

doi: 10.32620/oikit.2022.95.01

УДК 629.7.014-519:004

О. Г. Гребеніков, О. С. Калоша

Метод створення навчального БПЛА літакового типу за допомогою 3D-друку

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Запропоновано концепцію спеціалізованого навчального безпілотного літального апарату (БПЛА) літакового типу для операторів безпілотних літальних апаратів. Висвітлено навчальні можливості відносно різних напрямів підготовки операторів. Розроблено метод виготовлення навчального БПЛА літакового типу з урахуванням аеродинамічних та вагових характеристик. В основі розробленого методу використовується отримання деталей літака за допомогою 3D-принтера, що модифіковано з урахуванням вимог малорозмірних апаратів літакового типу. Така методика включає також процес вибору найвигіднішого поєднання матеріалів для створення літака невеликого розміру. Наведено таблиці, з вихідними даними існуючих БПЛА.

Запропоновано льотно-технічні характеристики, аеродинамічні схеми і тип двигуна, які найбільш раціонально підходять для безпілотних літальних апаратів відповідно до такого класу. На основі цих даних було побудовано модель-прототип, прийнято методику проектування БПЛА з урахуванням вибору параметрів силової установки. Наведено демонстраційний приклад вибору основних параметрів навчального БПЛА з урахуванням конкретних вимог. Подано отримані основні технічні характеристики БПЛА. На основі розрахункових даних розроблено тривимірну геометричну модель БПЛА та виготовлено льотний зразок. Проведено серію випробувальних польотів льотного зразка, тестували при складних погодних умовах, коли сила вітру дорівнює близько 12 м/с. Розглянуто шляхи використання описаного методу розроблення навчально-дослідних БПЛА, а також багато інших чинників, що впливають на 3D-друк без виявлення дефектів та проблем.

Ключові слова: навчальний БПЛА; літак; злітна маса; вибір параметрів; проектування; аеродинаміка; 3D-друк; льотний зразок; випробування.

Розвиток сучасних технологій та підвищення їх доступності обумовили розширення можливостей використання безпілотних літальних апаратів у різних сферах людської діяльності.

Впровадження БПЛА в галузі господарської діяльності спричинило появу нової професії – пілотів-операторів БПЛА. При цьому потреба в таких фахівцях настільки збільшилася, що в останні роки в Україні відкриваються цілі напрями підготовки пілотів-операторів на базі існуючих комерційних та державних навчальних закладів.

Слід зазначити, що масове навчання здобуття цієї професії потребує наявності істотної матеріальної бази в навчальних організаціях, що визначається переважно існуванням БПЛА різних типів, на яких набувають навичок безпосереднього керування та самостійного розроблення польотних завдань для автопілота під час виконання польоту в автоматичному режимі.

Практичне вивчення стадій життєвого циклу літального апарата підносить навчальний процес на якісно інший рівень: з'являється зв'язок отриманих теоретичних знань з практичною реальністю, відбувається матеріальне сприйняття законів природи, підвищується відповідальність за прийняття технічних рішень, починає накопичуватися професійний досвід практичної діяльності на промисловому підприємстві. Це допомагає майбутнім інженерам-

аеродинамікам вивчити механіку газу в теорії та на практиці: контрольно-вимірювальна апаратура на борту БПЛА дозволить отримувати характеристики динаміки польоту. Студенти-технологи зможуть власноруч виготовляти планер БПЛА, зображений на рис.1, освоюючи на практиці сучасні технології виробництва літакових конструкцій, а також 3D-друку. І, нарешті, пілоти-оператори застосовують літальний апарат для набуття початкових навичок пілотування та обслуговування апарата після проходження підготовки з використанням авіасимулятора.

Реалізація такого комплексного підходу під час підготовки майбутніх кадрів авіаційної промисловості в навчальному закладу є можливою із застосуванням на простих у технічному плані навчальних БПЛА з доступних недорогих матеріалів сучасного електронного обладнання малих габаритів та маси.

На сьогодні немає певних норм льотної придатності, які б регламентували вимоги до навчальних БПЛА, що враховуються під час проектування. Відомі методики проектування не орієнтовані на літальні апарати такої малої розмірності та надмалих швидкостей польоту. Водночас такий БПЛА належить до літальних апаратів, при проектуванні яких враховуються всі основні фізичні принципи, включаючи закони аеродинаміки, динаміки польоту, механіки твердих тіл тощо. На зміну послідовному підходу приходять методики комплексного, одночасного впливу ключових показників ефективності ЛА на його технічний вигляд загалом, в яких використовують математичні моделі з різних предметних дисциплін та методи багатодисциплінарної оптимізації з можливістю формалізації, алгоритмізації та автоматизації розрахунків.

