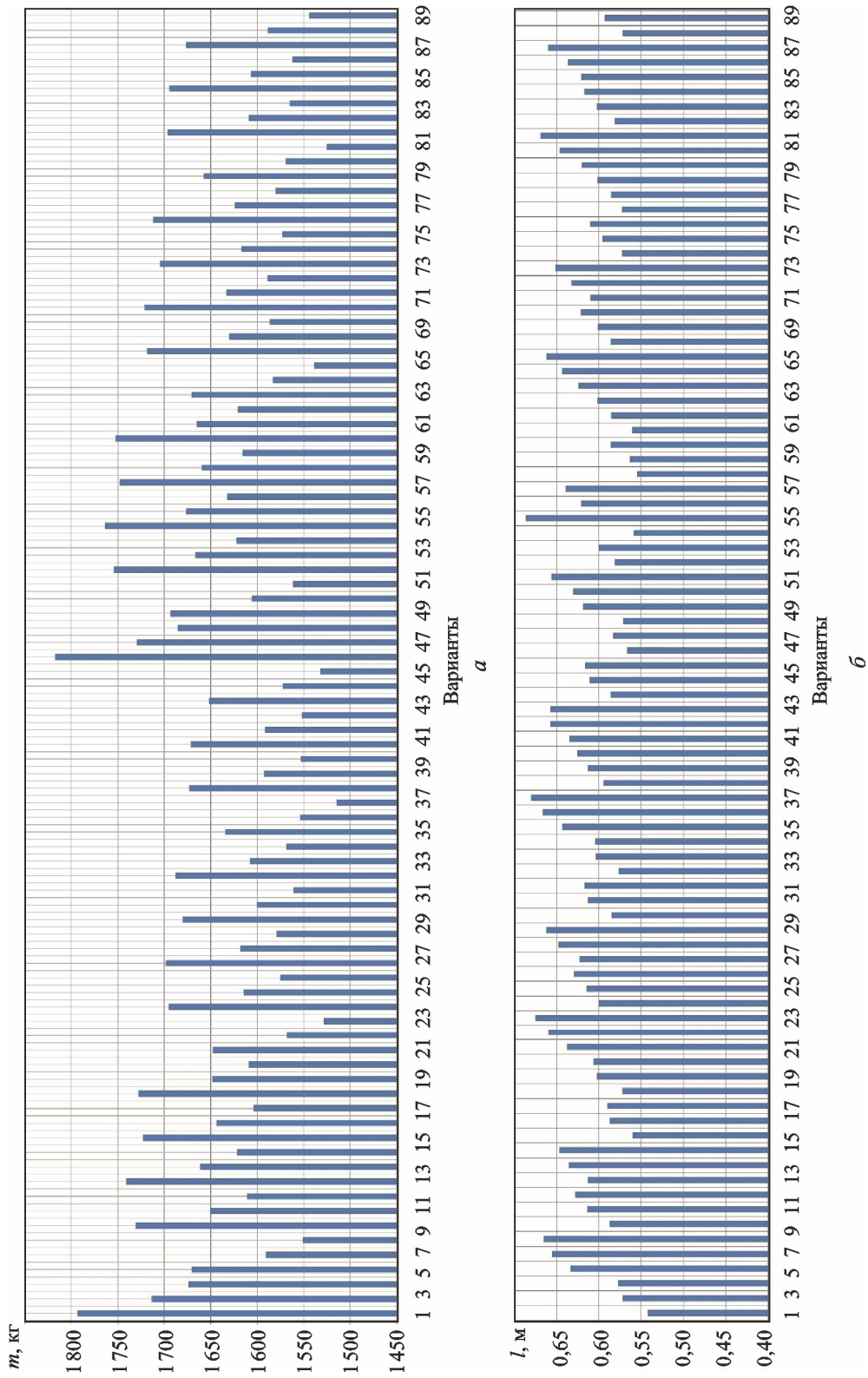


Рис. 2 (начало). Распределение массы m (а), максимальных перемещений l (б) и максимальных нормальных напряжений вдоль локальной оси Z для обшивок $\sigma_{z,0}$ (в), продольного силового набора $\sigma_{z,пр}$ (г) и поперечного силового набора $\sigma_{z,п}$ (д) при различных вариантах КСС крыла

