

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.023

doi: 10.18698/0536-1044-2021-11-91-98

Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата

Лин Аунг Найнг¹, О.В. Татарников^{1,2}, Вэй Аунг Пху¹¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова

Multicriteria Optimization of Composite Wing of an Unmanned Aircraft

Lin Aung Naing¹, O.V. Tatarnikov^{1,2}, Wai Aung Phyo¹¹ Bauman Moscow State Technical University² Plekhanov Russian University of Economics

Приведены результаты многокритериальной оптимизации композитного крыла беспилотного летательного аппарата. За критерии оптимизации приняты минимальные прогиб, масса и нормальные напряжения, действующие вдоль направлений армирования. В качестве параметров оптимизации выбраны толщины элементов силового каркаса и обшивки крыла для трех видов слоистых композитных материалов: однонаправленного углепластика, углепластика из углеродной ткани и однонаправленного стеклопластика на основе E-glass стекловолокна. Выполнен поверочный расчет устойчивости оптимального композитного крыла с использованием геометрически нелинейной модели. Для расчета напряженно-деформированного состояния крыла применена анизотропная линейно-упругая модель материала. Расчеты проведены с использованием конечно-элементных программных комплексов ANSYS и FEMAP.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, композитное крыло, силовой каркас, двутавровые лонжероны, верхняя и нижняя обшивки, многокритериальная оптимизация

The article considers the results of multicriteria optimization of the unmanned aircraft composite wing. Minimum deflection, mass and normal stresses acting along the reinforcement directions are taken as optimization criteria. The thicknesses of the load-bearing frame elements and wing skin elements were selected as optimization parameters for three types of composites: carbon fiber reinforced plastic (CFRP) based on unidirectional carbon layers, CFRP based on carbon fabric layers, and fiberglass laminate based on E-glass fiberglass. A checking calculation of the optimal composite wing stability was performed using a geometrically nonlinear model. The calculation of the stress-strain state of the wing was performed using an anisotropic linear elastic material model. Calculations were carried out using finite element software packages ANSYS and FEMAP.

Keywords: unmanned aircraft, composite wing, load-bearing frame, double-tee spars, wing top skin, bottom skin, multicriteria optimization

Беспилотный летательный аппарат (БПЛА) представляет собой мобильный летательный объект без экипажа на борту, использующий аэродинамические силы для создания подъемной силы и способный совершать полет автономно или путем дистанционного управления оператором. В последние десятилетия БПЛА получает все большее распространение как в гражданской, так и в военной авиации.

Масса БПЛА — важный параметр, характеризующий его техническое совершенство, так как от нее зависят максимальная высота и дальность полета, управляемость и маневренность. В настоящее время большинство конструкций БПЛА изготавливают из слоистых композиционных материалов, что обусловлено их высокими удельными показателями прочности и жесткости [1, 2], а также сравнительно высоким для композитов уровнем технологичности.

Рассмотрена двухлонжеронная прямая конструкция крыла БПЛА с размахом 10,5 м и хордой длиной 0,78 м [3]. Положение переднего и заднего лонжеронов зафиксировано на относительном расстоянии, составляющем 30 и 60 % хорды от кромки крыла. Расстояние между нервюрами равно 400 мм [4, 5].

Цель работы — выбор материала и определение оптимальных толщин основных элементов крыла БПЛА и углов выкладки композитных слоев.

Постановка задачи. Рассмотрено композитное крыло БПЛА, основными конструктивными элементами которого являлись два двутавровых лонжерона 1, состоящих из стенки, верхнего и нижнего поясов, верхней 2 и нижней 4 обшивок, и четырнадцати нервюр 3. В качестве нагрузки использовано аэродинами-