Метою цієї роботи є вибір основних параметрів навчального БПЛА з одночасним врахуванням аеродинамічних, вагових та енергетичних характеристик, а також низки спеціальних вимог.

1. Вимоги до навчальних БПЛА літакового типу

Розглянемо вимоги до навчальних БПЛА. Такий апарат повинен мати властивість «прощати» помилки пілотування, які неминуче можуть виникнути під час навчання майбутніх пілотів. Таким чином, такий апарат (див. рис.1) повинен мати необхідний запас поздовжньої, шляхової та поперечної статичної стійкості, а також необхідні характеристики бічної стійкості в балансі з об'єктивними характеристиками.



Рис.1. Створений літаючий зразок

Значна тривалість польоту навчального апарата не є обов'язковою, цю обставину можна використовувати з метою зниження злітної маси та питомого

навантаження на крило.

За результатами збору та оброблення статистичних даних міні БПЛА літакового типу було сформовано табл. 1, в якій вказано назву, довжину, розмах крила, масу, максимальну швидкість, крейсерську швидкість, тривалість польоту, дальність польоту, максимальну висоту польоту. На рис. 2 зображено БПЛА, які були вибрані для отримання статистичних даних.

Таблиця 1

Статистичні дані БПЛА щодо льотних параметрів

Назва	Довжина, м	Розмах крила, м	Маса, кг	Максимальна швидкість, км/год	Крейсерська швидкість, км/год	Тривалість польоту, год	Дальність польоту, км	Тип двигуна	Максимальна висота, польоту, км
SMG220	1,2	2,2	3,5	90	50	1	70	Електро	4,1
KC2000	1,08	2	2	140	100	3	60	Електро	0,5
AL-4	1,4	2	4,2	100	55	1	90	Електро	3
LANCASTER-5	1,4	1,5	3,5	80	57	1	15	Електро	2,5

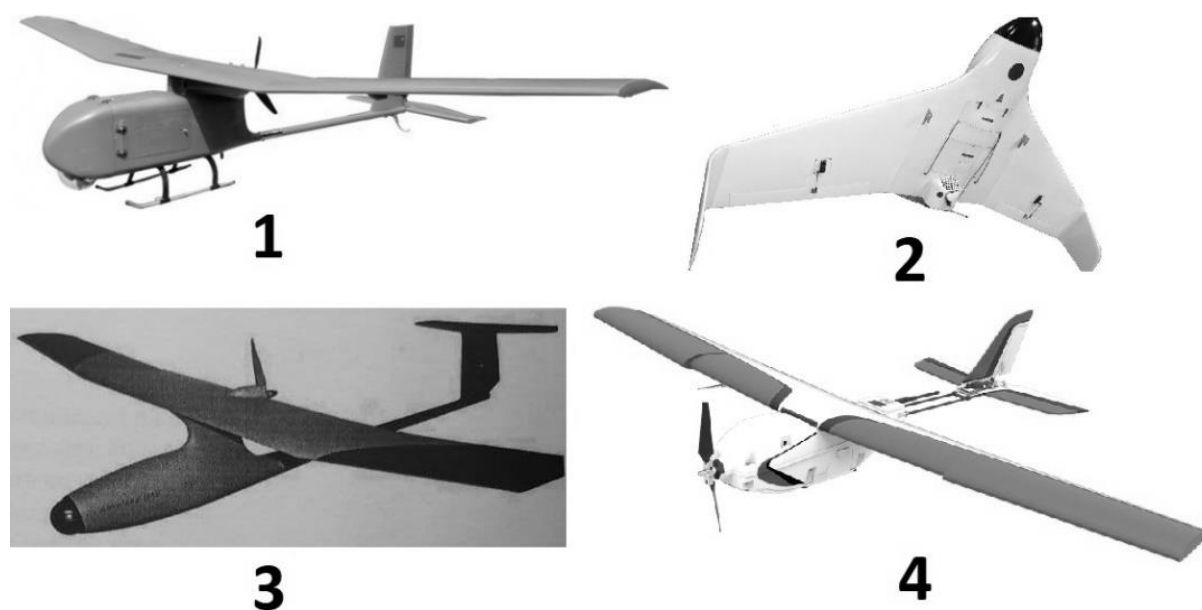


Рис.2. Загальний вигляд БПЛА:

1 – SMG-220, 2 – KC-2000, 3 – AL-4, 4 – LANCASTER-5

Для отримання найперших навичок пілотування слід вибрати найпростішої конструкції, який виготовляється з доступних та недорогих матеріалів без використання складного спеціалізованого обладнання, що полегшує та прискорювало процес виготовлення літака та його ремонт при можливих

поломках. З цих міркувань є доцільним оснащення БПЛА електричним двигуном. Для зручності транспортування, експлуатації, швидкого розгортання та складання слід виконувати літак найкомпактніших габаритів зі зручним членуванням конструкції.