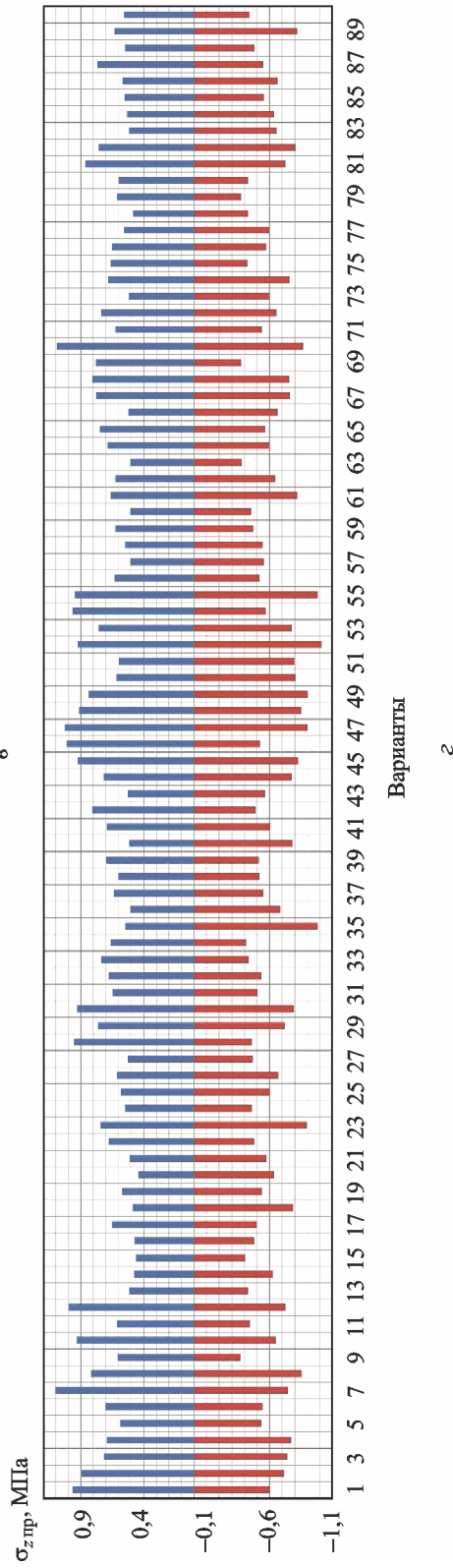
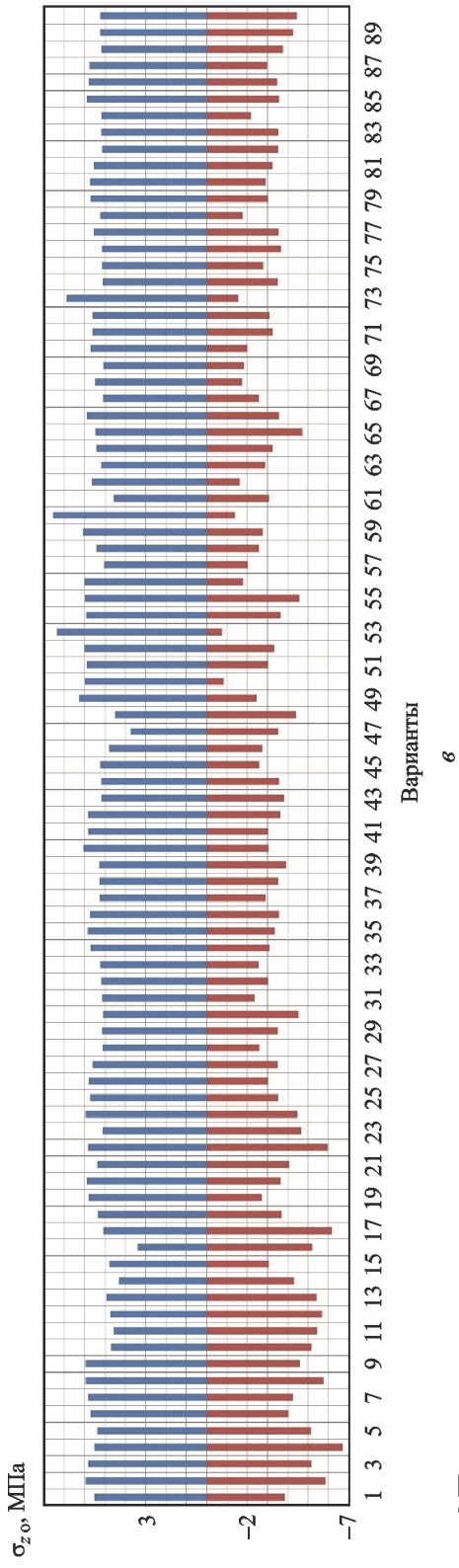