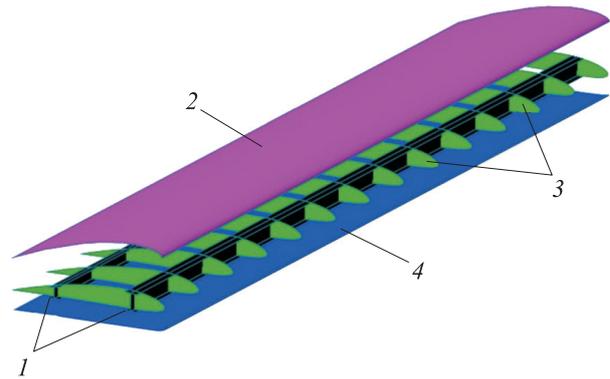


Рис. 1. Геометрическая модель двухлонжеронного крыла БПЛА

ческое давление, распределенное по поверхности нижней обшивки крыла. Геометрическая модель двухлонжеронного крыла БПЛА приведена на рис. 1.

Аэродинамические нагрузки. Основные технические требования к композитному крылу БПЛА приняты в соответствии со стандартом USAR 337 [6]. Расчетное аэродинамическое давление $p_{\text{расч}}$ определено с помощью следующих соотношений [7, 8]:

$$P_{\text{аэр}} = \frac{G_0 g n_{\text{max}}^2 f b(z)}{S_{\text{кр}}};$$

$$P_{\text{кр}} = \frac{G_{\text{кр}} g n_{\text{max}}^2 f b(z)}{S_{\text{кр}}};$$

$$P_{\Sigma} = P_{\text{аэр}} - P_{\text{кр}};$$

$$p_{\text{дав}} = \frac{P_{\Sigma}}{b(z)},$$

где $P_{\text{аэр}}$ — аэродинамическая нагрузка; G_0 — взлетная масса БПЛА, $G_0 = 450$ кг; g — уско-

Таблица 1

Механические характеристики композиционных материалов

Параметр	ОУ	УТ	ОС
Модуль упругости, ГПа:			
вдоль волокна	123,34	59,16	35,00
поперек волокна	7,78	59,16	9,00
Модуль сдвига, ГПа	5,0	3,3	4,7
Предел прочности вдоль волокна, МПа:			
при растяжении	1632	513	780
при сжатии	704	437	480
Предел прочности при сдвиге, МПа	80	120	60
Плотность, кг/м ³	1518	1451	1850
Толщина монослоя, мм	0,15	0,15	0,20

рение свободного падения; n_{\max}^a — коэффициент перегрузки, $n_{\max}^a = 3,8$; f — коэффициент безопасности, $f = 1,5$; $b(z)$ — длина хорды крыла; $S_{\text{кр}}$ — площадь крыла, $S_{\text{кр}} = 8,2 \text{ м}^2$;

$G_{\text{кр}}$ — масса крыла, $G_{\text{кр}} = 72 \text{ кг}$; P_{Σ} — суммарная нагрузка.

Механические характеристики материалов. Все конструктивные элементы крыла вы-

Таблица 2

Значения варьируемых толщин элементов силового каркаса и обшивки крыла

Элемент конструкции		Толщина, мм	
		начальная	варьируемая
Обшивка	Верхняя	4	1...6
	Нижняя	4	1...6
Передний лонжерон	Верхний пояс	6	1...6
	Нижний пояс	6	1...6
	Стенка	6	1...6
Задний лонжерон	Верхний пояс	6	1...6
	Нижний пояс	6	1...6
	Стенка	6	1...6
Нервюры		2	1...6