2. Особливості вибору основних параметрів БПЛА на основі рівняння існування

Відомо, що врахування властивостей кожної функціональної частини ЛА потребує певних масових витрат під час виробництва ЛА.

Сукупність мас всіх частин літака визначає його злітну масу m_0 , що характеризує і свідчить про можливість польоту і є одним з основних параметрів у концептуальному проектуванні.

Обчислюють злітну масу за допомогою рівняння існування [2]:

$$m_0 = \sum_i m_i / \sum_i (1 - \bar{m}_k), \quad (1)$$

де індекс підсумовування i належить до заздалегідь відомих мас частин літака, що записують у чисельнику дробу,

індекс k – до відносних мас частин літака у знаменнику, величина абсолютної маси яких підлягає визначенню.

Використання рівняння існування (1) у класичній формі для малорозмірних літальних апаратів може бути незручним через те, що деякі маси мало залежать від розмірності такого БПЛА та його злітної маси. Крім того, одні категорії мас доцільно виділити в окремі доданки, інші – об'єднати в один. У такому разі вираз (1) доцільно переписати у такому вигляді [2]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{об.кер}} + m_{\text{об.авт.кер}} + m_{\text{ел.м}} + m_{\text{р}}}{1 - (\bar{m}_{\text{ак.б}} + \bar{m}_{\text{дв}} + \bar{m}_{\text{в.г}} + \bar{m}_{\text{к}})}, \quad (2)$$

де $m_{\text{об.кер}} = \nu m_{\text{с.п}} + m_{\text{р.п}} + m_{\text{р.о}}$ – маса обладнання керування може бути відома раніше,

$m_{\text{с.п}}$ – маса сервоприводу,

$m_{\text{р.п}}$ – маса приймача радіосигналу,

$m_{\text{р.о}}$ – маса регулятора обертів двигуна,

$m_{\text{ел.м}}$ – маса електромережі,

$m_{\text{р}}$ – резерв,

$m_{\text{об.авт.кер}}$ – маса обладнання автоматичного управління,

$m_{\text{ак.б}}$ – відносна маса акумуляторних батарей,

$m_{\text{дв}}$ – відносна маса двигуна силової установки,

$m_{\text{в.г}}$ – відносна маса повітряного гвинта, $m_{\text{к}}$ – відносна маса конструкції планера.

Відносна маса акумуляторів залежить від тривалості польоту [2]:

$$\bar{m}_{\text{ак.б}} = \frac{k_{\text{ак.б}} \gamma_{\text{ак.б}} N T}{\eta_{\text{дв}}}, \quad (3)$$

де $\gamma_{\text{ак.б}}$ – питома маса акумулятора, кг/Вт·год;

N – потрібна енергоозброєність літака, Вт/кг;

T – потрібний час польоту, год;

$\eta_{\text{дв}}$ – коефіцієнт корисної дії двигуна;

$k_{\text{ак.б}}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення маси акумулятора за рахунок маси корпусу, проводів та роз'ємів.

Відносна маса двигуна [2]:

$$\overline{m}_{\text{дв}} = k_{\text{дв}} \gamma_{\text{дв}} \overline{N}, \quad (4)$$

де $\gamma_{\text{дв}}$ – питома маса двигуна, кг/Вт;

$k_{\text{дв}}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення маси двигуна за рахунок системи кріплення, проводів та кріпильних елементів.

Потрібна енергоозброєність визначається із запасом на набір висоти за даним градієнтом [2]:

$$\overline{N} = \left[\frac{1}{K_{\text{наб}}} + tg\varnothing \right] \frac{Vg}{\eta_{\text{п.г}}} \quad (5)$$

де $K_{\text{наб}}$ – аеродинамічна якість у наборі висоти із заданим кутом нахилу траєкторії;

\varnothing – заданий кут нахилу траєкторії при набір висоти;

V – швидкість польоту, м/с;

g – прискорення вільного падіння;

$\eta_{\text{п.г}}$ – ККД повітряного гвинта.

Відносну масу повітряного гвинта визначають з розрахунку середньої маси одного метра лопаті, помноженої на діаметр гвинта та співвіднесеної до злітної маси літака [2]:

$$\overline{m}_{\text{п.г}} = \frac{k_{\text{п.г}} D_{\text{п.г}}}{m_0}, \quad (6)$$

де $D_{\text{п.г}}$ – діаметр повітряного гвинта, м;

$k_{\text{п.г}}$ – погоня маса повітряного гвинта, кг/м.

