

УДК 539.3

DOI 10.17223/19988621/73/7

**М.С. Павлов, А.К. Каравацкий, К.В. Костюшин,
К.К. Исмаилов, Н.О. Костюшина, С.А. Орлов**

ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОРПУСА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА¹

Цель настоящей работы – реализация оптимизационного подхода к проектированию беспилотных летательных аппаратов. Каждый этап проектирования рассматривается как задача оптимизации. Рассмотрены этапы определения технологии и состава композиционного материала корпуса и определения геометрии и назначения размеров корпуса. Применение оптимизационного подхода позволило существенно улучшить характеристики летательного аппарата относительно результатов проектирования классическими методами.

Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат, оптимизация, композиционный материал, формообразующая структура.*

Беспилотные летательные аппараты находят применение в самых разных областях. Они используются в качестве мобильных штативов при фотовидеосъемке, для доставки почтовых отправлений, а также в качестве транспорта спецоборудования для спасательных служб и в военных целях. Для корпусов всех типов летательных аппаратов предъявляются требования минимальной массы при достаточно высоких характеристиках прочности и жесткости. Данные требования, как правило, являются взаимоисключающими, поэтому при проектировании корпусов летательных аппаратов возникают задачи оптимизации. Обычно, целью оптимизации в таких задачах является максимальное снижение массы корпуса при обеспечении заданных прочности и жесткости изделия.

Так, в работе [1] описана задача проектирования и оптимизации элементов конструкции беспилотного летательного аппарата с подвижными (машущими) крыльями. Также в качестве критерия оптимизации могут быть выбраны другие параметры. Например, в [2] рассматривается учет неопределенностей, возникающих при изготовлении квадрокоптера для оптимального проектирования. Целевой функцией оптимизации выбрана электрическая энергия, необходимая для обеспечения полета устройства. Поскольку летательный аппарат является сложным техническим устройством, взаимное влияние его различных систем друг на друга может существенным образом влиять на эксплуатационные характеристики изделия. Поэтому при проектировании таких аппаратов часто необходимо производить учет такого взаимного влияния. В работе [3] рассматривается мультидисциплинарная оптимизация, объединяющая генетические алгоритмы, симуляцию отжига и топологическую оптимизацию для разработки универсальной платформы беспилотных летательных аппаратов. Другой пример использования междисциплинарной оптимизации содержится в [4], где рассматривается разработка турбин-

¹ Данное научное исследование (№ 8.2.31.2019) выполнено при поддержке Программы повышения конкурентоспособности ТГУ.

ной части малогабаритного турбовального двигателя. Оптимизация проводится более чем по 100 свободным параметрам.

В настоящей работе рассматривается комплексная разработка корпуса беспилотного летательного аппарата мультикоптерного типа, предназначенная для отработки алгоритмов искусственного интеллекта и машинного зрения при выполнении задач воздушного наблюдения, патрулирования, сопровождения объектов, поисково-спасательных и транспортных работ. Основным условием разработки поставлено отсутствие необходимости применения дорогостоящих материалов и сложного специализированного оборудования. Работа состоит из трех частей: выбор материалов, эскизное проектирование, оптимизация конструкции.

Выбор материалов и определение эффективных механических характеристик

В аэрокосмических приложениях широко применяются так называемые сэндвич-панели. Наиболее распространенный вариант такой структуры – трехслойная панель, внешние слои которой выполнены из относительно жесткого материала, а средний слой представляет собой легкую, как правило, пористую, или ячеистую среду, основная функция которой состоит в дистанцировании жестких несущих слоев друг от друга для придания изгибной жесткости панели как целого. Внешние слои выполняются из легких металлов, либо чаще из полимерных композиционных материалов на основе стеклянных или угольных волокон. Выбор материала заполнителя определяется в том числе дополнительными конструктивными задачами, например требованиями теплоизоляции, размеростабильности, вибропоглощения и др.

Для рассматриваемого в настоящей работе случая к материалам предъявлялись следующие требования:

- высокие удельные механические характеристики;
- потребительская доступность;
- отсутствие необходимости применения дорогостоящих технологий изготовления конечного изделия.