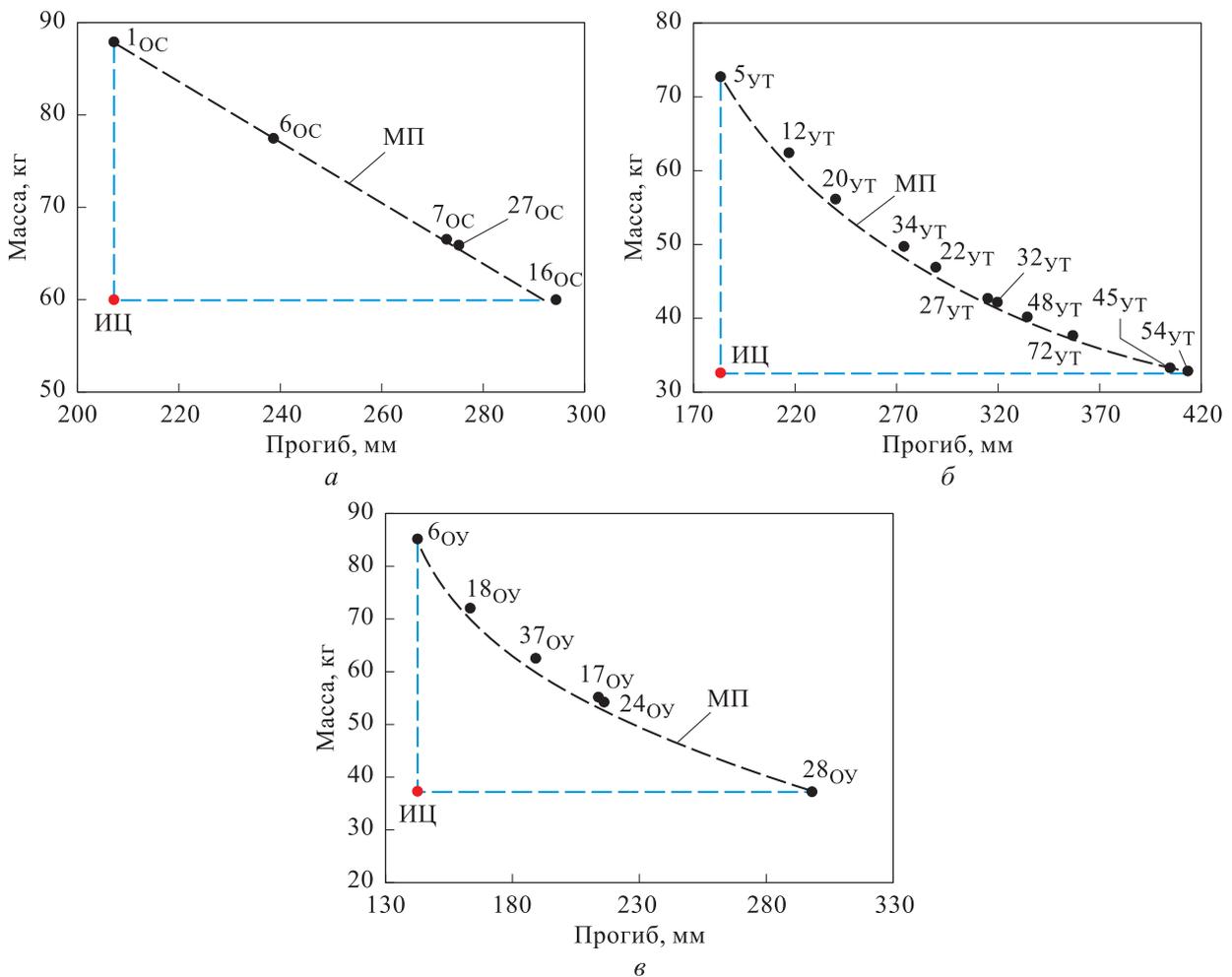


Рис. 2. Парето-оптимальные варианты для ОС (а), УТ (б) и ОУ (в) на плоскости критериев масса — прогиб: МП — множество Парето

полнены из композиционных материалов слоистой структуры. Рассмотрены три вида материалов, формирующих композитные слои: однонаправленный углепластик (ОУ), углепластик из углеродной ткани (далее УТ) и однонаправленный стеклопластик (ОС) на основе E-glass стекловолокна. Механические характеристики этих материалов приведены в табл. 1 [9, 10].

Определение оптимальных толщин элементов крыла. Расчет оптимальных толщин силовых элементов проводился с помощью модуля OPTISLANG в программном комплексе ANSYS. Начальные значения толщин элементов силового каркаса и обшивки задавались в соответствии с табл. 2. Шаг по толщине в итерационном процессе оптимизации определялся автоматически. При выборе оптимальных толщин учитывалось ограничение по прогибу крыла, принятое равным 5 % размаха [11].