Маса конструкції планера навчального БПЛА, на відміну від більших пілотованих ЛА, через його малу розмірність і низьку інтенсивних навантажень в основних силових елементах часто визначається технологією виготовлення та експлуатаційними вимогами, а не силовою роботою її елементів. Таким чином, відносна маса конструкції переважно залежить від абсолютних розмірів БПЛА.

Маса силових елементів (лонжеронів, шпангоутів), що виготовляють із міцних матеріалів, визначають за умов жорсткості. Всі елементи конструкції, параметри яких вибрані з міркувань технології та жорсткості, підлягають перевірному розрахунку на міцність. У зв'язку із залежністю деяких мас окремих частин літака від злітної маси і, навпаки, її розраховують повторно до досягнення збігу мас.

3. Демонстрація літаючого прототипу

Згідно з вимогами до навчальних БПЛА прийнято такі концептуальні рішення: БПЛА літакового типу виконується за нормальною аеродинамічною схемою з одним електричним двигуном і гвинтом, що штовхає, трьохопорним шасі з носовою опорою. Крило (рис.3) обладнане механізацією задньої кромки у вигляді елерону. Профіль крила помірної товщини має опукло-плоску форму з метою спрощення виготовлення крила. Передбачено можливість польоту як у ручному, так і автоматичному режимах. Основний матеріал конструкції – PLA-пластик, алюміній в силових елементах, що працюють на розтягування-стиснення, і пінополістирол – в силових елементах, що працюють на зсув, і використовується також як заповнювач.

Головною метою виробництва навчальних БПЛА є максимальна економічна ефективність.

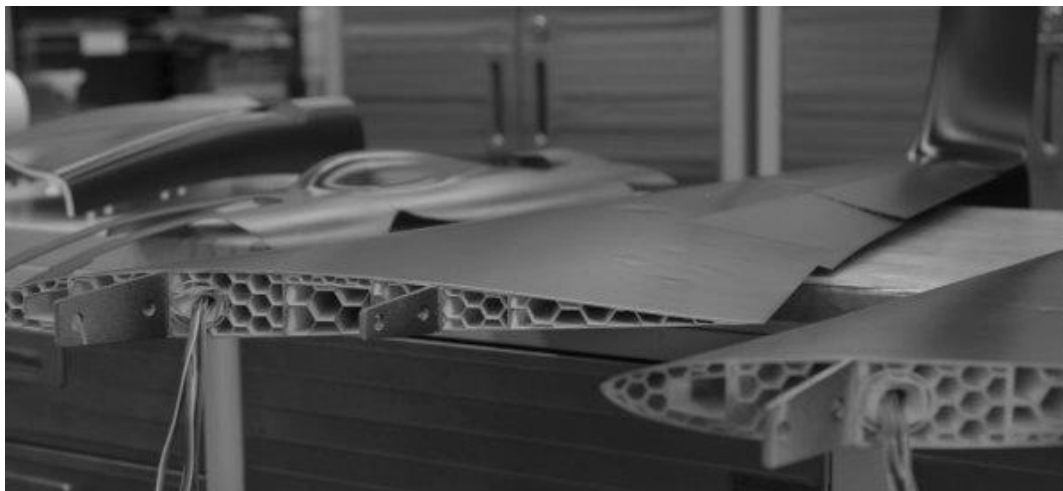


Рис. 3. Крило в розрізі

4. Оптимальні налаштування програми Cura для 3D-друку різних агрегатів БПЛА

3D-друк може суттєво допомогти цьому, відкриваючи нові межі для всіх видів проектування. Адже легкі БПЛА витрачають менше пального або електроенергії, що дає можливість знизити витрати на експлуатацію, а також зменшити негативний вплив на навколишнє середовище. Крім цього, з використанням лише точної кількості матеріалу, необхідного для виготовлення БПЛА, очікується зниження його вартості за рахунок усунення відходів та скорочення витрат на утилізацію.

Шляхом проб та помилок можна поступово відточити налаштувати Cura для 3D-друку PLA-пластиком. Нижче наведено рекомендації, які можуть бути корисними для застосування PLA-пластику на 3D-принтері та Cura для слайсингу та підготовки режимів 3D-друку. Розглянута розширена підтримка та налаштування заповнення, а також багато інших факторів, що впливають на 3D-друк без дефектів та проблем. Наступні налаштування призначені для Cura та протестовані на 3D. Були успішно використані ці налаштування на принтерах Anycubic mega zero. Умови навколишнього середовища та матеріалу у різних виробників значно впливають на ці налаштування.

5 Налаштування якості 3D-друку

Висота шару 3D-друку залежить від розміру сопла 3D-принтера, а також від якості. 3D-принтер із соплом що дорівнює 0,6 мм може забезпечити товщину шару до 0,4 мм, а деталь із висотою шару 0,1 мм займе вдвічі більше часу на виготовлення, ніж із соплом 0,2 мм, тому ці чинники важливо враховувати.