Рис. 2 (продолжение). Распределение массы m (а), максимальных перемещений l (б) и максимальных нормальных напряжений вдоль локальной оси Z для обшивок σ_{z0} (в), продольного силового набора σ_{znp} (г) и поперечного силового набора $\sigma_{zп}$ (д) при различных вариантах КСС крыла

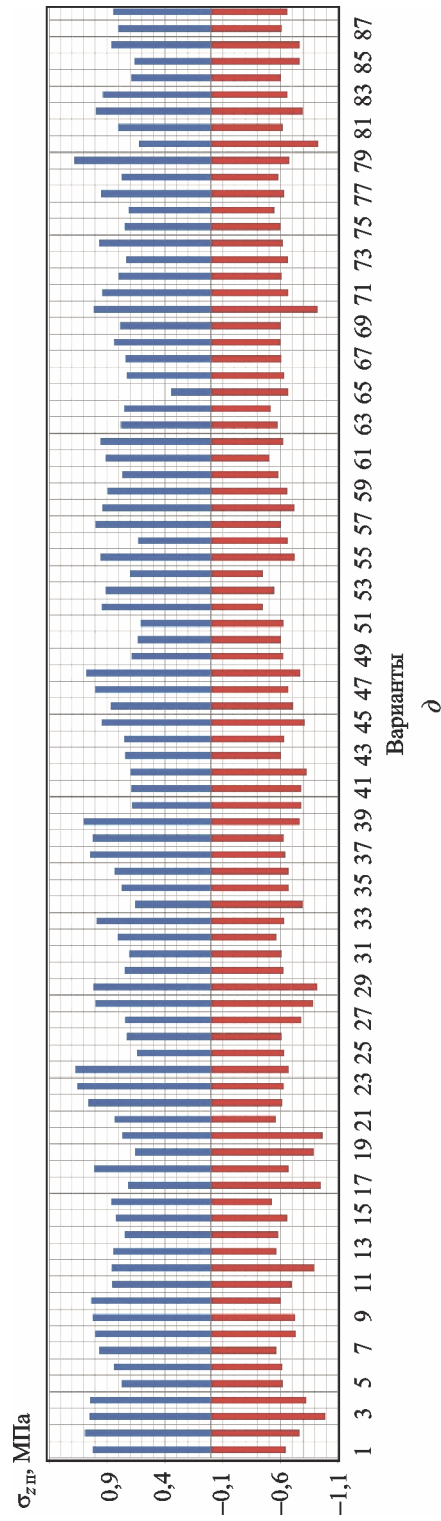


Рис. 2 (окончание). Распределение массы m (а), максимальных перемещений l (б) и максимальных нормальных напряжений вдоль локальной оси Z для обшивок $\sigma_{z,о}$ (в), продольного силового набора $\sigma_{z,пр}$ (г) и поперечного силового набора $\sigma_{z,п}$ (д) при различных вариантах КСС крыла

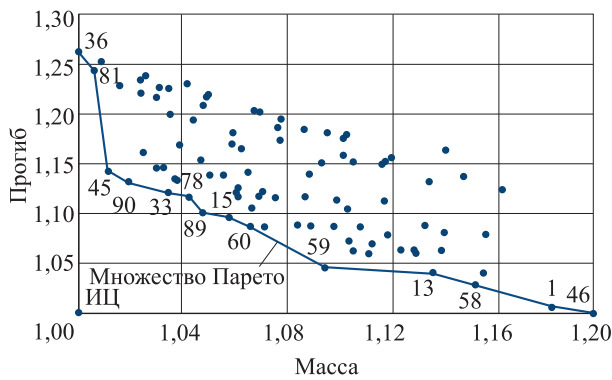


Рис. 3. Распределение массы и прогиба в относительных единицах для различных вариантов КСС крыла