С учетом совокупности перечисленных требований для корпуса беспилотного летательного аппарата разработан полимерный композиционный материал, состоящий из следующих компонентов:

- углеткань (плотность 240 г/м^2 , плетение Twill 2×2 , волокно: Grafill TR30S-S, нить 3К) используется в качестве несущего элемента во внешних слоях панелей корпуса;

- перфорированный полиэфирный нетканый материал Lantor Soric XF толщиной 3 мм, используемый в качестве дистанцирующего заполнителя между несущими слоями (для придания толщины панели);

- базальтовая ткань (плотность 220 г/м^2 , плетение Plain), используемая как один из несущих компонентов во внешних слоях панели;

- смола Elan-Tech EC 157 с отвердителем W152/1MLR, используемая в качестве матрицы.

Разработанный материал изготовлен по технологии вакуумной инфузии. В качестве разделительного состава применялась полимерная разделительная смазка для форм Frekote 770 NC. В качестве жертвенного слоя – нейлоновая ткань плотностью 85 г/м^2 . В качестве инфузионного слоя – экструдированная, полипропиленовая, проводящая сетка плотностью 160 г/м^2 . В качестве вакуумного слоя – по-

лиолефиновая пленка толщиной 70 мкм. Для организации вакуумного канала использовались спиральная вакуумная трубка диаметром 8 мм. На всем промежутке работы в системе поддерживалось давление 20 Па.

Были рассмотрены три варианта состава материала. Базовый вариант – трехслойный материал со схемой армирования угольная ткань – наполнитель – угольная ткань. Помимо базового рассмотрены варианты с дополнительными компонентами: арамидной и базальтовой тканями. Эти варианты рассмотрены для определения возможности усиления базового варианта без существенного увеличения его стоимости и массы.

Определение механических характеристик рассмотренных вариантов композиционного материала проводилось экспериментальным путем. Для каждого варианта исполнения была изготовлена партия экспериментальных образцов (10 штук). Испытания проводились по схеме трехточечного изгиба на испытательной машине Instron Microtester 5948. Кроме непосредственно свойств материала при выборе рабочего варианта для изготовления корпуса летательного аппарата учитывалась также стоимость компонентов и конечного материала. Для определения наиболее подходящего варианта сформулирован критерий оптимальности свойств

$$k = \frac{\rho S}{E \sigma_b},$$

где ρ – поверхностная плотность; S – относительная стоимость; E – модуль упругости; σ_b – предел прочности. У оптимального варианта выбранный критерий должен быть минимален.

В табл. 1 приведены результаты определения сравниваемых параметров материала

Схема армирования	Плотность ρ , кг/м ²	Модуль упругости E , ГПа	Предел прочности σ_b , МПа	Относительная стоимость S	Критерий оптимальности k , с ⁴ /кг
Углеткань Заполнитель Углеткань	2166	27.3	85.8	1	0.9247
Углеткань Арамидная ткань Заполнитель Углеткань	2693	13.7	62.2	1.24	3.9187
Углеткань Базальтовая ткань Заполнитель Базальтовая ткань Углеткань	3065	45.7	127.0	1.41	0.7411

Как видно из результатов сравнения вариантов изготовления материала, приведенных в табл. 1, лучшим из рассмотренных по выбранному критерию является вариант с усилением базовой схемы армирования базальтовой тканью. Таким образом, для изготовления корпуса летательного аппарата выбран вариант схемы армирования «Углеткань – Базальтовая ткань – Заполнитель – Базальтовая ткань – Углеткань».

Разработка формообразующей структуры

Проектирование формообразующей структуры летательного аппарата произведено в два этапа. На первом этапе определена геометрическая форма и назначены основные размеры. Назначение размеров произведено по конструктивным соображениям исходя из требований размещения элементов полезной нагрузки и функциональных систем БПЛА. Исходными данными послужили геометрические размеры таких элементов:

- бесколлекторные двигатели с диаметром корпуса 28 мм;
- трёхлопастные несущие винты диаметром 178 мм;
- регуляторы оборотов – размеры корпуса $25 \times 12 \times 5$ мм;
- аккумуляторная батарея – $136 \text{ мм} \times 42 \text{ мм} \times 20 \text{ мм}$;
- полетный контроллер – $80 \times 48 \times 15$ мм;
- компьютер-вычислитель – $58 \times 23 \times 5$ мм;
- приемник радиосигнала – $46 \times 34 \times 15$ мм;
- видекамера $20 \times 25 \times 15$ мм;
- передатчик видеосигнала – $36 \times 36 \times 5$ мм;
- датчики расстояния – $25 \times 15 \times 5$ мм;
- модуль радиотелеметрии – $45 \times 35 \times 15$ мм.