Стандартні налаштування якості 3D-друку (рис. 4) – висота шару 0,25 мм. Налаштування ретракту для PLA: Minimum Travel: 1.5mm Enable Combing: All Minimal Extrusion Before Retracting: 0.005 mm Z "Z Hop" при втягуванні встановлено на 0,1 мм, тому тонкі ділянки 3D-моделей будуть пошкоджені з меншою ймовірністю. На рис.5 – рис.8 показано приклади 3D-друку. У меню Quality у розділі Advanced section потрібно збільшити початкову ширину лінії до 115 %. Це допомагає покращити адгезію з робочою поверхнею столу без погіршення якості 3D-друку.

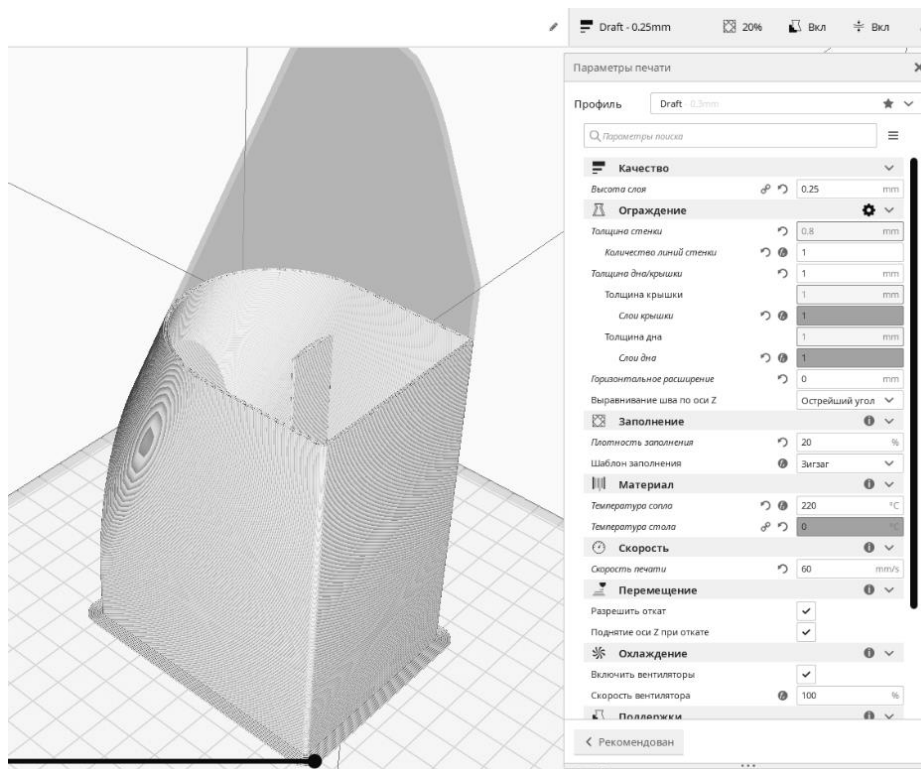


Рис.4 Скриншот налаштування якості 3D-друку



Рис.5 Правий вінглет



Рис.6 Фюзеляж на стадії збирання



Рис.7 Тест на міцність

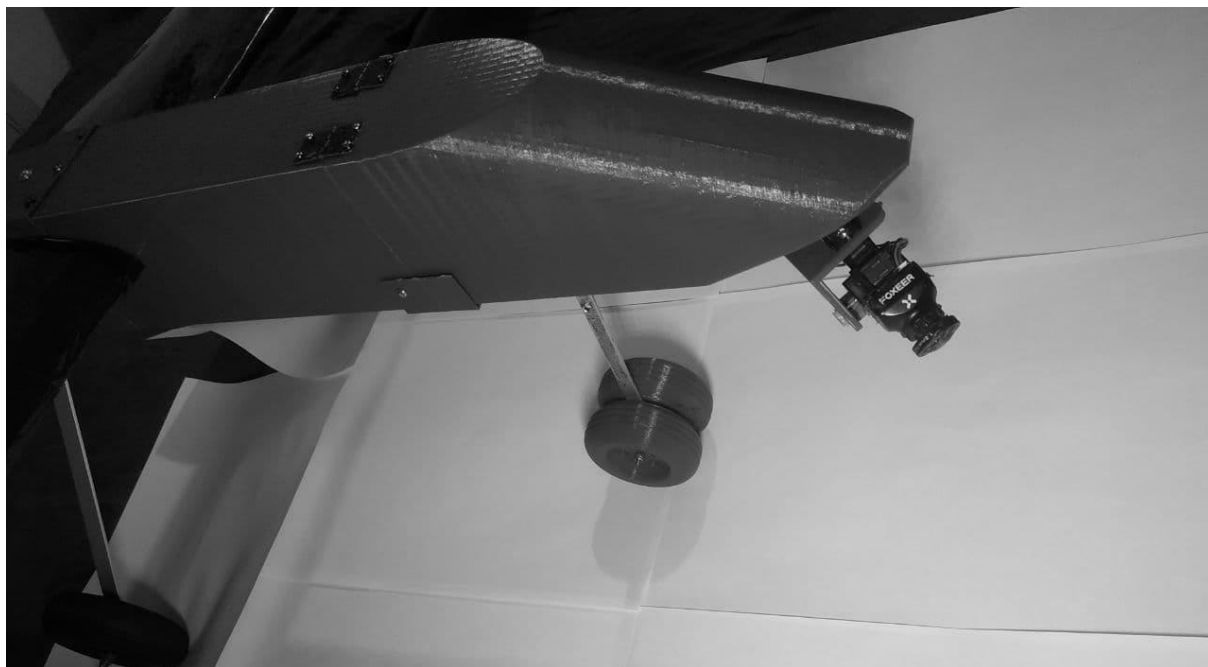


Рис.8 Удосконалення конструкції шасі після тестів

У розширеному режимі маємо такі налаштування швидкості: Travel Speed 150 мм/с; Bottom Layer Speed 25 мм/с; Infill Speed 60 мм/с; Top/Bottom Speed 40 мм/с; Outer Shell Speed 40 мм/с; Inner Shell Speed 60 мм/с.

6 Отримані характеристики БПЛА

БПЛА відповідає таким основним характеристикам: швидкість горизонтального польоту (V) – 15 м/с; розмах крила (L) – 2,2 м, час польоту (T) – 1 год. Старт виконується кидком з руки, а посадка – на ґрунт на шасі. У табл. 2 представлений ряд вихідних даних, прийнятих незмінними.

На основі отриманих даних розроблено тривимірну геометричну модель (рис. 9) та побудовано літаючий зразок навчального БПЛА, а також виконано серію випробувальних польотів на ручному дистанційному керуванні.

Двигун такого БПЛА є безколекторним і працює зі швидкістю 800 оборотів за хвилину на одиницю напруги у вольтах з максимальною тягою 2 кг. Регулятор контролює роботу двигуна і розрахований на струм до 50 А. Акумулятор Li-Pol 4S з ємністю 8000 мАг що забезпечить до 1 години польоту. Польотний контролер використовує різні датчики, але в обов'язковому порядку, має бути, трьохосовий гіроскоп і акселерометр для вимірювання кутової швидкості і прискорення а також датчики GPS, OSD, Telemetry 915 Гц, Reciver 2,4 Гц, UBEC, FPV 5,8 Гц.