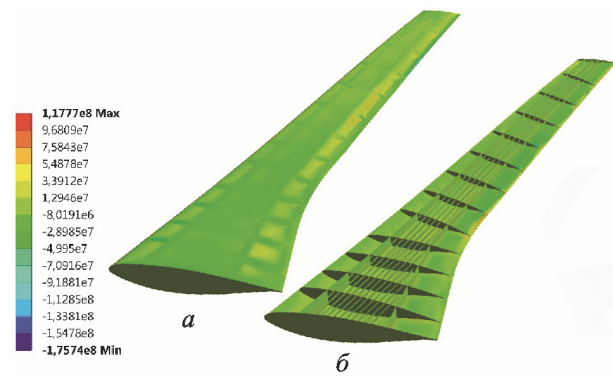


Рис. 5. Распределение нормальных напряжений, Па, вдоль оси X в глобальной системе координат в верхней обшивке (а), в нижней обшивке, лонжеронах, нервюрах, стрингерах (б)

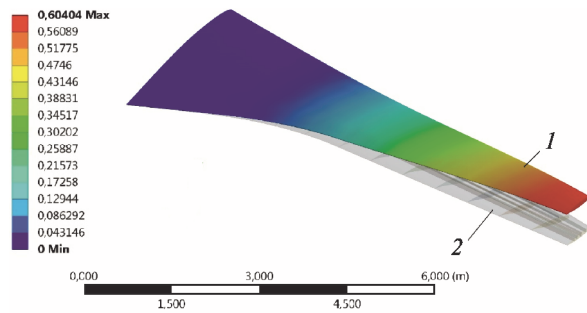


Рис. 4. Распределение прогиба крыла, м: 1 — деформированное состояние; 2 — недеформированное состояние

элементов) в локальной системе координат, связанной с углами укладки слоев в детали, что связано с выраженной анизотропией свойств ПКМ.

Выбор стрингера для КСС. В качестве примера оптимизации силового элемента конструкции выполнен расчет для выбора формы и материала стрингера. Для расчетов использованы следующие типы материалов: углепластик на основе ткани УТ-900-3, стеклопластик на основе стеклоткани КМКС-2.120.Т10.37 и алюминиевый сплав 1163АТ, ПВХ пенопласт D1АВН80. Алюминиевый сплав приведен в качестве сравнения ПКМ и металла.

Рассматриваемые варианты форм сечений стрингеров представлены на рис. 6.

Прогиб для расчетной схемы определяли при следующих параметрах: $L = 1,5$ м; $q = 500$ Н/м² (рис. 7).

Расчет выполнен с помощью метода конечных элементов в программном комплексе

Таблица 2

Результаты расчета для выбора стрингера

Тип сечения стрингера	Материал стрингера								
	Углепластик			Стеклопластик			Алюминий		
	ВР	<i>m</i> , кг	<i>f</i> , м	ВР	<i>m</i> , кг	<i>f</i> , м	ВР	<i>m</i> , кг	<i>f</i> , м
	I	0,44082	0,0097096	II	0,54405	0,014164	III	0,772830	0,0073415
	IV	0,316395	0,0079601	V	0,390488	0,01260	VI	0,5546925	0,0054778
	VII	0,44082	0,0034799	VIII	0,54405	0,0054947	IX	0,772830	0,0024032
	X	0,39225	0,0069401	XI	0,470505	0,010962	XII	0,643935	0,0047816
	XIII	0,374178	0,011149	XIV	0,450195	0,017606	XV	0,618665976	0,0076699

Примечание. ВР — вариант расчета.

