

УДК 629.7.014-519.02:004.925.83

А. О. ЗАКРЕВСЬКИЙ, Я. С. КОЗЕЙ, В. В. СУХОВ

*Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Україна***ФОРМУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ МЕТОДОМ 3Д ДРУКУ**

Предметом вивчення в статті є принципи формування конструктивно-силової схеми планера безпілотної літальної апарату та можливості використання адитивних технологій при його створенні. **Метою** є формування конструктивно-силової схеми планера безпілотної літальної апарату мінімальної маси з забезпеченням необхідних параметрів міцності та дослідження можливості 3D – друку отриманої конструкції. **Завдання:** на основі результатів проведення топологічної оптимізації у пакеті Siemens PLMNX та Solid Works 2018; обрати конструктивно-силову схему фюзеляжу та крила; після проведення оптимізації, створити тривимірну збірку планеру, виконати виготовлення необхідних агрегатів та деталей на 3Д принтері. Отримано такі **результати**. Проведено топологічну оптимізацію конструкції крила та фюзеляжу безпілотної літальної апарату з використанням пакету Siemens PLMNX та Solid Works 2018. В обраних САМ/CAD/CAE системах найкраще реалізований аналіз топологічної оптимізації з точки зору швидкості, якості та обробки результатів ТО. Отримано оптимальну по масі конструктивно-силову схему фюзеляжу, крила та створено тривимірну збірку планеру. Досліджено можливості 3D-друку отриманої конструкції. За допомогою 3Д принтера виготовлено основні агрегати планера безпілотної літальної апарату. Застосування можливостей 3Д принтеру разом з топологічною оптимізацією дає змогу створенню нестандартних конструкцій. При проектуванні тонкостінних деталей для 3D-друку потрібно враховувати такий фактор як недостатню адгезію шарів. Задля уникнення деламінації потрібно усилювати деталь, у випадку з крилом – додати стрингерів чи лонжеронів. Топологічна оптимізація дозволяє раціонально використовувати матеріал та значно полегшити всю конструкцію. **Висновки.** Доведено, що застосування можливостей 3Д принтеру разом з топологічною оптимізацією дає змогу отримати планер безпілотної літальної апарату мінімальної маси.

Ключові слова: формування конструктивно-силової схеми, топологічна оптимізація, адитивне виробництво, 3Д принтер, виготовлення безпілотної літальної апарату.

Введення

Розвиток авіаційної техніки, поява нових матеріалів та технологій виготовлення деталей дає можливість створення надлегких конструкцій використовуючи адитивне виробництво (тривимірний друк). Тривимірний друк є альтернативою класичним методам виготовлення, таким як фрезерування, лиття, штамповка та інші. Установлено, що ця технологія дозволяє знайти більшість помилок в дизайні конструкції, які можуть бути виправлені на ранніх стадіях виробництва [1, 2]. Корегування дизайну не вимагає переналаштування виробництва – достатньо лише змінити цифрову модель.

Тривимірний друк являє собою один з найперспективніших напрямків розвитку виробництва. 3Д принтер – це пристрій який створює об'ємний предмет на основі віртуальної просторової моделі. В основі технології 3Д друку лежить принцип пошарового створення твердого виробу.

Авіабудівна компанія Airbus презентувала

першою у світі літак Thor, створений за допомогою технології 3D– друку. Це безпілотний літальний апарат масою 21кг, довжиною 4м та розмахом 4м. Всі частини планеру літака виготовлені з використанням технології 3D – друку з матеріалу поліамід. Планер Thor складається з 50 окремих частин, кожна виготовлена на тривимірному принтері. Використання лазерного принтеру дозволяє «нарощувати» деталі не тільки з поліаміду, але і зі сталі та навіть титану.

Для максимальної ефективності використання адитивних технологій (АТ) необхідно при проектуванні деталей виходити за рамки наявного у конструкторів досвіду та підходів до проектування. Застосування різних методів оптимізації конструктивних параметрів деталей, особливо топологічної оптимізації, дозволяє сформувати майстер геометрію деталі з найкращим відношенням жорсткості та міцності по відношенню до маси [3-5].

Топологічна оптимізація (ТО) є видом оптимізації форми конструкції. Мета топологічної оптимі-

зації полягає у визначенні раціонального розподілу матеріалу для досліджуваного об'єкта або конструкції так, щоб цільова функція (наприклад, загальна жорсткість або власна частота) мали максимальне або мінімальне значення при наявності існуючих обмежень (таких, наприклад, як зменшення об'єму) [6, 7]. На відміну від традиційної оптимізації, ТО не вимагає введення параметрів оптимізації (тобто незалежних змінних, що піддаються оптимізації) в явному вигляді. В ТО параметром оптимізації є функція розподілу матеріалу за обсягом конструкції. ТО передбачає, що матеріал конструкції, яка піддається оптимізації, є пористим. При цьому вирішується завдання оптимізації щодо ступеня пористості. Область конструкції при цьому визначається як простір, всередині якого повинна поміститися оптимізована конструкція. Область ділиться на осередки, до яких прикладаються діючі на конструкцію навантаження. За цільову функцію в даному випадку приймається середня податливість, одержуваної в результаті оптимізації структури, а обмеженнями виступають максимальний об'єм або вага.

У топологічній оптимізації використовується метод кінцевих елементів з використанням нелінійних методів програмування (наприклад: метод рухомих асимптот) для оцінки ефективності конструкції.

Метод топологічної оптимізації раціонально використовувати на початкових етапах проектування конструкцій, з метою вибору раціональної структури конструкції, що проектується.

В даній роботі використовувався метод усунення твердого ізотропного тіла (SIMP-метод – Solid Isotropic Material Penalization). Алгоритм цього методу представлений на рис. 1.

Даний метод заснований на використанні проміжної щільності:

$$\rho_i = \rho_0 x_i^p, i = 1, \dots, n, \quad (1)$$

де ρ_i – фіктивна щільність кінцевого елемента,

ρ_0 – щільність вихідного матеріалу,

$x_i \in [0; 1]$ – конструктивна змінна,

n – кількість кінцевих елементів, які входять в проектну область.

Модуль пружності матеріалу в елементі пов'язаний статичним законом:

$$E_i = E_0 x_i^p, \quad (2)$$

де E_i – фіктивний модуль пружності кінцевого елемента,

E_0 – модуль пружності вихідного матеріалу,

$p > 1$ – фактор штрафу (пеналізації).

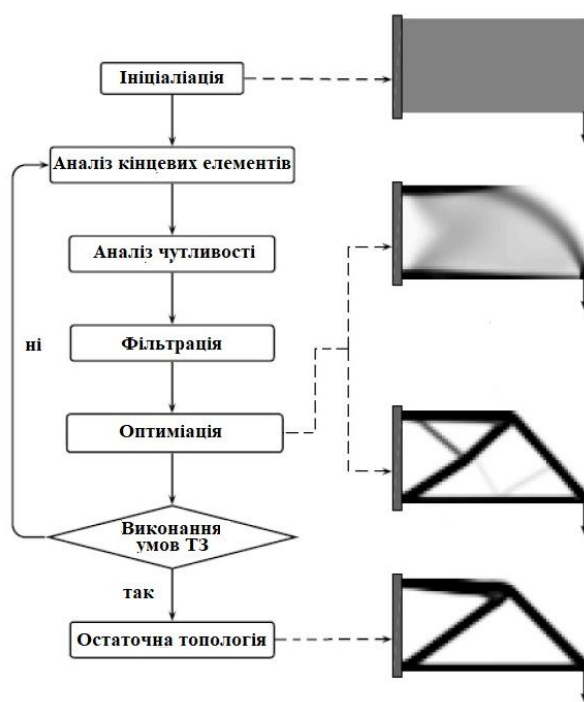


Рис. 1. Алгоритм SIMP-методу

У цьому завданні цільовою функцією є маса. Мінімізацію маси математично можна записати так:

$$\begin{aligned} \text{Min } f(x) &= f(x_1, x_2, \dots, x_n); \\ f(x) &= M(x) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i, \end{aligned} \quad (3)$$

де V_i – об'єм кінцевого елемента.

Ціллю даної роботи являється формування конструктивно-силової схеми планера безпілотної літального апарату мінімальної маси з забезпеченням необхідних параметрів міцності та дослідження можливості 3D – друку отриманої конструкції.

Постановка задачі

На основі результатів проведення топологічної оптимізації у пакеті Siemens PLMNX та Solid Works 2018, обрати конструктивно-силову схему фюзеляжу та крила. В обраних CAM/CAD/CAE системах найкраще реалізований аналіз топологічної оптимізації з точки зору швидкості, якості та обробки результатів ТО. Після проведення оптимізації, створити тривимірну збірку планера, виконати виготовлення необхідних агрегатів та деталей на 3D принтері.

Процес створення авіаційних конструкцій методом 3D друку

3D друк відкриває нові можливості у світі без-

пілотної авіації. Але разом з цим потрібно врахувати деякі особливості, при застосуванні даної технології:

- 1) мінімізувати нависаючі елементи;
- 2) проектувати деталі так, щоб сила була прикладена поперек швів (шарів);
- 3) проектувати деталі зважаючи на розмір робочої зони 3д принтеру;
- 4) мінімізувати тонкостінні деталі в наслідок можливого розшарування шарів, або використовувати додаткові силові елементи (стрингери, лонжерони, нервюри).

З урахуванням цих факторів була побудована ескізна модель майбутнього безпілотної літального апарату (БПЛА) (рис. 2). Так як 3Д принтер, на якому буде здійснюватися 3Д друк, має робочу висоту лише 145 мм, то було вирішено розбити всі елементи планеру літака на частини, висота яких не буде перевищувати 145 мм.

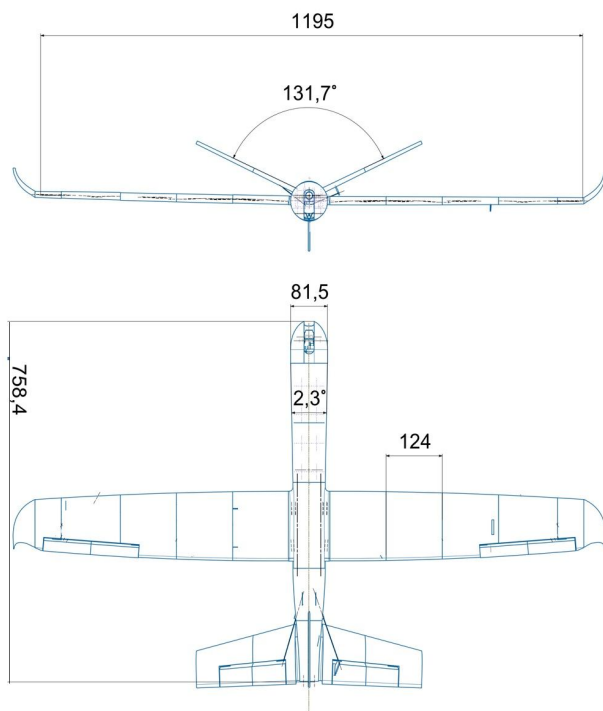


Рис. 2. Ескіз БПЛА

Топологічна оптимізація конструкцій є концептуальним інструментом проектування й удосконалення конструкцій, який потребує постобробки й детального аналізу отриманих результатів.

Топологічну оптимізацію можна умовно розбити на 3 етапи:

- 1) у програмі тривимірного моделювання створюється модель;
- 2) проводиться закріплення моделі та прикладаються навантаження в залежності від поставленої

задачі;

3) програма аналізує деталь та автоматично змінює геометрію, тим самим оптимізуючи масові характеристики деталі.

На першому етапі створюється тривимірна модель крила (рис. 3). Моделювання проводиться у пакеті SIEMENS NX 11.

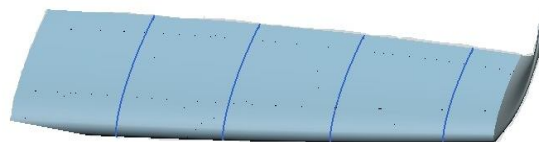


Рис. 3. Майстер геометрія консолі крила

Після розділення консолі крила на секції, необхідно продовжити роботу с секцією крила (в даному прикладі – кореневою секцією).

Вихідна 3Д модель повнотілої секції консолі крила представлена на рис. 4 та розділяється на 2 області:

Область 1 (обшивка) – визначає зовнішній контур крила. Не оптимізується. Має товщину 0,6 мм й обумовлена мінімально можливою товщиною яку здатен роздрукувати наявний 3Д принтер.

Область 2 (тіло) – знаходиться в межах цієї обшивки. Оптимізується.

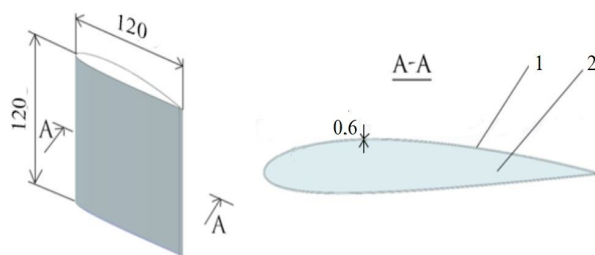


Рис. 4. Вихідна тривимірна модель консолі крила:
1 – обшивка; 2 – тіло

Наступним кроком слідує знаходження значень навантажень, що діють на крило.

Величина розподіленого навантаження визначається за формулою:

$$q = \frac{n_e (G_{зл} - G_{кр})}{l_{кр}}, \quad (4)$$

де n_e – експлуатаційне перевантаження,

$G_{зл}$ – злітна вага,

$G_{кр}$ – маса крила,

$l_{кр}$ – розмах крила.

В нашому випадку:

$n_e - 2,5$;

$G_{зл} - 1,4$ кг;

$G_{кр} - 600$ г;

$l_{кр} - 1,2$ м.

З проведеного розрахунку маємо, що величина розподіленого навантаження $q = 1,67$.

Розділивши крило на 5 перерізів знаходимо згинальний момент та силу. Результати приведені у таблиці 1.

Таблиця 1

Значення згинальних моментів та сил
у перерізах крила

Характеристика	№ перерізу				
	1	2	3	4	5
l , м	0,124	0,248	0,372	0,5	0,56
Q , кг	0,207	0,414	0,621	0,83	0,935
M , кг*м	0,012	0,051	0,115	0,20	0,261
F , Н	1,035	2,070	3,106	4,17	4,676

Аналізуючи дані таблиці 1, можна зробити висновок, що сила, яка діє на крило у останньому перерізі, дорівнює $4,676 \approx 5$ Н. Тому при топологічній оптимізації була задана сила у 5 Н.

Топологічна оптимізація вихідної моделі виконується в декілька ітерацій при прикладенні сили в 1 Н по контуру на кінці кореневої консолі. Основними умовами ТО є найкраще співвідношення маси до жорсткості. Також необхідно задати абсолютне чи відносне значення очікуваної маси деталі. В розрахунку було задано зменшення маси на 70 %, кінцевий результат: 0,066 кг. Модель після проведення ТО зображена на рис. 5. Проводимо ТО з кожною консоллю крила.



Рис. 5. Модель після проведення ТО

Графіки залежності маси та жорсткості від кількості ітерацій зображено на рис. 6, 7.

Отримане твердотільне тіло потребує візуального аналізу задля створення нової майстер-геометрії крила на основі отриманих даних. Консоль крила розрізається площиною xOz приблизно на

половині товщини кореневої хорди. Після чого досліджується отримана аналізом конструктивно-силова схема (рис. 8) та на її основі створюється остаточна тривимірна модель.

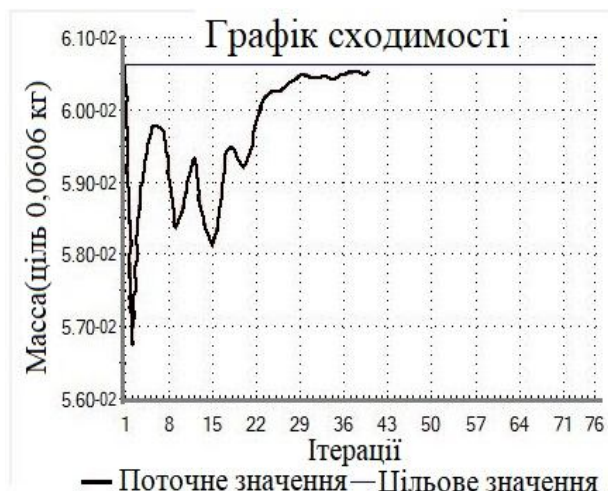


Рис. 6. Залежність маси від кількості ітерацій

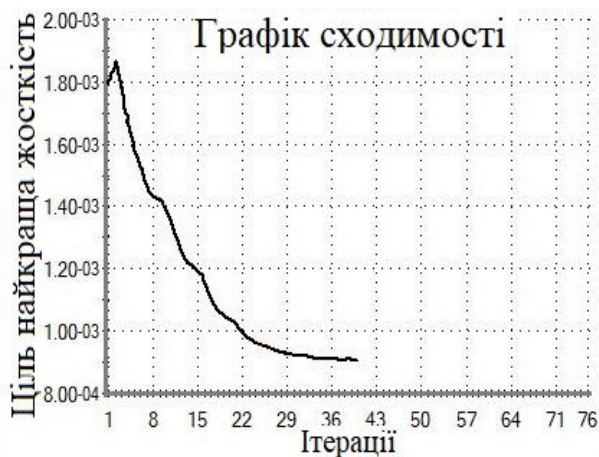


Рис. 7. Залежність жорсткості від кількості ітерацій

При проектуванні тонкостінних деталей для 3д друку, потрібно враховувати такий фактор, як недостатню адгезію шарів. Задля уникнення деламінації потрібно усилювати деталь, у випадку з крилом – додати стрингерів чи лонжеронів. Телескопічне кріплення з кріпленням типу вухо вилка забезпечить максимальну міцність крила. Остаточна модель крила зображена на рис. 9. Прогнозована вага виробу – 0,026 кг.

Аналогічні маніпуляції проводимо з фюзеляжем, а саме з секцією фюзеляжу, де буде відбуватися кріплення крила до фюзеляжу. Результат проектування зображено на рис. 10.

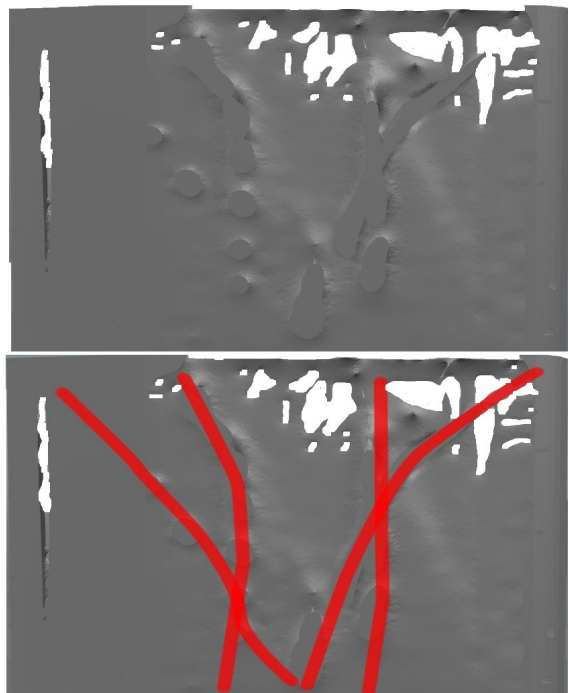


Рис. 8. Модель частини крила у розрізі

З рис. 11, максимальне напруження знаходиться в межах 29 МПа, що є допустимим для даного матеріалу (пластику ABS, у якого межа міцності 42 МПа).

Після проведення ТО всіх секцій будується остаточна тривимірна модель та за допомогою серединних поверхонь проводиться остаточний силовий аналіз (рис. 11).

Після проведення необхідних розрахунків, розробляється кінцевий варіант консолі крила з усіма стиковими вузлами (рис. 12). Остаточну збірку БПЛА зображено на рис. 13.

Останнім етапом виготовлення БПЛА є тривимірний друк. Технологія 3Д-друку являє собою доб-

ре спланований і підготовлений процес перетворення віртуальних моделей в фізичні об'єкти. Процес 3Д-друку складається з етапів, перерахованих на рис. 14.

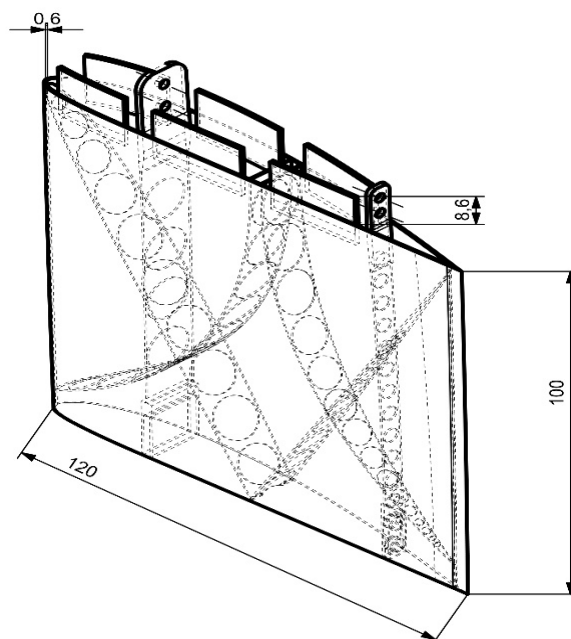


Рис. 9. Остаточна майстер-геометрія крила

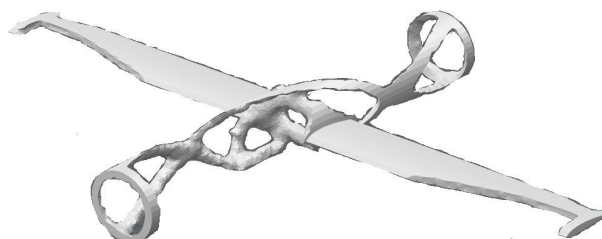


Рис. 10. Модель фюзеляжу після проведення ТО

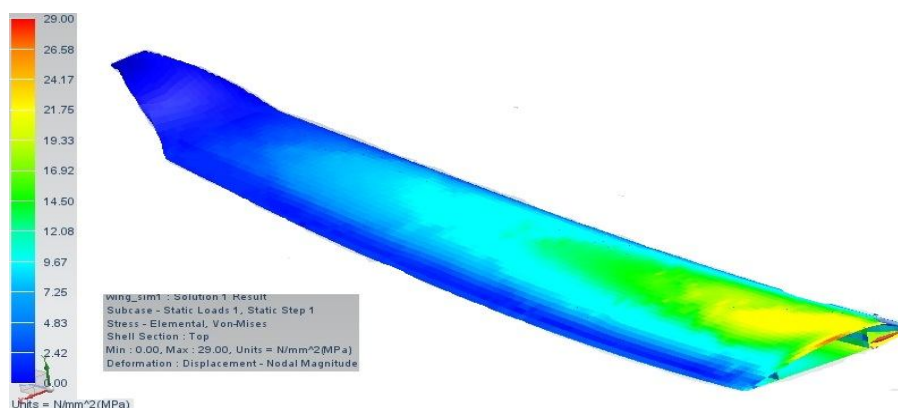


Рис. 11. Напружено-деформований стан консолі крила

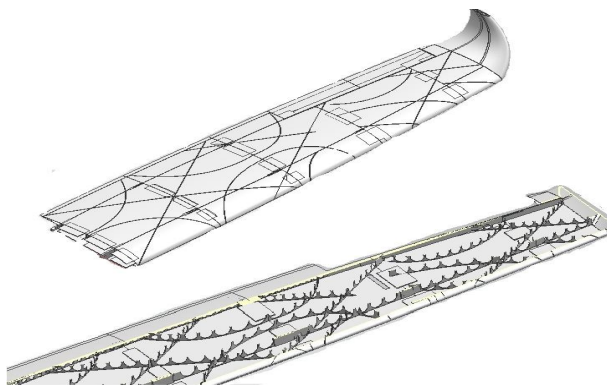


Рис. 12. Остаточна модель консолі крила

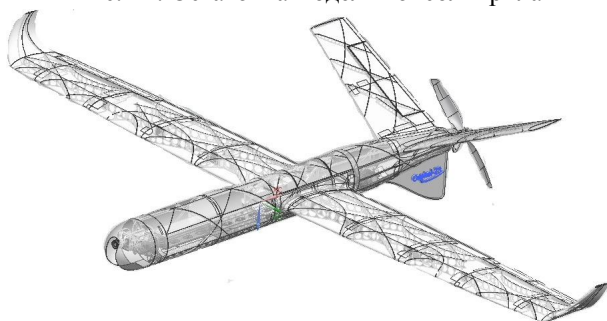


Рис. 13. Остаточна збірка БПЛА

Найголовнішим етапом є моделювання виробу для подальшого друку. Модель повинна мати ряд особливостей. Найголовнішою є мінімізація нависаючих елементів моделі та підгін розмірів моделі під габарити робочої області 3Д принтеру.

Першочергово створюється майстер-геометрія деталі (див. рис. 11). Наступною задачею є визначення орієнтації деталі при 3Д друку і мінімізація нависаючих елементів. Це можна зробити шляхом заокруглення гострих кромek на стиках.

При проектуванні моделей необхідно враховувати, яким матеріалом буде друкуватися модель. В залежності від матеріалу, необхідно моделювати об'єкти таким чином, щоб нависаючі елементи були в діапазоні 45-90 градусів. Якщо матеріал АБС, то без додаткових підтримуючих елементів можливо роздрукувати нависаючі елементи під кутом від 50 градусів. Якщо матеріал КОПЕТ або ПЛА, то цей кут зростає до 70 градусів.

G-код є загальною назвою для найбільш широко використовуваної мови програмування з числовим програмним керуванням, яка має багато варіантів реалізацій. Використовується в основному в об-

ласті автоматизації і є частиною автоматизованого проектування.

В загальному, G-код – це мова, якою люди взаємодіють з комп'ютеризованими верстатами (3Д принтерами). Робота 3Д принтера визначається інструкціями про те, де виконати перехід (повернути або виконати дію), як швидко рухатися і якою траєкторією переміщуватися.

Після друкування деталі необхідно видалити підтримуючі елементи, якщо такі є, та провести аналіз деталі на наявність похибок при друку (нависаючі елементи, павутиння, які утворюються у наслідок витікання пластику з сопла під час холостого руху екструдера та інші) [8, 9].

Нижче розглянуто процес створення хвостової секції фюзеляжу (рис. 15, 16).

Після стиковки всіх секцій отримуємо фінальний результат, зображений на рис. 17.

Висновок

Застосування можливостей 3Д принтеру разом з топологічною оптимізацією дає змогу створенню нестандартних конструкцій. Топологічна оптимізація дозволяє раціонально використовувати матеріал та значно полегшити всю конструкцію.

Проведена топологічна оптимізація конструкції крила та фюзеляжу безпілотного літального апарату з використанням пакету Siemens PLMNX та Solid Works 2018. В результаті отримано оптимальну по масі конструктивно-силову схему фюзеляжу, крила та створено тривимірну збірку планера. За допомогою 3Д принтера виготовлено основні агрегати планера безпілотного літального апарату.

Доведено, що застосування можливостей 3Д принтеру разом з топологічною оптимізацією дає змогу отримати планер безпілотного літального апарату мінімальної маси.

Література

1. Густодым, Р. В. Метод интегрированного конструирования и моделирования деталей авиационной техники с помощью системы Siemens NX [Электронный ресурс] / Р. В. Густодым, А. Г. Гребеников. – Режим доступа: <http://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2013/OIKIT59/p42-51.Pdf>. – 27.03.2018.

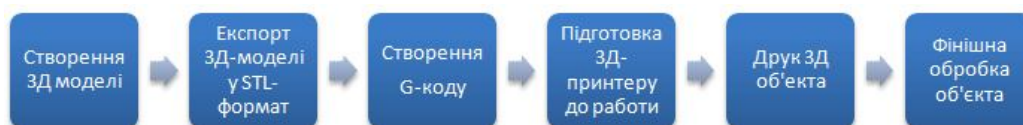


Рис. 14. Етапи 3Д друку

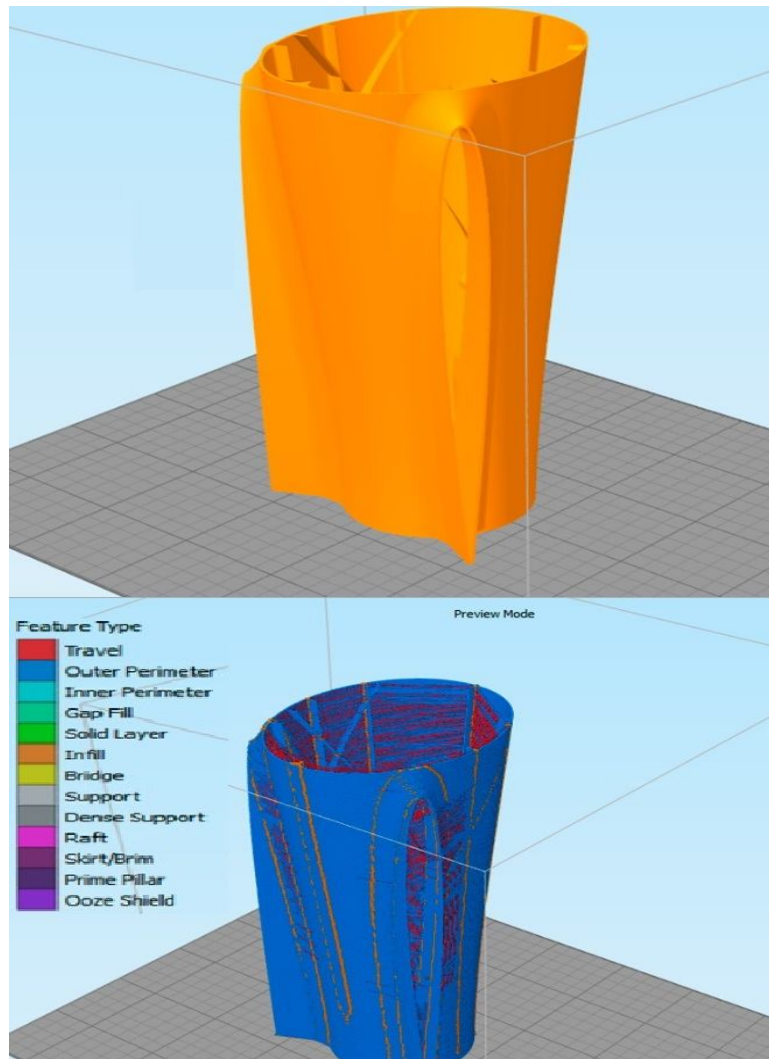


Рис. 15. 3Д модель секції та G-код



Рис. 16. Друк хвостової секції фюзеляжу

2. Fleury, C. A. *Unified Approach to Structural Weight Minimization* [Text] / C. A. Fleury // *Comp. methods in applied mechanics and engineering*. – 1978. – № 20. – P. 17-38

3. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на основе МКЭ. САПР [Текст] /

В. А. Комаров и др. – Куйбышев, 1984. – Деп. в ВИНТИ 6.06.84, № 3709-174.

4. Jikai, Liu. *A survey of manufacturing oriented topology optimization methods* [Text] / Liu Jikai, Ma. Yongsheng // *Advances in Engineering Softwar.* – August 2016. – P. 161-175.

5. Deaton, J. D. *A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000* [Text] / J. D. Deaton, R. V. Grandhi // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – January 2014. – Vol. 49, iss. 1. – P. 1-38.

6. Ponginan, R. *Practical aspects of structural optimization. A Study Guide* [Text] / R. Ponginan. – 2nd ed. – E-book, Altair Univ., 2015.

7. Зенкевич, О. К. *Метод конечных элементов в технике.* [Текст] : монография / О. К. Зенкевич. – М. : Мир, 1975. – 543 с.

8. Гайдачук, В. Е. *Теоретические основы технологической подготовки производства авиаконструкций из композиционных материалов* [Текст] : дис. д-ра техн. наук : 05.07.04 / Виталий Евгеньевич Гайдачук. – Х. : ХАИ. – 1979. – 438 с.



Злітна маса	1,4кг
Маса планеру (без електроніки)	0,7кг
Довжина	0,82м
Розмах крила	1,3м
Швидкість польоту	30-40км/год
Маса корисного навантаження	0,1кг
Двигун електричний	тяга 0,9кг
Аеродинамічна якість	18
Висота польоту	До 200м
Дальність польоту	До 10км

Рис. 17. Роздрукований БПЛА

9. Горбунов, М. Н. Основы технологии производства самолетов [Текст] / М. Н. Горбунов. – М. : Машиностроение, 1976. – 260 с.

References

1. Gustodym, R. V., Grebenikov, A. G. *Metod integrirovannogo konstruirovaniya i modelirovaniya detalej aviacionnoj tehniki s pomoshh'ju sistemy Siemens NX*. [The method of integrated design and modeling of aircraft components using the Siemens NX system]. Available at: <http://www.khai.edu/csp/>

nauchportal/Arhiv/OIKIT/2013/OIKI/OIKIT59/p42-51.pdf (accessed 27.03.2018) (In Russian).

2. Fleury, C. A. Unified Approach to Structural Weight Minimization. *Comp. methods in applied mechanics and engineering*, 1978, no. 20, pp. 17-38.

3. Komarov, V. A. *Avtomatizacija proektirovaniya aviacionnyh-konstrukcij na osnove MKJe. SAPR* [Automation of the design of aviation structures on the basis of FEM. CAD]. Kujbyshev, Dep. v VINITI, Publ., 2007. 174 p.

4. Jikai, Liu., Yongsheng, Ma. A survey of manufacturing oriented topology optimization methods. *Advances in Engineering Softwar*, August 2016, pp. 161-175.

5. Deaton, J. D. & Grandhi, R. V. A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, January 2014, vol. 49, iss. 1, pp. 1-38.

6. Ponginan, R. *Practical aspects of structural optimization. A Study Guide*. 2nd ed. E-book. Altair Univ., 2015.

7. Zenkevich, O. K. *Metod konechnyh jelementov v tehnike* [The finite element method in engineering] Moscow, Mir Publ., 1975. 543 p.

8. Gajdachuk, V. E. *Teoreticheskie osnovy tehnologicheskoy podgotovki proizvodstva aviakonstrukcij iz kompozicionnyh materialov*. Diss. dokt. tekhn. nauk [Theoretical basis of technological preparation of manufacture of composite materials aviakonstruktsy. Dr. eng. sci. diss.]. Kharkov, Kharkov Aviation Institute Publ., 1979. 438 p.

9. Gorbunov, M. N. *Osnovy tekhnologii proizvodstva samoletov* [Fundamentals of aircraft manufacturing technology]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1976. 260 p.

Поступила в редакцию 28.03.2018, рассмотрена на редколлегии 19.06.2018

ФОРМИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ МЕТОДОМ 3Д ПЕЧАТИ

А. О. Закревский, Я. С. Козей, В. В. Сухов

Предметом изучения в статье являются принципы формирования конструктивно-силовой схемы планера беспилотного летательного аппарата и возможности использования аддитивных технологий при его создании. **Целью** является формирование конструктивно-силовой схемы планера беспилотного летательного аппарата минимальной массы с обеспечением необходимых параметров прочности и исследования возможности 3D-печати полученной конструкции. **Задачи:** на основе результатов проведения топологической оптимизации в пакете Siemens PLMNX и Solid Works 2018; выбрать конструктивно-силовую схему фюзеляжа и крыла; после проведения оптимизации создать трехмерную сборку планера; выполнить изготовление необходимых агрегатов и деталей на 3Д принтере. Получены следующие **результаты**. Проведена топологическая оптимизации конструкции крыла и фюзеляжа беспилотного летательного аппарата с использованием пакета Siemens PLMNX и Solid Works 2018. В избранных САМ/САД/САЕ системах лучше реализован анализ топологической оптимизации с точки зрения скорости, качества и обработки результатов ТО. Получена оптимальная по массе конструктивно-силовая схема фюзеляжа, крыла и создана трёхмерная сборка планера. Исследована возможность 3D-печати полученной конструкции. С помощью 3Д принтера изготовлены основные агрегаты планера беспилотного летательного

аппарата. Применение возможностей 3Д принтера вместе с топологической оптимизацией позволяет создание нестандартных конструкций. При проектировании тонкостенных деталей для 3д печати, нужно учитывать такой фактор как недостаточная адгезия слоёв. Во избежание деламинации нужно усиливать деталь, в случае с крылом – добавить стрингеры или лонжероны. Топологическая оптимизация позволяет рационально использовать материал и значительно облегчить всю конструкцию. **Выводы.** Доказано, что применение возможностей 3Д принтера вместе с топологической оптимизацией позволяет получить планер беспилотного летательного аппарата минимальной массы.

Ключевые слова: формирование конструктивно-силовой схемы, топологическая оптимизация, аддитивное производство, 3Д-принтер, изготовление беспилотного летательного аппарата.

FORMATION OF AIRCRAFT STRUCTURES BY 3D PRINTING

A. O. Zakrevsky, Y. S. Kozei, V. V. Sukhov

The **subject** of the study in the article is the principles of the formation of a constructive-power scheme for the glider of an unmanned aerial vehicle and the possibility of using additive technologies for its creation. The **goal** is the formation of a structural and power scheme for the glider of an unmanned aerial vehicle of minimum mass, providing the necessary strength parameters and investigating the possibility of 3D printing of the resulting structure. The **tasks** to be solved are: based on the results of topological optimization in the package of Siemens PLMNX and Solid Works 2018; to choose the constructive-power scheme of the fuselage and the wing; after carrying out optimization, create a three-dimensional assembly of the airframe; perform the manufacture of the necessary aggregates and parts on a 3D printer. The following **results** are obtained. Topological optimization of the design of the wing and fuselage of an unmanned aerial vehicle using the Siemens PLMNX package and Solid Works 2018 was carried out. In selected CAM/CAD/CAE systems, topological optimization analysis was carried out in terms of speed, quality and processing of the TO results. The optimal design of the fuselage's fuselage structure and wings was developed, and a three-dimensional airframe assembly was created. The possibility of 3D printing of the received structure is investigated. With the help of 3D printer, the basic units of the glider of the unmanned aircraft are made. Using the capabilities of 3D printer along with topological optimization allows creating non-standard designs. When designing thin-walled parts for 3D printing, it is necessary to take into account such factors as insufficient adhesion of the layers. To avoid delamination, it is necessary to strengthen the part, in the case of the wing - add stringer or spar. Topological optimization allows rational use of the material and greatly facilitates the entire structure. **Conclusions.** It is reported that the use of 3D printer capabilities, together with topological optimization, makes it possible to obtain a glider of an unmanned aerial vehicle of minimum mass.

Keywords: formation of constructive-power scheme, topological optimization, additive production, 3D printer, production of unmanned aerial vehicle.

Закревський Андрій Олегович – студент кафедри приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail: andrew.zakrevskiy@gmail.com.

Козей Ярослав Сергійович – аспірант каф. приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail: kozeiyaroslav@gmail.com.

Сухов Віталій Вікторович – д-р техн. наук, проф. каф. приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail: sukhovkpi@gmail.com.

Zakrevsky Andriy Olegovich – student of the Department of Instrumentation and Control Systems of the aircraft, National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky", Kyiv, Ukraine, e-mail: andrew.zakrevskiy@gmail.com.

Kozei Yaroslav Sergeevich – PhD student of the Department of Instrumentation and Control Systems of Aircrafts, National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky", Kyiv, Ukraine, e-mail: kozeiyaroslav@gmail.com.

Sukhov Vitaly Viktorovich – Doctor of Technical Sciences, Professor of the Department of Instrumentation and Control Systems of Aircrafts, National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky", Kiev, Ukraine, e-mail: sukhovkpi@gmail.com.