Апаратура керування має бути 16-канальною. Це потрібно, щоб керувати параметрами газу, крену, тангажу, камерою в двох площинах, освітленням БАНО, рисканням та режимом.

Таблиця 2

Вихідні дані БПЛА

Параметри	Числові значення
Температура повітря, °C	-12,0
Швидкість польоту, м/с	15
Швидкопідйомність, м/с	5,5
Розмах крила, м	2,2
Час польоту, год	1
Кут поперечного V-крила	+6°
Маса корисного навантаження, кг	0,4
Максимальний кут відхилення закритків	30,0°
Питома енергоемність акумулятора, Вт*год/кг	300
Максимальна напруга на акумуляторі, В	12,6
Регулятор струму, кг	0,060
Питома маса електродвигуна дв, кг/кВт	0,40
Кількість лопатей повітряного гвинта	2
Стартове значення злітної маси нульового наближення, кг	1,5
Маса двигуна, кг	0,120
Сервопривід, кг	0,010
Приймач радіосигналу, кг	0,013

Характеристики навчального БПЛА, наведено в табл.2

Таблиця 3

Отримані показники БПЛА

Параметри	Числові показники
Питоме навантаження на крило, кг/ м ²	3,3
Подовження крила	6
Звуження крила	1
Розмах крила, м	2,2
Середня хорда крила, м	0,15
Площа крила, м ²	0,3
Площа міделєвого перерізу фюзеляжу, м ²	0,005
Злітна маса, кг	2,5
Відносна площа стабілізатора	0,2
Довжина літака, м	0,98
Висота літака (з шасі), м	0,53
Швидкість польоту, км/год	54
Потужність двигуна, Вт	600
Діаметр повітряного гвинта, м	0,27
Маса акумулятора, кг	0,8

Для виконання цього проекту були вибрані такі комплектуючі: регулятор Simonk 50 A 4 S, двигун Sk3-4240-740kv, польотний контролер APM 2.8, гвинт carbon 13x8, GPS Radiolink, OSD APM, Telemetry 3DR 915 Ghz, Receiver 2.4 Ghz radiomaster ppm, UBEC 5v / 5A, FPV 5.8Ghz 2000 mw, Foxer 1/3 900tvI, Radiomaster TX16s, Eachine EV800D, Multistar 4s 8000mAh, Imax b6 original 50W.