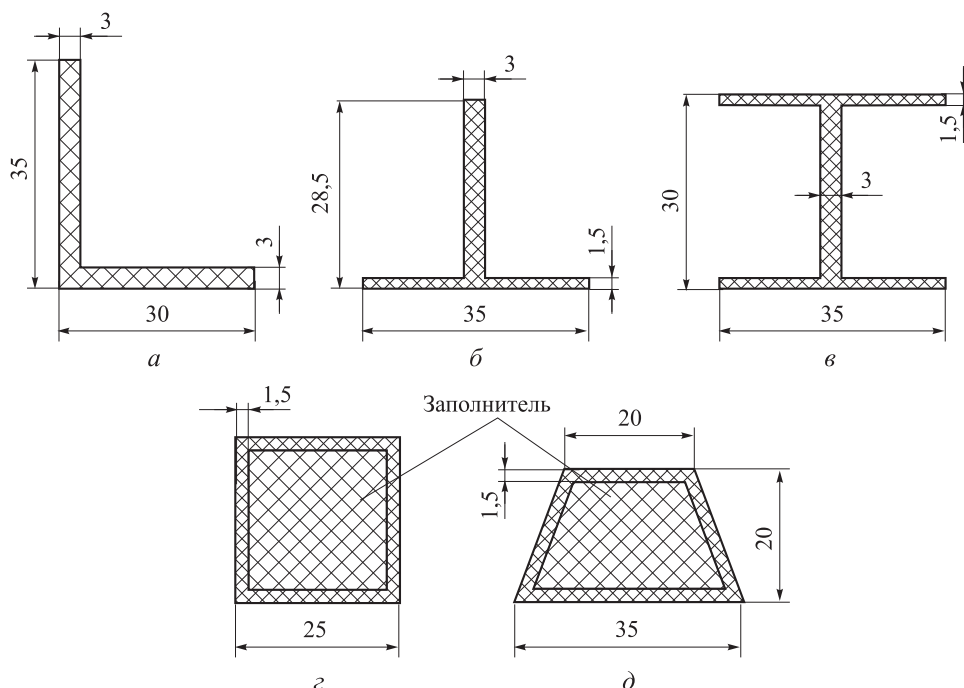


Рис. 6. Варианты форм сечений стрингеров:
 а — уголок; б — тавр; в — двутавр; г — квадрат с легким (пенным) заполнителем;
 д — трапеция с легким (пенным) заполнителем

ANSYS 16, где для построения конечно-элементной сетки упрощена геометрия стрингеров, в частности не учтены скругления. При параметрическом моделировании рассмотрены 15 расчетных случаев.

Результаты расчета по выбору стрингера КСС. Полученные при расчете значения массы m и прогиба f стрингеров приведены в табл. 2

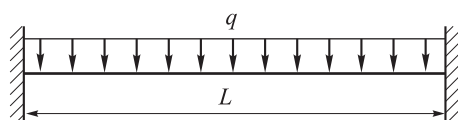


Рис. 7. Расчетная схема

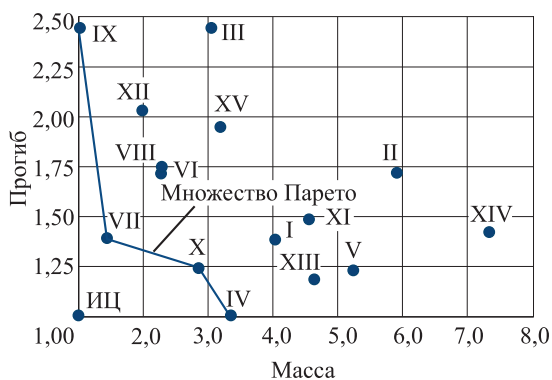


Рис. 8. Распределение массы и прогиба в относительных единицах для различных вариантов КСС крыла

На рис. 8 приведены результаты параметрической оптимизации типа стрингера, где в качестве критериев выбраны минимальные значения массы и прогиба, соответствующего максимальной несущей способности.

Определенное множество Парето состоит из четырех вариантов. Вариант IX исключен вследствие удаления от ИЦ. Изготовление стрингеров (панели) из металла подразумевает механический способ крепления обшивки к ним, например, с помощью заклепок, что требует более сложной оснастки. Варианты VII и X сложны с технологической точки зрения, так как для выполнения стрингера в форме двутавра или квадрата необходима сложная оснастка.

Вариант IV легко изготовить выкладкой с использованием простой оснастки: П- и Г-образных цулаг. При равных толщинах полки и стенки тавра менее материалоемок, чем двутавр. Исходя из вышесказанного, выбран углепластиковый стрингер таврового сечения (вариант IV).

Выводы

1. На основе параметрического моделирования 90 геометрических моделей КСС крыла из ПКМ при разных углах атаки (0, +11, -7°) определены:

- рациональные геометрические параметры КСС крыла — шаг установки нервюры, стрингеров, лонжеронов;

- форма и материал силового элемента панели — стрингера;

2. Из анализа результатов моделирования выбран вариант КСС, в котором расстояние установки переднего и заднего лонжерона составляет соответственно 20 и 70 % хорды, шаг нервюры — 40 % САХ, шаг стрингеров — 0,2 м,

а направление установки нервюры перпендикулярно заднему лонжерону. На основе решения задачи параметрической оптимизации выбран стрингер таврового сечения из углепластика.

3. Осуществлена апробация разработанной методики на крыле из ПКМ среднемагистрального авиалайнера, где выбраны рациональные геометрические параметры крыла, определены значения аэродинамических нагрузок и спроектирована КСС.