Для обеспечения необходимого температурного режима регуляторы оборотов располагаются под воздушными винтами силовой установки. Масса элементов полезной нагрузки и функциональных систем БПЛА без учета формообразующих конструкций составляет 0.6 кг.

Исходя из указанных размеров оборудования, размер площадки для его размещения определен как 400×50 мм. Для обеспечения пассивной безопасности, в конструкции летательного аппарата применялись защитные элементы лопастей силовой установки, имеющие толщину 15 мм.

Спроектированная формообразующая конструкция показана на рис. 1 и имеет следующие размеры: длина – 450 мм, ширина – 430 мм, высота – 40 мм; межосевое расстояние между двигателями – 310 мм.

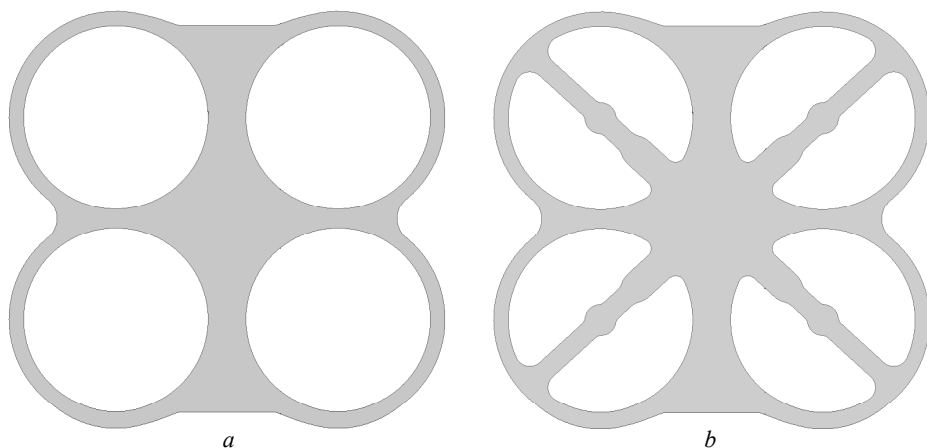


Рис. 1. Начальная конфигурация формообразующей структуры:
a – верхняя панель, *b* – нижняя панель

Fig. 1. Initial configuration of the frame: (a) top panel and (b) bottom panel

Второй этап проектирования формообразующей структуры – оптимизация. Показанная на рис. 1 конструкция принята в качестве начальной. Эта конструкция оптимизирована с целью снижения ее массы при сохранении жесткости. Снижение массы достигается путем удаления материала из ненагруженных областей конструкции. На рис. 2 показаны области в начальной конструкции, из которых возможно удалить материал, не нарушая требований размещения оборудования. Области удаления материала эквивалентны для верхней и нижней пластин.

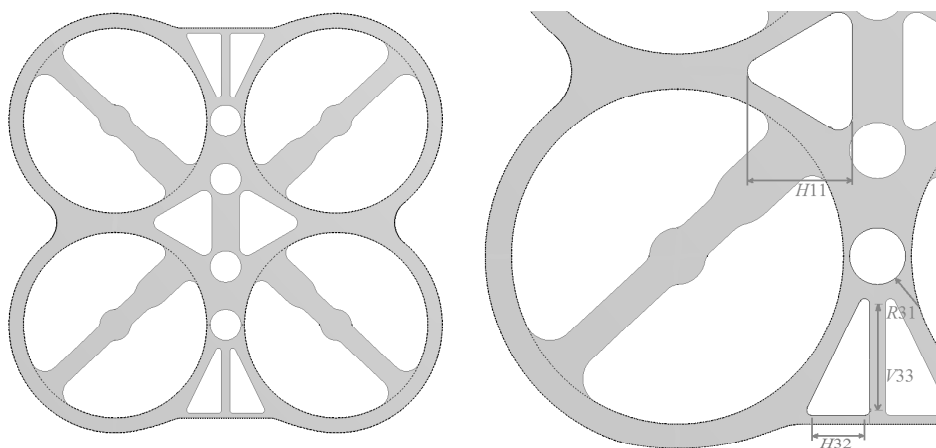


Рис. 2. Области удаления материала
 Fig. 2. Material cutting-out areas

На рис. 3 показаны специфичные для нижней пластины области удаления материала.