На первом этапе оптимизации элементов крыла в результате параметрической оптимизации по критерию минимальной массы и ограничению по прогибу рассмотрены 400 вариантов крыла для каждого материала. На рис. 2, а–в на плоскости критериев масса — прогиб приведены парето-оптимальные варианты для ОУ, УТ и ОС, обозначенные соответствующими индексами. Для каждого материала выбран оптимальный вариант с использованием дополнительного критерия идеального центра (ИЦ), ими оказались варианты 6_{ОС}, 54_{УТ} и 28_{ОУ}.

Далее для каждого из оставшихся трех вариантов получено значение третьего критерия —

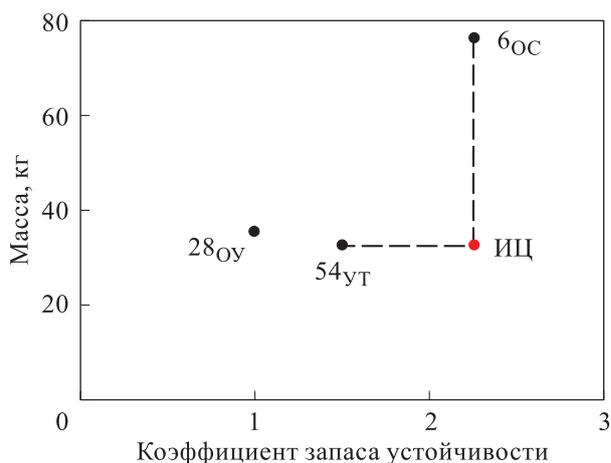


Рис. 3. Оптимальные варианты для ОС, УТ и ОУ на плоскости критериев масса — коэффициент запаса устойчивости

коэффициента запаса устойчивости при действии расчетного аэродинамического давления. Расчеты устойчивости выполнены в программном комплексе FEMAP. Предельное состояние упругого равновесия определено с помощью геометрически нелинейной модели при пошаговом увеличении давления. Относительно критериев минимальной массы и максимального коэффициента запаса устойчивости с использованием дополнительного критерия ИЦ оптимальным оказался вариант 54_{УТ} (рис. 3).

Значения толщин элементов композитного крыла для оптимального варианта 54_{УТ} при минимальных массе (32,9 кг) и прогибе (414,1 мм) приведены в табл. 3, где ПЛ — передний лонжерон; ЗЛ — задний лонжерон.

Таблица 3

Значения толщин элементов композитного крыла для оптимального варианта 54_{УТ}

Элемент конструкции	Толщина, мм	Элемент конструкции	Толщина, мм
Нижняя обшивка	1,6	Нервюра 4	1,4
Верхняя обшивка	2,2	Нервюра 5	1,9
Верхний пояс ПЛ	5,1	Нервюра 6	1,7
Стенка ПЛ	2,7	Нервюра 7	1,5
Нижний пояс ПЛ	1,0	Нервюра 8	2,0
Верхний пояс ЗЛ	1,9	Нервюра 9	1,7
Стенка ЗЛ	1,9	Нервюра 10	1,1
Нижний пояс ЗЛ	2,4	Нервюра 11	2,0
Нервюра 1	1,7	Нервюра 12	1,6
Нервюра 2	1,4	Нервюра 13	1,0
Нервюра 3	1,8	Нервюра 14	1,3

Оптимизация схемы укладки слоев. Оптимизация углов укладки слоев проведена с использованием модуля OPTISLANG в программном комплексе ANSYS. Угол ориентации слоев для каждого элемента крыла варьировался в диапазоне $-90...+90^\circ$, его начальное значение составляло 0° [12, 13].

Так как на этом этапе оптимизации толщины всех элементов крыла уже были определены, а следовательно, масса крыла зафиксирована, в качестве критериев оптимизации приняты минимальное нормальное напряжение и прогиб. В процессе оптимизации рассмотрены 210 вариантов схемы укладки. Полученные парето-оптимальные варианты приведены на рис. 4 в виде точек на плоскости критериев.

Для всех полученных парето-оптимальных вариантов проведены поверочные расчеты на устойчивость. Анализ результатов расчетов показал, что только один вариант конструкции

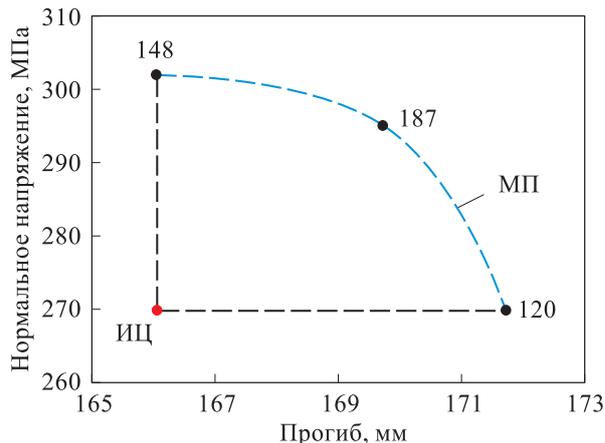


Рис. 4. Парето-оптимальные варианты для схемы укладки слоев на плоскости критериев нормальное напряжение — прогиб

(№ 187) удовлетворяет заданным требованиям по запасу устойчивости. Этот вариант выбран в качестве оптимального по всем рассмотренным

Таблица 4

Оптимальная схема укладки слоев УТ для различных элементов крыла

Элемент конструкции	Схема укладки слоев
Нижняя обшивка	$[0^\circ, \pm 90^\circ]_8$
Верхняя обшивка	$[0^\circ, \pm 90^\circ]_6$
Верхний пояс ПЛ	$\pm 3^\circ, \pm 45^\circ, \pm 38^\circ, \pm 4^\circ, \pm 90^\circ, \pm 2^\circ, \pm 3^\circ, \pm 4^\circ, \pm 26^\circ, \pm 23^\circ, \pm 54^\circ, \pm 79^\circ, \pm 62^\circ, \pm 12^\circ, \pm 41^\circ, \pm 80^\circ, \pm 16^\circ, \pm 15^\circ$
Стенка ПЛ	$\pm 61^\circ, \pm 5^\circ, \pm 50^\circ, \pm 60^\circ, \pm 63^\circ, \pm 34^\circ, \pm 7^\circ, \pm 6^\circ, \pm 19^\circ$
Нижний пояс ПЛ	$\pm 8^\circ, \pm 2^\circ, \pm 81^\circ$
Верхний пояс ЗЛ	$\pm 18^\circ, \pm 53^\circ, \pm 26^\circ, \pm 40^\circ, \pm 34^\circ, \pm 63^\circ, \pm 57^\circ$
Стенка ЗЛ	$\pm 81^\circ, \pm 68^\circ, \pm 46^\circ, \pm 9^\circ, \pm 38^\circ, \pm 57^\circ, \pm 8^\circ$
Нижний пояс ЗЛ	$\pm 49^\circ, \pm 7^\circ, \pm 72^\circ, \pm 61^\circ, \pm 58^\circ, \pm 5^\circ, \pm 75^\circ, \pm 42^\circ$
Нервюры:	
1	$\pm 3^\circ, \pm 70^\circ, \pm 46^\circ, \pm 27^\circ, \pm 86^\circ, \pm 19^\circ$
2	$\pm 25^\circ, \pm 57^\circ, \pm 76^\circ, \pm 40^\circ, \pm 10^\circ$
3	$\pm 12^\circ, \pm 17^\circ, \pm 45^\circ, \pm 26^\circ, \pm 20^\circ, \pm 87^\circ$
4	$\pm 26^\circ, \pm 6^\circ, \pm 48^\circ, \pm 16^\circ, \pm 52^\circ$
5	$\pm 34^\circ, \pm 82^\circ, \pm 8^\circ, \pm 82^\circ, \pm 83^\circ, \pm 35^\circ, \pm 5^\circ$
6	$\pm 90^\circ, \pm 73^\circ, \pm 8^\circ, \pm 83^\circ, \pm 52^\circ, \pm 59^\circ$
7	$\pm 17^\circ, \pm 74^\circ, \pm 88^\circ, \pm 49^\circ, \pm 45^\circ$
8	$\pm 10^\circ, \pm 59^\circ, \pm 27^\circ, \pm 90^\circ, \pm 55^\circ, \pm 70^\circ, \pm 67^\circ$
9	$\pm 26^\circ, \pm 24^\circ, \pm 90^\circ, \pm 81^\circ, \pm 88^\circ, \pm 41^\circ$
10	$\pm 84^\circ, \pm 62^\circ, \pm 29^\circ, \pm 61^\circ$
11	$\pm 45^\circ, \pm 41^\circ, \pm 4^\circ, \pm 77^\circ, \pm 44^\circ, \pm 50^\circ, \pm 36^\circ$
12	$\pm 74^\circ, \pm 7^\circ, \pm 36^\circ, \pm 20^\circ, \pm 56^\circ$
13	$\pm 58^\circ, \pm 47^\circ, \pm 66^\circ, \pm 79^\circ$
14	$\pm 40^\circ, \pm 35^\circ, \pm 37^\circ, \pm 2^\circ, \pm 79^\circ$

критериям. Оптимальная схема укладки слоев УТ приведена в табл. 4.

Выводы

1. Определены оптимальные толщины силовых элементов каркаса и обшивки композитного крыла по критериям минимальных массы и прогиба для трех материалов.

2. Проведен выбор оптимального материала для элементов композитного крыла.

3. Определены оптимальные схемы укладки слоев УТ для силовых элементов каркаса и обшивки крыла.

4. Выполнены поверочные расчеты прочности и устойчивости оптимизированного композитного крыла.

Литература

- [1] Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многофазового космического аппарата туристического класса. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 1, с. 4–19, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19>
- [2] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Inter-disciplinary approach to suborbital reusable spaceplane composite wing design. *Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1060, no. 1, art. 012021, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/1060/1/012021>
- [3] Беспилотный летательный аппарат Hermes 450. *bp-la.ru: веб-сайт*. URL: <https://bp-la.ru/izrailskij-bla-hermes-450> (дата обращения: 15.06.2021).
- [4] Dlugosz A., Klimek W. The optimal design of UAV wing structure. *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 1922, no. 1, art. 120009, doi: <http://dx.doi.org/10.1063/1.5019124>
- [5] Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 11, с. 89–95, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95>
- [6] NATO standardization agreement 4671 (Edition. 1) — *unmanned aerial vehicle systems airworthiness requirements (USAR)*. URL: <https://www.defense.gouv.fr/content/download/552731/9407958/file/4671eed01.pdf> (дата обращения: 15.06.2021).
- [7] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Approach to optimization of composite aircraft wing structure. *Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 971, art. 022058, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/971/2/022058>
- [8] Чепурных И.В. *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Комсомольск-на-Амуре, КнАГТУ, 2013. 137 с.
- [9] Rumayshah K.K., Prayoga A., Moelyadi M.A. Design of high-altitude long endurance UAV: structural analysis of composite wing using finite element method. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2018, vol. 1005, art. 012025, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1005/1/012025>
- [10] Das S.K., Roy S. Finite element analysis of aircraft wing using carbon fiber reinforced polymer and glass fiber reinforced polymer. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2018, vol. 402, art. 012077, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/402/1/012077>
- [11] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, art. 044094, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [12] Rajadurai M., Vinayagam P., Mohana Priya G., et al. Optimization of ply orientation of different composite materials for aircraft wing. *IJAERS*, 2017, vol. 4, no. 6, pp. 111–117, doi: <http://dx.doi.org/10.22161/ijaers.4.6.13>
- [13] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 934, art. 012029, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899x/934/1/012029>

References

- [1] Ageeva T.G., Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimization of hybrid composite material structure for wing skin of tourist class reusable space vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ.*

- im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., *Mechan. Eng.*], 2018, no. 1, pp. 4–19, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19> (in Russ.).
- [2] Ashihmina E.R., Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Inter-disciplinary approach to suborbital reusable spaceplane composite wing design. *Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1060, no. 1, art. 012021, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/1060/1/012021>
- [3] *Bespilotnyy letatel'nyy apparat Hermes 450* [Hermes 450 pilotless aircraft]. *bp-la.ru: website*. URL: <https://bp-la.ru/izrailskij-bla-hermes-450> (accessed: 15.06.2021). (In Russ.).
- [4] Dlugosz A., Klimek W. The optimal design of UAV wing structure. *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 1922, no. 1, art. 120009, doi: <http://dx.doi.org/10.1063/1.5019124>
- [5] Nayng L.A., Pkhu V.A., Tatarnikov O.V. Selection of the optimal load bearing wing structure scheme for an unmanned aerial vehicle. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2020, no. 11, pp. 89–95, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95> (in Russ.).
- [6] NATO standardization agreement 4671 (Edition. 1) — unmanned aerial vehicle systems airworthiness requirements (USAR). URL: <https://www.defense.gov.fr/content/download/552731/9407958/file/4671eed01.pdf> (accessed: 15.06.2021).
- [7] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Approach to optimization of composite aircraft wing structure. *Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 971, art. 022058, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/971/2/022058>
- [8] Chepurnykh I.V. *Prochnost' konstruktsiy letatel'nykh apparatov* [Aircraft structural strength]. Komsomol'sk-na-Amure, KnAGTU Publ., 2013. 137 p. (In Russ.).
- [9] Rumayshah K.K., Prayoga A., Moelyadi M.A. Design of high-altitude long endurance UAV: structural analysis of composite wing using finite element method. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2018, vol. 1005, art. 012025, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1005/1/012025>
- [10] Das S.K., Roy S. Finite element analysis of aircraft wing using carbon fiber reinforced polymer and glass fiber reinforced polymer. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2018, vol. 402, art. 012077, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/402/1/012077>
- [11] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, art. 044094, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [12] Rajadurai M., Vinayagam P., Mohana Priya G., et al. Optimization of ply orientation of different composite materials for aircraft wing. *IJAERS*, 2017, vol. 4, no. 6, pp. 111–117, doi: <http://dx.doi.org/10.22161/ijaers.4.6.13>
- [13] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 934, art. 012029, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899x/934/1/012029>

Статья поступила в редакцию 01.10.2021

Информация об авторах

НАЙНГ Лин Аунг — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: nainglinaung.cm13@gmail.com).

ТАТАРНИКОВ Олег Вениаминович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана; заведующий кафедрой высшей математики. Российский экономический университет имени им. Г.В. Плеханова (117997, Москва, Российская Федерация, Стремянный пер., д. 36, e-mail: tatarnikov.ov@rea.ru).

ПХУ Вэй Аунг — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: thzr093@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Найнг Лин Аунг, Татарников О.В., Пху Вэй Аунг. Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 11, с. 91–98, doi: 10.18698/0536-1044-2021-11-91-98

Please cite this article in English as:

Naing Lin Aung, Tatarnikov O.V., Phyo Wai Aung. Multicriteria Optimization of Composite Wing of an Unmanned Aircraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 11, pp. 91–98, doi: 10.18698/0536-1044-2021-11-91-98

Information about the authors

NAING Lin Aung — Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: nainglinaung.cm13@gmail.com)

TATARNIKOV Oleg Veniaminovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University; Head of Higher Mathematics Department. Plekhanov Russian University of Economics (11799736, Moscow, Russian Federation, Stremyanny lane, Bldg. 36, e-mail: tatarnikov.ov@rea.ru).

PHYO Wai Aung — Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: thzr093@gmail.com).



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям учебное пособие

«Введение в конструирование космических аппаратов»

Авторы: С.Г. Ивахненко, А.В. Семенкин, Л.Г. Барсегян

Приведены базовые сведения о космических аппаратах, их устройстве, изложены технические требования к их конструкции. Рассмотрены вопросы целевого использования космических аппаратов и условия их работы. Изложены основы механики космического полета. Приведена классификация двигательных установок космических аппаратов.

Для студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана, обучающихся по специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», специализация «Проектирование электроракетных двигателей», изучающих дисциплину «Основы проектирования летательных аппаратов». Может быть интересно инженерам, занимающимся разработкой и конструированием электроракетных двигателей.

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