Для зручності експлуатації і транспортування в БПЛА передбачено можливість відстикування крила від фюзеляжу а також складний фюзеляж. Відстикуване крило відкриває доступ у відсік фюзеляжу, де розташовуються акумулятор, приймач радіосигналу керування, регулятор потужності двигуна, кермовий привід керма висоти. Перший відсік фюзеляжу відокремлений від верхньої горизонтальної перегородки, призначено для розміщення контрольно-вимірювальної апаратури та модуля автопілота. Крило розборне, однолонжеронне, у внутрішньому об'ємі якого розташовані рульові приводи елерон-закрилків.

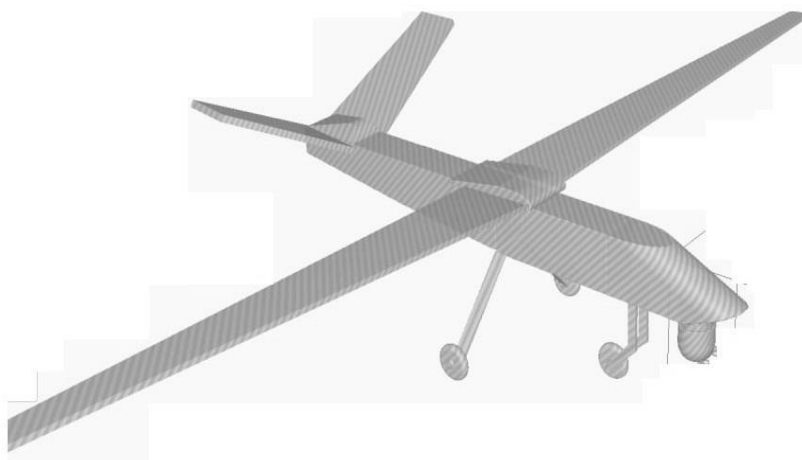


Рис. 9. Тривимірна геометрична модель БПЛА

Висновки

На основі модифікованого рівняння існування літака розроблено методику вибору основних параметрів малорозмірних низькошвидкісних навчальних БПЛА на початкових стадіях проектування. Паралельне врахування вагового та енергетичного балансів літального апарату за допомогою рівняння існування літака дозволяє отримувати результат за короткий проміжок часу. Використання запропонованої методики продемонстровано на прикладі розробки БПЛА для набуття початкових навичок керування в ручному та автоматичному режимах. З урахуванням отриманих розрахункових даних побудовано льотний зразок та проведено серію випробувальних польотів. Льотні випробування підтвердили якісні характеристики ЛА, закладені при проектуванні: апарат має хорошу стійкість і керованість у всіх каналах керування на малих швидкостях польоту, а також достатньою величиною енергоозброєності для виконання інтенсивного набору висоти та розвороту малого радіусу без ковзання. Механізація крила дозволяє виконувати м'яку посадку на пружне шасі з малою швидкістю на майданчики обмежених розмірів в умовах міста.

Як наступний етап розвитку запропонованої концепції комплексної підготовки пілотів і операторів БПЛА планується удосконалити БПЛА для використання в різних погодних умовах.

Такий підхід до створення БПЛА при застосуванні можливих технічних доробок дозволяє додатково реалізувати концепцію не лише навчального, а й навчально-дослідного БПЛА для проведення досліджень з оцінювання ефекту впровадження окремих інновацій у конструкцію та обладнання літальних апаратів. Наприклад, такий БПЛА може бути літаючою платформою для дослідження нових аеродинамічних схем, вивчення перспектив застосування адаптивного крила, розподіленої силової установки, енергетичної механізації крила.

Список використаних джерел

1. Загальні види та характеристики безпілотних літальних апаратів: довід. посібник / Гребеніков А. Г., Мяслиця А. К., Парфенюк В. В та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ун-т", 2008 – 377 с.
2. Лук'янов, О. Є., Золотов Д. В. Методологічне забезпечення підготовки проєктантів та операторів безпілотних літальних апаратів// Вісник Самарського університету.
3. Аерокосмічна техніка, технології та машинобудування. 2021. Т. 20 № 1. С. 14-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28 Сайт Military Factory [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.militaryfactory.com>
4. Гребеніков, А. Г. Аналіз статистичних даних безпілотних літальних апаратів вертолітного типу / Гребеніков А. Г., Середа Т. Н., Цепляєва Т. П., Шевченко Є. Ю., Юхно А. А. // Відкриті інформаційні та комп'ютерні технології: зб. наук. пр. Нац. аерокосм. ун-та ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Вип. 80 – Х., 2018. – С. 5 – 22.
5. Цепляєва, Т. П. Аналіз сучасного стану розвитку висотних безпілотних літальних апаратів / Цепляєва Т. П., Мигунов А. Ю // Відкриті інформаційні та комп'ютерні технології: зб. наук. пр. Нац. аерокосм. Ун-та ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Вип. 83 – Х., 2019. – С. 28 – 41.

References

1. Zagalni vidi ta harakteristiki bezpilotnih litalnih aparativ: dovid. posibnik / Grebenikov A. G., Myalicya A. K., Parfenyuk V. V. ta in. – H .: Nac. aerokosm. un-t "Hark. aviac. un-t", 2008 – 377 s.
2. Luk'yanov, O. Ye., Zolotov D. V. Metodologichne zabezpechennya pidgotovki proektantiv ta operatoriv bezpilotnih litalnih aparativ// Visnik Samarskogo universitetu.
3. Aerokosmichna tehnika, tehnologiyi ta mashinobuduvannya. 2021. T. 20 № 1. S. 14-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28Sajt Military Factory [Elektronnij resurs] – Rezhim dostupu: <https://www.militaryfactory.com>
4. Grebenikov, A. G. Analiz statistichnih danih bezpilotnih litalnih aparativ vertolitnogo tipu / Grebenikov A. G., Sereda T. N., Ceplyayeva T. P., Shevchenko Ye. Yu., Yuhno A. A. // Vidkriti informacijni ta komp'yuterni tehnologiyi: zb. nauk. pr. Nac. aerokosm. un-ta im. M. Ye. Zhukovskogo «HAL». – Vip. 80 – H., 2018. – S. 5 – 22.
5. Ceplyayeva, T. P. Analiz suchasnogo stanu rozvitku visotnih bezpilotnih litalnih aparativ / Ceplyayeva T. P., Migunov A. Yu. // Vidkriti informacijni ta komp'yuterni tehnologiyi: zb. nauk. pr. Nac. aerokosm. Un-ta im. M. Ye. Zhukovskogo «HAL». – Vip. 83 – H., 2019. – S. 28 – 41.

отримано редакцію 15.02.2020, розглянуто редколегією 15.02.2020

A Method of Creating an Airplane-type Training UAV Using 3D-printing

The concept of specialized training unmanned aerial vehicle (UAV) of aircraft type for operators of unmanned aerial vehicles is proposed. Training opportunities in various areas of operator training are highlighted. A method of manufacturing an aircraft-type training UAV taking into account aerodynamic and weight characteristics has been developed. The developed method is based on the production of aircraft parts using a 3D printer, which is modified to meet the requirements of small aircraft type aircraft. This technique also includes the process of selecting the most advantageous combination of materials to create a small aircraft. Tables with initial data of existing UAVs are given.

The flight characteristics, aerodynamic schemes and type of engine that are most rationally suitable for unmanned aerial vehicles in accordance with this class are proposed. Based on these data, a prototype model was built, the method of UAV design was adopted, taking into account the choice of parameters of the power plant. A demonstration example of the choice of the main parameters of the training taking into account the UAV under specific requirements is given. The obtained main technical characteristics of the UAV are presented. Based on the calculated data, a three-dimensional geometric model of the UAV was developed and a flight sample was made. A series of test flights of the flight model was conducted, tested under difficult weather conditions, when the wind force is about 12 m / s. The ways of using the described method of developing UAV training and research, as well as many other factors that affect 3D printing without detecting defects and problems are considered.

Key words: UAV training; plane; take-off mass; choice of parameters; designing; aerodynamics; 3D printing; summer model; trial.

Відомості про авторів:

Олександр Григорович Гребеніков – доктор технічних наук, професор каф. 103 «Проектування літаків і вертольотів» Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: o.grebenikov@khai.edu

Калоша Олексій Сергійович – аспірант каф. 103 «Проектування літаків і вертольотів» Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: o.kalosha@khai.edu.

About the Authors:

Oleksandr Grigorovich Grebenikov – Doctor of Technical Sciences, Professor of Department 103 "Design of Airplanes and Helicopters" of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Ukraine, e-mail: o.grebenikov@khai.edu

Kalosha Oleksii Serhiyovych – post-graduate student of department 103 "Design of airplanes and helicopters" of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Ukraine, e-mail: o.kalosha@khai.edu.