Литература

- [1] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования геометрического облика крыла из полимерных композиционных материалов. *Механика и математическое моделирование в технике. Сб. тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, с. 319–322.
- [2] Schuhmacher G., Daoud F., Petersson Ö., Wagner M. Multidisciplinary airframe design optimization. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Brisbane, 2012, Paper ICAS 2012-0.4, pp. 1–13.
- [3] Kruse M., Wunderlich T., Heinrich L. A Conceptual Study of a Transonic NLF Transport Aircraft with Forward Swept Wings. *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, 2012, AIAA Paper no. 2012–3208, pp. 1–27.
- [4] Dillinger K.S., Abdalla M.M., Klimmek T., Gurdal Z. Static Aeroelastic Stiffness Optimization and Investigation of Forward Swept Composite Wings. *10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, Orlando, 2013, pp. 19–24.
- [5] Stanford B., Dunning P. Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures under Aeroelastic Loads. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, pp. 1298–1311.
- [6] Yu Wang, Xing Ouyang, Hailian Yin, Xiongqing Yu. Structural-Optimization Strategy for Composite Wing Based on Equivalent Finite Element Model. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359.
- [7] Хонг Ф.Н., Бирюк В.И. Исследования по оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета с прямым крылом из композиционных материалов. *Труды МФТИ*, 2014, т. 6, № 2, с. 133–141.
- [8] Bai C., Mingqiang L., Zhong S., Zhe W., Yiming M., Lei F. Wing weight estimation considering constraints of structural strength and stiffness in aircraft conceptual design. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014, vol. 15, no. 4, pp. 383–395.
- [9] Locatelli D., Mulani S., Kapania R. Wing-Box Weight Optimization Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs). *Journal of Aircraft*, 2011, vol. 48, no. 5, pp. 1671–1684.
- [10] Khani A., Ijsselmuiden S., Abdalla M., Gurdal Z. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites Part B: Engineering*, 2011, vol. 42, no. 3, pp. 546–552.
- [11] Stanford B., Beran P., Bhatia M. Aeroelastic Topology Optimization of Blade-Stiffened Panels. *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 938–944.
- [12] Митрофанов О.В., Огнянова Т.С. Проектирование несущих панелей крыла из композитных материалов самолета средней грузоподъемности при ограничениях по остаточной прочности при сжатии и сдвиге. *Естественные и технические науки*, 2013, т. 6, № 68, с. 261–265.
- [13] Sandeep D., Nageswara Rao A. Optimized design and analysis for the development of aircraft droop nose ribs. *International Journal of Modern Research & Development*, 2014, vol. 1, no. 7, pp. 34–41.
- [14] Сысоева В.В., Чедрик В.В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, т. 42, № 2, с. 91–102.
- [15] Моргулец С.В., Чернецов А.А., Афанасьев А.В., Косарев В.А. Комплексная методика расчетного проектирования тонкостенных конструкций из ПКМ на примере кессона крыла самолета. *Авиационная промышленность*, 2012, № 1, с. 37–41.

- [16] Чедрик В.В. Решение задачи многодисциплинарной оптимизации силовых конструкций на основе многоуровневого подхода. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2011, т. 4, № 42, с. 1847–1849.