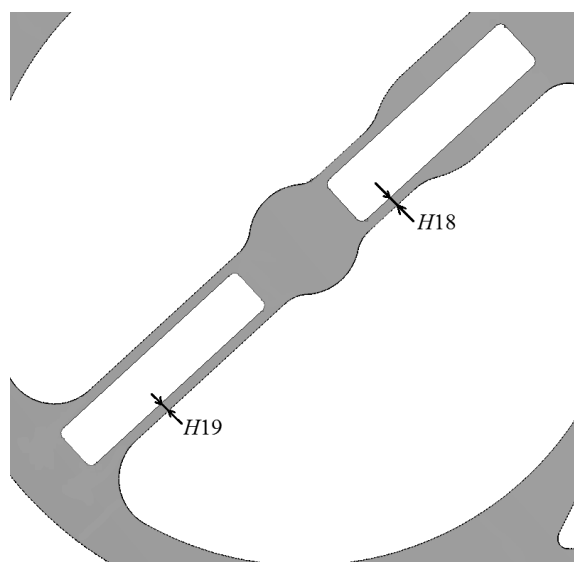


Рис. 3. Дополнительные области удаления материала из нижней пластины
 Fig. 3. Additional areas to cut the material out of the bottom part

При постановке задачи оптимизации размеры указанных областей являются ее параметрами. В табл. 1 приведены возможные пределы их изменения.

Таблица 1

Параметр	Минимальное значение	Максимальное значение	Начальное значение
H_{11}	20 мм	60 мм	20 мм
R_{31}	6 мм	16 мм	6 мм
H_{32}	10 мм	30 мм	10 мм
V_{33}	20 мм	66 мм	20 мм
H_{18}	3 мм	7 мм	3 мм
H_{19}	3 мм	7 мм	3 мм

Целевой функцией оптимизации выбрана величина поворота площадок крепления двигателей под действием нагрузок от оборудования БПЛА и полезного груза. У оптимальной конструкции эта функция достигает минимума. Для определения зависимости целевой функции от параметров оптимизации разработана параметрическая конечно-элементная модель формообразующей структуры. На рис. 4 показана конечно-элементная сетка модели.

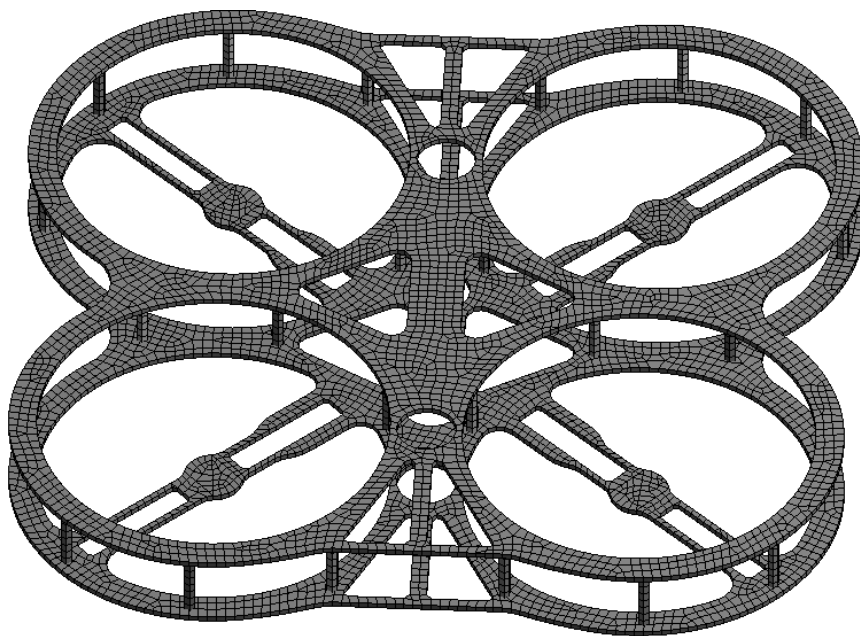


Рис. 4. Конечно-элементная сетка модели формообразующей структуры
Fig. 4. Finite element mesh of the frame model

Модель состоит из примерно из 6000 (точное число зависит от конкретного набора параметров) оболочечных трех- и четырехузловых элементов. Нагрузки в режиме полета смоделированы следующим образом. К точкам, расположенными под осями электродвигателей, приложены условия закрепления. Для моделирования силы тяжести к модели приложено ускорение, равное ускорению свободного падения. Масса полезной нагрузки равномерно распределена по монтажной пло-

щадке. На рис. 5 показана расчетная схема формообразующей структуры, использованная при решении задачи оптимизации.

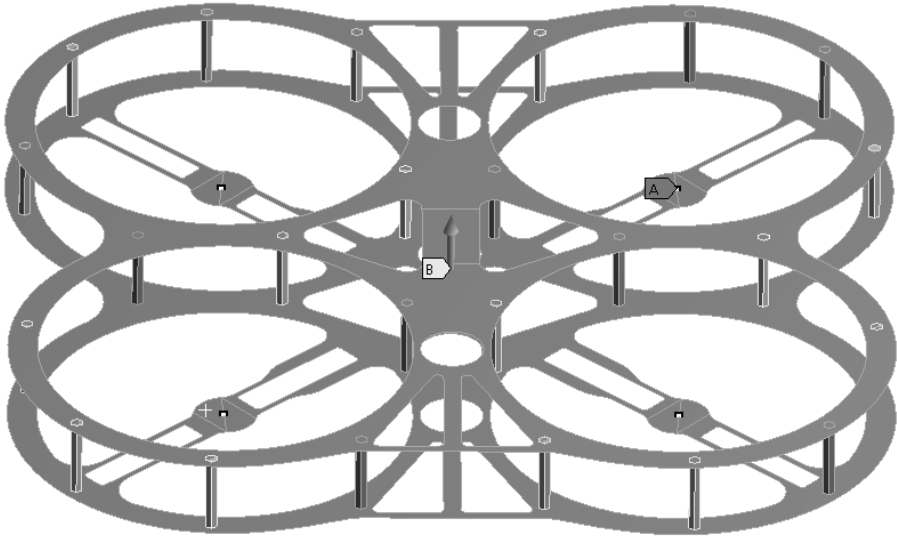


Рис. 5. Граничные условия: (A) – точки закрепления, (B) – направление ускорения
Fig. 5. Boundary conditions: (A) fixed support and (B) direction of acceleration

В качестве метода оптимизации использован метод Нелдера – Мида [5]. Для реализации метода конечных элементов и алгоритма Нелдера – Мида использован программный комплекс инженерного анализа ANSYS.

На рис. 6 показан график процесса поиска минимума целевой функции.

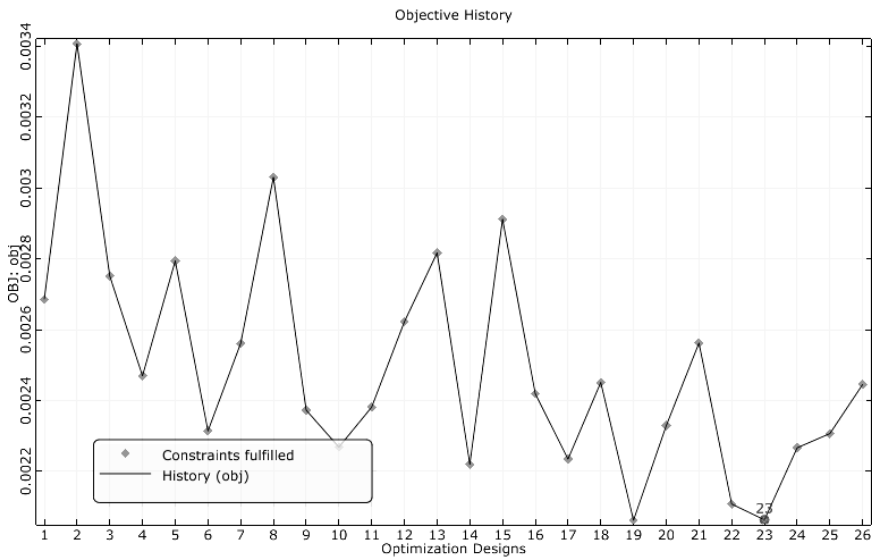


Рис. 6. График минимизации целевой функции
Fig. 6. A line chart of the objective function minimization

В табл. 2 приведен набор значений параметров оптимизации, соответствующий минимуму целевой функции.

Таблица 2

$H11$	$R31$	$H32$	$V33$	$H18$	$H19$
28 мм	12 мм	2.5 мм	5.3 мм	3 мм	4 мм

На рис. 7 показана оптимизированная геометрия формообразующей структуры.

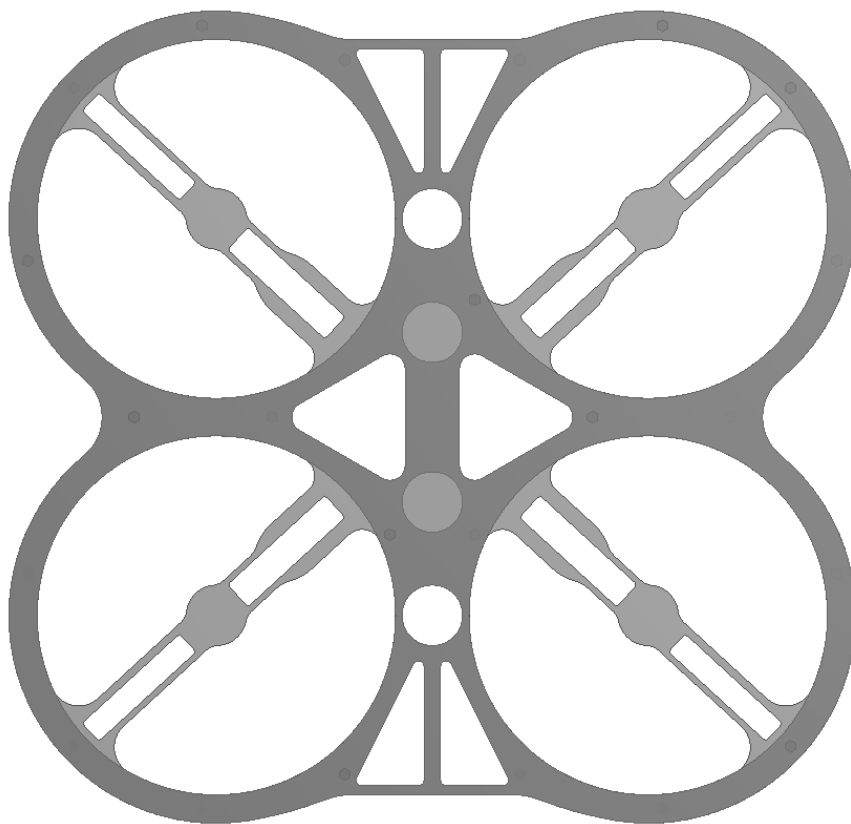


Рис. 7. Оптимизированная формообразующая структура
Fig. 7. Optimized frame

Заключение

Представлена реализация комплексного подхода к оптимальному проектированию корпусов беспилотных летательных аппаратов. Указанный подход состоит в последовательной постановке и решении задач оптимизации на каждом этапе проектирования. Сформулированы критерии оптимальности для материала корпуса и топологии формообразующей структуры. Разработан композиционный материал, оптимальным образом удовлетворяющий требованиям прочности, жесткости, удельной массы и стоимости. Разработана параметрическая конечно-элементная модель формообразующей структуры, на основе которой проведена

топологическая оптимизация методом Нелдера – Мида. Применение оптимизационного алгоритма позволило снизить массу начальной конструкции формообразующей структуры на 25.6 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Negrello F., Silvestri P., Lucifredi A., Guerrero J.E., Bottaro A.* Preliminary design of a mechanism for flapping flight-durability analysis and vibration modes // 11th International Conference on Condition Monitoring and Machinery Failure Prevention Technologies, CM 2014 / MFPT 2014. 2014. P. 1–11.
2. *Coulombe C., Gamache J., Mohebbi A., Chouinard U., Achiche S.* Applying robust design methodology to a quadrotor drone // Proceedings of the 21st International Conference on Engineering Design, 4. 2017. P. 395–404.
3. *Henderson L., Kuester F.* Adaptive design and optimization of a shape-changing drone // 2018 IEEE Aerospace Conference. 2018. P. 1–12. DOI: 10.1109/AERO.2018.8396446.
4. *Siller U., Kröger G., Moser T., Hediger S.* Towards a highly efficient small scale turboshaft engine: Part II – Aero-mechanical turbine design and optimization // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. Volume 2B: Turbomachinery. 2014. V02BT45A014. DOI: 10.1115/GT2014-26320.
5. *Nelder J.A., Mead R.* A simplex method for function minimization // Computer Journal. 1965. V. 7. No. 4. P. 308–313.

Статья поступила 29.12.2020

Pavlov M.S., Karavatskiy A.K., Kostyushin K.V., Ismailov K.K., Kostyushina N.O., Orlov S.A. (2021) DESIGN OPTIMIZATION FOR AN UNMANNED DRONE FRAME. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 73. pp. 71–80

DOI 10.17223/19988621/73/7

Keywords: unmanned aerial vehicle, optimization, composite material, frame.

Designing of a drone frame is presented in this paper. The main goal is to develop the optimal drone frame geometry. The optimization criterion represents mass minimization along with ensuring the required stiffness. Another intention is to use cheap materials and simple manufacturing technologies.

The design process consists of three steps. The first step is engineering of a composite material, which is a three-layer sandwich panel. A series of three-point bending experiments are carried out for material samples. The optimality criterion takes into account both physical and economic features of the material. In the final scheme the outer layers are made of carbon and basalt fabrics, which are impregnated with resin, and a specific non-woven material is used as filler. The second step is the initial design. Dimensions are specified for design purposes. The third step is the optimization process. The finite element model of the frame is developed. The drone weight and the lift forces serve as applied loads. The optimization is implemented by removing material from unloaded areas of the structure. The Nelder–Mead (simplex) method with varying geometric parameters of the structure is used. As a result of the optimization process, the mass of the initial structure is reduced by 25.6 percent.

Financial support. This research was supported by the Program for improving the competitiveness of Tomsk State University (grant No. 8.2.31.2019).

Mikhail S. PAVLOV (Tomsk Polytechnic University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: mspavlov@tpu.ru

Aleksandr K. KARAVATSKIY (Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: raven@ftf.tsu.ru

Kirill V. KOSTYUSHIN (Supercomputer Center of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: kostushink@niipmm.tsu.ru

Kuat K. ISMAILOV (Supercomputer Center of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: mendikjan@gmail.com

Natal'ya O. KOSTYUSHINA (Supercomputer Center of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: bazhenovav@outlook.com

Sergey A. Orlov (Supercomputer Center of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: orlov@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. Negrello F., Silvestri P., Lucifredi A., Guerrero J.E., Bottaro A. (2014) Preliminary design of a mechanism for flapping flight-durability analysis and vibration modes. *Proceedings of the 11th International Conference on Condition Monitoring and Machinery Failure Prevention Technologies*. pp. 1–11.
2. Coulombe C., Gamache J., Mohebbi A., Chouinard U., Achiche S. (2017) Applying robust design methodology to a quadrotor drone. *Proceedings of the 21st International Conference on Engineering Design*. 4. pp. 395–404.
3. Henderson L., Kuester F. (2018) Adaptive design and optimization of a shape-changing drone. *2018 IEEE Aerospace Conference*. DOI: 10.1109/AERO.2018.8396446.
4. Siller U., Kröger G., Moser T., Hediger S. (2014) Towards a highly efficient small scale turboshaft engine: Part II – Aero-mechanical turbine design and optimization. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2B. DOI: 10.1115/GT2014-26320.
5. Nelder J.A., Mead. R. (1965) A simplex method for function minimization. *The Computer Journal*. 7(4). pp. 308–313. DOI: 10.1093/COMJNL/7.4.308.

Received: December 29, 2020