References

- [1] Mikhailovskii K.V., Baranovski S.V. Metodika proektirovaniia geometricheskogo oblika kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Methods of designing the geometric shape of the wing of polymer composite materials]. *Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Sb. tez. dokl. Vseros. nauch.-tekhn. konf.* [Mechanics and mathematical modeling in engineering. A collection of abstracts of all-Russian scientific-technical conference]. Moscow, Bauman Press, 2016, pp. 319–322.
- [2] Schuhmacher G., Daoud F., Petersson O., Wagner M. Multidisciplinary airframe design optimization. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Brisbane, 2012, Paper ICAS 2012-0.4, pp. 1–13.
- [3] Kruse M., Wunderlich T., Heinrich L. A Conceptual Study of a Transonic NLF Transport Aircraft with Forward Swept Wings. *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, 2012, AIAA Paper no. 2012–3208, pp. 1–27.
- [4] Dillinger K.S., Abdalla M.M., Klimmek T., Gurdal Z. Static Aeroelastic Stiffness Optimization and Investigation of Forward Swept Composite Wings. *10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, Orlando, 2013, pp. 19–24.
- [5] Stanford B., Dunning P. Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures under Aeroelastic Loads. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, pp. 1298–1311.
- [6] Wang Y., Ouyang X., Yin H., Yu X. Structural-Optimization Strategy for Composite Wing Based on Equivalent Finite Element Model. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359.
- [7] Khong F.N., Biriuk V.I. Issledovaniia po optimizatsii konstruktivno-silovoi skhemy samoleta s priamym krylom iz kompozitsionnykh materialov [Research on optimization of structural and power circuits of the aircraft with straight wings made of composite materials]. *Trudy MFTI* [Proceedings of MIPT]. 2014, vol. 6, no. 2, pp. 133–141.
- [8] Bai C., Mingqiang L., Zhong S., Zhe W., Yiming M., Lei F. Wing weight estimation considering constraints of structural strength and stiffness in aircraft conceptual design. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014, vol. 15, no. 4, pp. 383–395.
- [9] Locatelli D., Mulani S., Kapania R. Wing-box weight optimization using curvilinear spars and ribs (SpaRibs). *Journal of Aircraft*, 2011, vol. 48, no. 5, pp. 1671–1684.
- [10] Khani A., Ijsselmuiden S., Abdalla M., Gurdal Z. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites Part B: Engineering*, 2011, vol. 42, no. 3, pp. 546–552.
- [11] Stanford B., Beran P., Bhatia M. Aeroelastic Topology Optimization of Blade-Stiffened Panels. *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 938–944.
- [12] Mitrofanov O.V., Ognianova T.S. Proektirovanie nesushchikh panelei kryla iz kompozitnykh materialov samoleta srednei gruzopod"emnosti pri ogranicheniiakh po ostatochnoi prochnosti pri szhatii i sdvige [Medium weight-lift aircraft composite wing load-bearing panels design with compression and shear residual strength boundary conditions]. *Estestvennye i tekhnicheskie nauki* [Natural and technical sciences]. 2013, vol. 6, no. 68, pp. 261–265.
- [13] Sandeep D., Nageswara Rao A. Optimized design and analysis for the development of aircraft droop nose ribs. *International Journal of Modern Research & Development*, 2014, vol. 1, no. 7, pp. 34–41.
- [14] Sysoeva V.V., Chedrik V.V. Algoritmy optimizatsii topologii silovykh konstruksii [Algorithms for optimization of power topology designs]. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Scientists notes]. 2011, vol. 42, no. 2, pp. 91–102.
- [15] Morgulets S.V., Chernetsov A.A., Afanas'ev A.V., Kosarev V.A. Kompleksnaia metodika raschetnogo proektirovaniia tonkostennykh konstruksii iz PKM na primere kessonna kryla samoleta [A complex method for design engineering of the PCM thin-walled structures – case study of an aircraft wing torsion box]. *Aviatsionnaia promyshlennost'* [Aircraft Industry]. 2012, no. 1, pp. 37–41.

- [16] Chedrik V.V. Reshenie zadachi mnogodistsiplinarnoi optimizatsii silovykh konstruksii na osnove mnogourovnevnogo podkhoda [Solving the multidisciplinary structural optimization problem based on multilevel approach]. *Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo* [Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod]. 2011, vol. 4, no. 42, pp. 1847–1849.

Статья поступила в редакцию 08.06.2016

Информация об авторах

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

БАРАНОВСКИ Сергей Владиславович (Москва) — инженер-конструктор 3-ей категории. ПАО «Корпорация «Иркут» (125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр-т, д. 68, стр. 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

Information about the authors

MIKHAILOVSKIY Konstantin Valerievich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

BARANOVSKI Sergey Vladislavovich (Moscow) — Design Engineer 3rd Grade. PJSC Irkut Corporation (125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, Block 1, e-mail: serg1750@mail.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
Р.З. Кавтарадзе

«Локальный теплообмен в поршневых двигателях»

Учебник посвящен исследованию локального теплообмена в поршневых двигателях. Значительная его часть написана на основе результатов, полученных в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Ряд вопросов в теории поршневых двигателей рассматривается впервые. В данный учебник, написанный на основе учебного пособия с тем же названием (1-е изд. — 2001 г., 2-е изд. — 2007 г.), включены новые материалы, отражающие достижения последних лет в этой области науки. Содержание учебника соответствует курсу лекций, который автор читает в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для магистрантов, аспирантов, научных и инженерно-технических работников, занимающихся созданием перспективных двигателей, а также исследованием и доводкой существующих моделей.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru