

Вступ

У нинішній час безпілотні літальні апарати (БЛА) знаходять широке застосування в різних областях, як у військових, так і в цивільних цілях. Вони можуть бути призначені для ведення патрулювання, спостереження, розвідки, коригування вогневої підтримки, вести пряму трансляцію на екрани і т.д. Найбільше увагу приділяють авіаційні конструктори створення безпілотних літальних апаратів з великим часом баражування. Це можливо реалізувати, використовуючи крило великого подовження. Сьогодні БЛА використовуються, у військових областях у якості легких ударних сил для дослідження та збору даних різних метеорологічних явищ виконання оперативної розвідки у інтересах колон військової техніки у концепції LOCUST. Для даного класу БЛА найбільшого розповсюдження отримала аеродинамічна схема «летюче крило». Застосування такої схеми обумовлено рядом переваг її компоновки у порівнянні із класичною. Одна із яких – можливість досягнення максимально ефективного технічного рішення в умовах жорстких масовогабаритних обмежень як у транспортній, так і у польотній конфігураціях.

1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем крила БЛА та літератури по сучасним методам проектування крила БЛА.

Важливою задачею в літакобудуванні є створення літального апарата (ЛА) з максимальної відносною масою корисного навантаження. Це на пряму залежить від несучих конструкцій, що мають мінімальну масу при дотриманні основних вимог до характеристик їх працездатності. Більша частина безпілотних літальних апаратів (БЛА) мають крила багатостінкової конструкції, але практично відсутнє точне та комплексне вирішення задачі вибору раціональних параметрів силового набору таких крил. Процес синтезу силової конструкції крила складається з етапу вибору раціональної конструктивно-силової схеми (КСС), важливою складовою якої є розташування вузла стикування крила до фюзеляжу, і етапу пошуку раціональних параметрів конструкції в рамках вибраної КСС. Результат оптимізації значною мірою залежить від точності врахування обмежень на характеристики працездатності конструкції. Одним із найважливіших обмежень для тонкостінних конструкцій є обмеження на стійкість, яке практично завжди є нагайним. Крило – це несуча поверхня, несиметрично обтічний профіль для створення ним підйомної сили. Окрім того, крило забезпечує поперечну, а на літаках безхвостової схеми також повздовжню стійкість та керованість. До основних елементів конструктивно-силової схеми крила (рис. 2) відносять лонжерони, стрингери, повздовжні стінки (повздовжній набір), нервюри (поперечний набір) та обшивка.

Рис. 1 Конструктивно-силова схема консолі крила

В польоті, при зльоті та посадці на крило діють такі навантаження :

- аеродинамічні сили розтягу та надлишкового тиску, розподілені поверхнею крила (q_v),
- масові інерційні навантаження від маси конструкції крила, в тому числі і його сила тяжіння, розподілені по об'єму конструкції крила ($q_{кр}$),

- зосереджені навантаження від інерційних сил і сил тяжіння агрегатів та вантажів, прикладених у вузлах їх кріплення до крила ($P_{\text{агр}}$).

Згідно від ступеня участі елементів крила в сприйнятті згинального моменту розрізняють наступні конструктивно-силові схеми:

- 1) лонжеронні;
- 2) кесонні;
- 3) моноблочні

До лонжеронних відносяться крила, у яких згинальний момент сприймається лонжеронами. Лонжерони встановлюються в місці максимальної висоти профілю. У кесонній схемі згинальний момент сприймається обшивкою, а лонжерони сприймають, в основному, поперечну силу. У моноблочних крилах велика частина згинального моменту сприймається розтягуванням-стисненням обшивки та стрингерів, і лише незначна частина – лонжеронами.

1.1. Аеродинамічні компоновки БЛА

Основні види аеродинамічної компоновки зображені на рис.1.2.

Рис. 1.2. Види аеродинамічних компоновок БЛА:

а – класична; б – качка чи тандем; в – літаюче крило

-Класичне компонування з V-подібним хвостовим оперенням і штовхаючим гвинтом.

-Качка — [аеродинамічна схема](#), при якій у літального апараті органи поздовжнього управління розташовані попереду крила. Названа так, тому що перші літаки, зроблені за цією схемою — [райтівський «Флаєр»](#) і «14-біс» [Сантос-Дюмона](#) — нагадували очевидцям качку. Переваги Схема «качка» забезпечує управління по [тангажу](#) без втрат підйомної сили на балансування, оскільки підйомна сила ПГО збігається за напрямком з підйомною силою основного крила, на відміну від нормальної аеродинамічної схеми, при якій

заднє горизонтальне оперення створює негативну підйомну силу. Тим не менше, «качки» зазвичай не використовуються в чистому вигляді через властиві їм серйозні недоліки. Недоліки Літаки, збалансовані за аеродинамічною схемою «качка» мають серйозний недолік, який називається «схильність до клювання». Через скошування потоку за переднім горизонтальним оперенням (ПГО) кут атаки на крилі менший, ніж на ПГО, тому в міру збільшення кута атаки зрив потоку починається спочатку на ПГО. Це викликає зменшення підйомної сили на ньому, що передує собою опусканням носа літака (клюванням), особливо небезпечним на зльоті та посадці. Крім того, розташоване спереду рухливе горизонтальне оперення сприяє збільшенню ефективної площі розсіювання (ЕПР) літака, а тому вважається небажаним для літаків п'ятого покоління, виконаних з дотриманням технологій радіолокаційної малопомітності.

1.2. Аналіз БПЛА схеми «літаюче крило»

Дальність і тривалість польоту є одними з основних показників, що входять до переліку льотно-технічних характеристик ЛА. Вони повинні визначатися інтегрально, для польоту в цілому. Політ в цьому випадку розглядається як послідовність типових етапів – зліт, набір висоти і розгін, крейсерський політ, зниження, захід на посадку, посадка і інші можливі етапи польоту. Залежності дальності і тривалості польоту сімейства БПЛА «літаюче крило від подовження для різної висоти польоту. Новизна результатів дослідження: за допомогою методологій, використовують математичні моделі і засновані на них методики розрахунку, запропоновано нова аеродинамічна компоновка БЛА «літаюче крило » і встановлено вплив подовження на дальності і тривалості польоту даної моделі. Під дальністю польоту розуміють відстань від місця вильоту до місця посадки уздовж маршруту польоту по земній поверхні (Рис. 2.1).

Рис. 2.1. Траєкторія польоту літака на дальність

Тривалість польоту - час перебування літака в повітрі з моменту вильоту до моменту посадки. Подовження крила впливає на аеродинамічні характеристики. Від подовження дуже сильно залежать скіс потоку, індуктивний опір, і як наслідок максимальне аеродинамічна якість літака (K_{max}). Повітря, що перетікає через кінці крила, відкидає потік, що набігає вниз - скіс потоку. Збільшення скоса потоку при зменшенні подовження повинно привести і до відповідному зростанню індуктивного опору і відповідно до збільшення загального опору крила (1):

$$C_x = C_{xpr} + \frac{C_y^2}{\pi\lambda} \quad (1)$$

де C_x - загальний опір крила;

C_{xpr} - профільне опір;

$\frac{C_y^2}{\pi\lambda}$ індуктивний опір.

Якість визначається за формулою (2)

$$K = \frac{C_y}{C_x} \quad (2)$$

Збільшення індуктивного опору призводить до більш різкого викривлення вправо поляри крила меншого подовження і зменшення K_{max} . Чим більше подовження крила, тим вище K_{max} . Відповідно до формул (3) і (4) якість є одним з визначальних параметрів дальності і тривалості. Розрахунок геометричних характеристик сімейства БЛА «літаюче крило». При заданій питомому навантаженні на крило і відомої злітній масі БЛА Аеродинамічна компоновка сімейства БЛА різного подовження показана на рис. 3.

Рис. 3.1. Аеродинамічна компоновка сімейства БЛА різного подовження

Дальність і тривалість горизонтального крейсерського польоту в залежності від висоти польоту і подовження крила визначалися по методикою, наведеною в [2]:

$$t = \frac{-g}{\sqrt{\Delta}} \int_{m_H}^{m_k} \frac{3600}{P_B \cdot C_\epsilon} d(m), \quad (3)$$

$$t = \frac{-g}{\sqrt{\Delta}} \int_{m_H}^{m_k} \frac{3600}{P_B \cdot C_\epsilon} V_{\Gamma\Pi} d(m). \quad (4)$$

$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ відносна щільність повітря;

$$P_{B,\text{opt}} = \frac{mg}{K_{\text{opt}}}$$

K_{opt} – аеродинамічна якість БЛА в крейсерському режимі;

C_ϵ питома часовий витрата палива в кг / л.с.·ч;

m – маса ЛА.

Літаюче крило — різновид схеми [літального апарату](#) із зредукованим [фюзеляжем](#), роль якого грає крило. Літаюче крило Рис 3.2

Рис 3.2. Літаюче крило

Приклад в Україні це БПЛА «Фурія» який знаходяться на озброєнні [Збройних сил України](#). Перевагою «літаючих крил» є відсутність фюзеляжу і великих площин управління, що дозволяє більш рівномірно розподілити вагу по площі крила і забезпечити необхідну жорсткість крила при відносно меншій масі. У результаті «літаюче крило» має дуже вигідне співвідношення повної маси до маси порожнього літака, що знижує питому масу планера і дає можливість суттєво збільшити масу корисного навантаження та/або запас палива. За цими показниками літаки типу «літаюче крило» перевершують літаки, виконані за класичною схемою. Для військового застосування дуже важливо, що форми такого літака дуже легко оптимізувати для зниження [ефективної площі розсіювання](#) і [радіолокаційної помітності літака](#). Суттєвим недоліком схеми є невелике віддалення площин управління від центру мас, що обумовлює їх низьку ефективність та робить літак відносно нестійким в польоті. Як наслідок, літаки з такою схемою досі не набули масового

поширення. Схема є популярною серед авіамоделістів. -Інтегральна аеродинамічна схема означає наявність усіх елементів нормальної аеродинамічної схеми, однак Ці елементи плавно переходять (Інтегрують) один із одним. Підйомну силу у такій схемі створює не тільки крило, а і фюзеляж. Основною перевага даної компоновки є менший опір и можливість значно збільшити внутрішній об'єм. При цьому значно змінюється розподіл об'ємів по довжині фюзеляжу, та у випадка їх неоптимального використання це может призвести до невиправданого збільшення міделю. Високі льотно-технічні характеристики безпілотного літального апарату (БПЛА) досягаються за рахунок мінімальної маси планеру, силової установки, корисного обладнання та інших його систем, елементів. Середньостатистичні значення відносних мас окремих частин БПЛА класу «міні» наведені в графічному виді представлені на рис. 4.

Рис. 4. Значення відносних мас основних елементів БПЛА

Беручи данні з (рис. 4) можемо зробити висновок, що відносна маса планеру знаходиться у діапазоні 0,18...0,38 маси всього БЛА, що рекомендує більш детально підходити до масового його проектування. Одним із ефективних методів мінімізації конструктивної маси є використання сучасних високомодульних матеріалів таких як, композитні (КМ), на основі боро/скло/вугле пластиків. До основних переваг КМ відносять: можливість можливість раціонального розподілу матеріалу у відповідності із проектним розрахунком на міцність; досягти високої якості аеродинамічної поверхні у разі дотримання технології виготовлення; можливість легкого ремонту нескладних пошкоджень із використанням простих технологій. Особливо актуально це для БЛА класу «міні» у яких розмахи аеродинамічних поверхонь (АП) типу крило лежать у межах 6 м.

1.4 Аналіз аналогів

Рис. 4.1. Мини-БЛА SKYLARK ILE компанії Elbit Systems.(E-310)

За даними компанії Eurotech, БЛА E-310 може нести оптико-електронну апаратуру або РЛС із синтезованою апертурою, а також інше «спеціалізоване обладнання спостереження». Він має «високу мобільність і знижені експлуатаційні витрати», апарат може прийняти до 20 кг бортової апаратури, при цьому максимальна тривалість польоту сягає 12 годин. Граничний практична стеля E-310 становить 5 км, він може розвинути швидкість 160 км / год і має максимальний радіус дії 150 км. Апарат також запускається за допомогою пневматичної установки і повертається на парашуті, або сідає традиційним способом на лижних або колісних стійках. У компанії Eurotech пояснюють, що E-310 перевозиться на борту «невеликої машини» або в причепі.

Рис.4.2. Польський беспилотник Мини БПЛА FlyEye

Бортова комунікаційна система працює в частотному діапазоні НАТО 4,4-5,0 ГГц. За даними компанії WB Electronics БЛА FlyEye керують дві людини, повітряний гвинт приводиться «безшумним» електродвигуном, що працює від літій-полімерного акумулятора. Довжина цього міні-БЛА становить 1,9 метра розмах крил 3,6 метра, максимальна злітна маса 11 кг. Швидкість польоту апарату становить 50-170 км / год, він може літати на висотах до 4 км на максимальну дальність 50 км, максимальна тривалість польоту складає три години. Апарат FlyEye здатний запускатися з руки з «обмежених просторів» в міській місцевості; він має унікальну парашутну систему повернення, за допомогою якої апарат опускається в радіусі 10 метрів від призначеної точки приземлення.

Рис. 4.4 ORBITER бпла

Міні-БЛА ORBITER компанії Aeronautics, які були поставлені в 2005-2009 роки. Ці системи з електричними двигунами здатні проводити розвідувально-наглядові операції в прямої видимості з практичним стелею 600 метрів, максимальною швидкістю 130 км/год, тривалістю польоту 4 години і корисною вантажопідйомністю 1,5 кг.

1.4. Літератури по сучасним методам проектування крила БЛА

1 Гаврилко В. В. Усовершенствование методов создания сверхлегких беспилотных летательных аппаратов из композитных материалов : дис. канд. техн. наук : 05.07.02 / Гаврилко Владимир Викторович – Харьков, 2014.

2 Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015.

3 Гаврилко, В. В. Конструирование сверхлегких беспилотных летательных аппаратов

Метою даної роботи є проектувальний розрахунок крила БЛА класу міні.

Для досягнення цієї мети в роботі були поставлені такі завдання:

- Визначення масово-геометричних параметрів крила БЛА.
- Розрахунок зовнішніх навантажень діючих на крило.
- Проектувальний розрахунок композитного крила БЛА.
- Перевірка конструкції на міцність.

Як відомо, до всіх сучасних БЛА завжди актуальна задача мінімізації фінансово-часових витрат для його виготовлення. Це, у свою чергу, обумовлює застосування раціональної технології виготовлення.. Для підвищення якості контактного формування без суттєвого збільшення критерію вартість/ефективність перспективним.

Технічне завдання

Злітна маса m_0 , кг	14.9
Маса корисного навантаження	До 2
Швидкість крейсерська, км/год	70
Розмах крил м	5

Тривалість польоту	4-5 год.
Дальність польоту	60 км
Оптимальна висота	1000 < км

1.3. Висновок по розділу 1

В даному розділі дипломного проекту було виконано Аналіз існуючих конструктивно-силових схем крила БЛА та аналіз літератури по сучасним методам проектування крила БЛА. Також було поставлене завдання.

1. Визначення масово-геометричних параметрів крила

1.4. Вибір профілю крила.

Оскільки крило БЛА проектується для польоту на малих швидкостях, у тому числі має досить малу швидкість звалювання, то доцільно використовувати профіль крила із високим значенням коефіцієнта підйомної сили $C_{y\alpha}$. Для визначення оптимальної відносної товщини профілю, за допомогою програмного забезпечення Profili, були досліджені характеристики серії профілів Ritz з різними відносними товщинами, при числі Рейнольдса $Re = 70000$, (рис. 5).

Рис. 5. Аеродинамічні характеристики профілів серії Ritz з відносними товщинами 6, 7, 8 і 9 % при числі Рейнольдса 70000.

З рис. 5 можна зробити висновок, що для даних умов оптимальним є профіль з відотною товщиною $c = 8\%$, оскільки забезпечує максимальний коефіцієнт підйомної сили. Для аналізу були обрані профілі AG-40, NASA 2408 та SD7003, що мають гарні характеристики при малих числах Рейнольдса. Аналіз аеродинамічних характеристик цих профілів показує (рис. 5.1), що найкращі характеристики має профіль AG-40 як за максимальним коефіцієнтом підйомної сили, так і за аеродинамічною досконалістю на великих і помірних кутах атаки. Максимальний коефіцієнт підйомної сили становить 1,1, а з відхиленою механізацією – 1,35.

Рис. 5.1. Аеродинамічні характеристики профілів серії SD7003, AG-40, NASA2408 при числі Рейнольдса 70000.

Рис. 5.2. Крило

Відповідно креслення на рис.5.2 ми бачемо загальний вигляд крила БЛА.

1.5. Визначення площі крила.

Площа крила визначається з умови рівноваги БЛА в горизонтальному польоті, при заданій швидкості звалювання як

$$G = Y = C_{y_{\text{зв}}} \frac{\rho M_{\text{зв}}^2}{2} S$$

де $G = 14.9$ кг - злітна маса БПЛА;

$C_{y_{\text{зв}}} = 2$ - максимальний коефіцієнт підйомної сили;

$\rho = 0.125 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^4}{\text{м}^2}$ - густина повітря; $V_{\text{зв}}$ - швидкість звалювання, м/с;

S - площа крила.

$$s = \frac{2G}{C_{y_{\text{зв}}} \rho V_{\text{зв}}^2} = \frac{2 * 14,9}{1,4 * 0,125 * 9,72^2} \approx 1,8 \text{ м}^2$$

1.6. Видовження

Видовження крила. Оскільки максимальний розмах крила з умов транспортування становить 5 м, то для заданої площі крила видовження буде становити $\lambda = l^2/S = 13.43$. Звуження крила. При польоті на малих числах Рейнольдса використовувати звуження не вигідно, оскільки кінцеві частини крила в таких умовах працюють на числах Рейнольдса.

1.7. Вибір місця знаходження та геометричних розмірів елеронів.

Ефективність елеронів характеризується величиною m_x , яка називається коефіцієнтом моменту елеронів (m_x) і визначається за формулою

$$m_x = (S_{\text{ел}} \alpha_{\text{ел}} / S l) (l_{\text{ел}} / l) \sqrt{b_{\text{ел}} / b}$$

де $S_{\text{ел}}$ - ефективна площа елерона (площа крила попереду елерона);

$\alpha_{\text{ел}}$ - відстань між центрами ефективних площ елеронів;

$l_{\text{ел}}$ - розмах елерона;

$b_{\text{ел}}$ - середня хорда елерона.

Збільшення відносної хорди елерона вище 45% не дає суттєвого приросту m_x . Тому вибираємо $b_{er} = 40\%$, $b_{er} = 1\text{ м}$. Оптимальним значенням коефіцієнта моменту елеронів для малих БЛА вважається $m_x = 0,012 - 0,020$. Розмах елерона для досягнення заданих значень приймаємо $l_{er} = 0,495\text{ м}$. Тоді коефіцієнт моменту елеронів становить $m_x = 0,018$.

1.8. Висновок по розділу 2

В даному розділі дипломного проекту було виконано Аналіз профілів крила БЛА та визначення масово-геометричних параметри крила.

2. Розрахунок зовнішніх навантажень діючих на крило

Зовнішні навантаження, діючі на літак під час польоту або посадки і руху по землі, називаються експлуатаційними. Напруження в елементах конструкції від цих навантажень не повинні перевищувати межі пропорційності або межі текучості матеріалу для уникнення залишкових деформацій в елементах понад регламентовані. Коефіцієнт безпеки показує в скільки разів руйнівне навантаження більше максимально можливого експлуатаційного навантаження. Коефіцієнт безпеки вводиться в розрахунки для забезпечення певного рівня безпеки конструкції від дії максимальних навантажень з врахуваннями розбігу величини зовнішніх навантажень, діючих на конструкцію, розбігу несучої здатності конструкції в зв'язку з допустимими відхиленнями технологічних процесів і механічних характеристик матеріалів. З точки зору забезпечення безпеки польоту коефіцієнт безпеки необхідно брати найбільшим, а з точки зору отримання найліпших льотно-технічних якостей - найменшим. При виборі коефіцієнта безпеки слід керуватися наступним: при максимально можливому експлуатаційному навантаженні напруження в елементах конструкції повинні бути близькими до межі пропорційності і не перевищувати межу текучості. Кількісні значення коефіцієнту безпеки вказані в нормах льотної придатності (АП-25, АП-23). На крило літака діють навантаження: аеродинамічні та масові розподілені та зосереджені сили. На рис.6 зображено зовнішні навантаження, діючі на крило.

Рис 6. Зовнішні сили

Знаючи масу літака, експлуатаційне перевантаження та коефіцієнт безпеки, можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила. Розподіл аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер та обумовлюється: формою крила в плані, наявністю аеродинамічного та геометричного закручення крила, розміщенням

мотогондол чи обтічників, а також режимом польоту (віраж, крен тощо). Ми не будемо враховувати вплив вищезазначених факторів. Для спрощення розрахунків: розподілені аеродинамічні та масові навантаження розподіляються за розмахом пропорційно хордам; Крило є найважливішою частиною літака і служить для створення підйомної сили. Крім того, крило забезпечує поперечну, а на літаках бесхвостової схеми і подовжню стійкість і керованість. Під зовнішньою формою крила мають на увазі його вид в плані і спереду, а також форму його поперечного перерізу (профіль). Для сучасних літаків характерно використання крил різних зовнішніх форм. Зовнішні форми впливають не тільки на аеродинамічні, вагові та характеристики міцності крила, але і на характеристики літака в цілому. У польоті, при зльоті та посадці на крило діють такі навантаження (рис. 6.1):

- аеродинамічні сили розтягування і надлишкового тиску, розподілені по поверхні крила (q_v),
- масові й інерційні навантаження від маси конструкції крила, в тому числі і його сила тяжіння, розподілена за обсягом конструкції крила ($q_{кр}$),
- зосереджені навантаження від інерційних сил і сил тяжіння агрегатів і вантажів, прикладених у вузлах їх кріплення до крила ($P_{agr.}$).

Всі навантаження, прикладені до крила, врівноважуються реакціями в вузлах його кріплення до фюзеляжу (R_{ϕ}).

Рис. 6.1 Епюра навантажень на крило літака

3.1 Розрахунок поперечних сил, згинаючих та крутних моментів

Наше крило пряме. Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовуються метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на n рівних відсіків довжиною z , визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах. Розрахунок

ведеться табличним методом. Після інтегрування поперечних сил отримаємо розподілення згинаючого моменту. Розрахунок значень в перерізах виконують методом графічного інтегрування. Розраховані величини заносяться до таблиці.

3.2. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ

Під час подальших розрахунків приймаю коефіцієнт безпеки $f=1$, коефіцієнт експлуатаційного перевантаження $n_\epsilon = 1$. Сили, які діють на літак під час польоту на додатніх кутах атаки та при малих числах M : аеродинамічні та масові зосереджені і розподілені сили, зображені на рис.7.

Рис.7 Сили, що діють на крило літака

Знаючи масу літака $m_0=14,9 \text{ кг}$, експлуатаційне перевантаження $n_\epsilon = 1$ та коефіцієнт безпеки $f=1$, можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила за формулою

$$Y^p = Y^s = m_0 * n^\epsilon * f = 67.05 \text{ кгс}$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

n_ϵ – експлуатаційне перевантаження;

f – коефіцієнт безпеки.

Далі визначаю розподілене навантаження. Для спрощення розрахунків приймається: розподілені аеродинамічні та масові навантаження розподіляються по розмаху пропорційно хордам; для зменшення розрахунків приймається, що центр прикладання аеродинамічних навантажень x_d розміщений на 25% хорди в даному перерізі (рис. 7.1);

- наближене положення центру жорсткості $x_{ц.ж} = 0,3b$
- зосереджені навантаження прикладаються в центрі мас вантажів;
- масові та аеродинамічні навантаження паралельні та протилежно направлені.

Рис. 7.1 Схема розташування положень центрів тиску, мас, жорсткості профілю

$X_{ц.т.}$ – координата центру тиску, $X_{ц.ж}$ – координата центру жорсткості, $q_{пов.}$ – точка прикладання повітряного навантаження, $q_{мас}$ – точка прикладання масового навантаження.

Розподілене навантаження на крило визначаю наступним чином:

$$q_{пов.} = \frac{m_0 \cdot n^2 \cdot f}{S} \cdot b, \quad (3.2)$$

де S – площа крила, $S = 1,8 \text{ м}^2$

Розподілене масове навантаження визначаю за формулою :

$$q_{мас} = \frac{m_{ср} \cdot n^2 \cdot f}{S} \cdot b \quad (3.3)$$

Масові та аеродинамічні навантаження замінюю далі одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{пов.} - q_{мас} \quad (3.4)$$

Для подальшої побудови епюр необхідно знайти поперечну силу, згинаючий та крутний моменти у кожному перерізі крила. Величина поперечної сили у будь-якому перерізі крила визначається за наступною формулою:

$$Q_i = \sum_{j=1}^n (\Delta Q_j - m_{крив.}) = \sum_{j=1}^n ((q_{ср.}^j \cdot \Delta z) - m_{крив.}) = \sum_{j=1}^n (((\frac{q_i + q_{(i+1)}}{2}) \cdot \Delta z) - m_{крив.})$$

де n – кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах, $n=5$, $q_{ср.}^j$ – середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною $\Delta z = 0,45 \text{ м}$, ΔQ – приріст поперечної сили на будь-якій ділянці крила (за виключенням кінцевої ділянки, де $\Delta Q_{кінц.} = \frac{2}{3} \cdot q_i \cdot \Delta z$, де q_i – погонне

навантаженням в першому перерізі крила від кінця. Величину згинаючого моменту на будь-якій ділянці крила:

$$M_{згини} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{згини} = \sum_{i=1}^n Q_{згi} \cdot \Delta z = \sum_{i=1}^n \frac{Q_i + Q_{(i+1)}}{2} \cdot \Delta z$$

де $\Delta M_{згини}$ - приріст згинаючого моменту.

Величину крутного моменту в будь-якому перерізі знайдемо так:

$$M_{згi} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{згi} - M_{згi-1}) = \sum_{i=1}^n ((m_{згi}^z \cdot \Delta z) - M_{згi-1}) = \sum_{i=1}^n (((\frac{m_i + m_{i-1}}{2}) \cdot \Delta z) - M_{згi-1}),$$

де $\Delta M_{згi}$ - приріст крутного моменту в будь-якому перерізі, $m_{згi}^z$ - середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці, $m_i = q_{nos} \cdot (X_{У.ж.} - X_{г.}) + q_{мас} \cdot (X_{м.} - X_{У.ж.})$ - погонний крутний момент, де $X_{У.ж.} - X_{г.}$ - відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $X_{м.} - X_{У.ж.}$ - відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину. Дані розрахунків за формулами 3.2-3.7 заносу до таблиць 1 та 1.2 Також знаходжу довжину хорд ві як середню лінію трапеції (спрощена схема крила – трапеція), взявши для цього корневу та кінцеву хорди з креслення.

Таблиця 1.1

Значення погонних навантажень

№	b _i	q _{нос}	q _{мас}	q	m _i
0	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28
1	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28
2	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28
3	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28
4	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28
5	0,38	11,80	1,36	10,44	0,28

Значення приростів сил та моментів знаходжу для ділянки $\Delta z = 0,45$ м між хордами $b_i + b_{(i+1)}$ в ненавантаженому та навантаженому станах та заносу до таблиці 1.1 та таблиці 1.2 для кожної ділянки відповідно для ненавантаженого та навантаженого стану.

Таблиця 1.2

Значення приростів сил та моментів в перерізах в ненавантаженому стані

№	Δz	q ср i	ΔQ_i	$\Delta M_{зз}$	$\Delta M_{кр}$
0-1	0,45	10,44	3,13	0,70	0,27
1-2	0,45	10,44	4,70	1,76	0,27
2-3	0,45	10,44	4,70	2,11	0,27
3-4	0,45	10,44	4,70	2,11	0,27
4-5	0,45	10,44	4,70	2,11	0,27

На основі даних таблиці 1.2 та 1.1 будує епюри сумарного повітряного навантаження, перерізуючої сили, згинального та крутного моментів (рис. 7.2 та креслення ВЛ-п7402.10.00.0001 РР.

Рис.7. 2 Епюри розподілення навантаження на крило

2. Проектувальний розрахунок композитного крила БЛА

Загальні критичні особливості сучасних композиційних шаруватих матеріалів волокнисті КМ мають зазвичай гетерогенну структуру, в якій є два основних елементи - міцні волокна, які сприймають навантажень, і зв'язуючі, які об'єднують міцні волокна в єдину структуру (рис 8). Сучасні високоміцні КМ, як правило, складаються з вуглецевих волокон і сполучної у вигляді епоксидної або інший смоли. В авіаційній промисловості найбільш поширені КМ на основі вуглецевих волокон з діаметром $d = 5-15$ мкм укладених пошарово в моношлях, кожен з яких орієнтований під певним кутом. Товщина моношару складає 0.1-0.2 мм. Об'ємна частка волокон в КМ, як правило, знаходиться в межах 40-60%. Сучасні сполучні мають межу міцності на розрив $\sigma_{пред.св} \approx 5-6$ кгс / мм² при значеннях припустимої деформації $\epsilon_{пред.св} \approx 2.2-2.6\%$, тоді як межа міцності на розрив сучасних вуглецевих волокон становить $\sigma_{пред.вол} \approx 350-500$ кгс / мм², а максимально допустима деформація волокон становить $\epsilon_{пред.вол} \approx 1.8-2.1\%$. На перший погляд створюється враження, що такий матеріал добре гармонізований,

оскільки руйнування високоміцних волокон в монослоє мало б передувати руйнуванню сполучного. Однак для композитного пакета, складеного з декількох моношарів, первинне руйнування, як правило, відбувається в смолі.

Рис. 8 – Мікроструктура КМ

Композиційні матеріали (КМ) відрізняються суттєво меншою питомою вагою в порівнянні з традиційними матеріалами, такими як алюмінієві сплави, сталь, титанові сплави і т.д. Однак в даний час композиційні матеріали мають ряд недоліків, що знижують ефективність. До самих недоліків відносяться значна крихкість, слабка експлуатаційна живучість (ударні впливи) і вплив кліматичних, а саме температурних факторів на зниження властивостей композиційних матеріалів. Крім того, для композиційного матеріалу застосовуються зовсім інші критерії міцності при обрахунку. При використанні композиційних матеріалів ефект від їх застосування знижується за рахунок зменшення рівня допустимих напружень, що призводить до небажаного зростання ваги конструкції. Особливо, значне зниження рівня допустимих напружень обумовлено можливістю ударних впливів на конструкцію з композиційного матеріалу. Ударні впливи можуть привести в процесі експлуатації літального апарату до значного зниження властивостей. Це обумовлено розшаруваннями, втратою зв'язку між шарами композиційної конструкції, руйнуванням волокон. Крім того, проникнення вологи в конструкцію при одночасній дії температур викликає деградацію властивостей композиційного матеріалу. Незважаючи на недоліки, композиційні матеріали вже використовуються в цивільній авіації. У літальних апаратах типу безпілотників композиційні матеріали є часом єдиним засобом зниження ваги конструкції. Однак, це всього лише питома міцність матеріалу, яка забезпечує зменшення ваги конструкції літального апарату. Анізотропні властивості композиційного матеріалу для

таких конструкцій не використовувалися раніше. Анізотропні властивості конструкції з композиційних матеріалів використовувалися тільки для стріловидних крил зворотної стріловидності при створенні військових літаків з крилом зворотної стріловидності. Ці властивості дозволяють, зв'язавши вигин крила з крученням, мінімізувати деформації, що впливають на навантаження. Для крила зворотної стріловидності використання анізотропних властивостей композиційного матеріалу дозволило позбутися явища дивергенції, тому що при вигині крила зворотної стріловидності відбувається збільшення потокової крутки на кабрування. За рахунок анізотропії при оптимальній зв'язку вигину і крутіння крило закручується на пікірування, зменшуючи потоковий кут перетинів крила. Одним з основних завдань при створенні безпілотних літальних апаратів (БЛА) є досягнення максимальної масової ефективності в сполученні з високою надійністю. Це завдання може бути вирішене більш широким застосуванням у БЛА композитних конструкцій, у тому числі багатостінкових крил і крил які забезпечують високу згинальну жорсткість і жорсткість на крутіння. Крила такого типу складаються більш ніж на 50% по масі з несучих шарів, що виготовляються за складною технологією, яка поєднує викладення з наступним вакуумним формуванням та не дозволяє достатнім чином використовувати початкову міцність. Низький коефіцієнт використання властивостей компонентів у композиційному матеріалі (КМ) приводить до збільшення маси конструкції, зменшення корисного навантаження й погіршення експлуатаційних характеристик.

Перевірка конструкції на міцність.

У загальному випадку задача проектування оптимальної конструкції із КМ мінімальної маси описується цільовою функцією :

$$m_{\text{планеру}} = \sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i \rightarrow \min$$

де δ_i , ρ_i – товщина та густина шару КМ відповідно;

n – кількість шарів в пакеті. До основних параметрів, які впливають на складові виразу.

Q_b – границя міцності при розтягу та стиску у повздовжньому та поперечному напрямках; E – модуль пружності розтягу та стиску у повздовжньому та поперечному напрямках; G – модуль зсуву у площині шару композита; μ – коефіцієнт Пуасону. Для розрахункових навантажень ми вважаємо, що повітряне навантаження розподілене рівномірно по всьому крилу:

$$P_{\text{конс}} = P/4 = m_0 n_y f / 4 = 3 \cdot 4 \cdot 1.5 / 4 = 3,45 \text{ кг}$$

Таким чином, узагальнені умови для проведення чисельних та експериментальних досліджень наступні: – армуючий матеріал – скловолокно, зв'язуюче – епоксидна смола Larit 285; – планова площа поверхні консолі крила – $0,17 \text{ м}^2$; – розрахункове повітряне навантаження – $44,8 \text{ кг/м}^2$; – розрахункова схема защемлення, контурне, по дужці профілю крила в кореневій частині; мінімальна технологічна товщина композитної структури з одного шару скловолокна $0,1 \text{ мм}$

Параметр	Q_b	E , ГПа	G , ГПа	ρ , кг/м^3
Склотканина	250	22,3	3	2500

Обрахунки проводилась у програмі MSC Nastran. Граничні обмеження при розрахунку по критерію зменшення маси: мінімальне 100 МПа , максимальне значення $\sigma_s = 250 \text{ МПа}$. Розподіл товщини нашої обшивки та напруження по даним секціям розрахункової моделі як ми можемо бачимо із аналізу результатів розрахунку мінімально можлива товщина обшивки становлять $0,06 \text{ мм}$., що із розуміння технології виготовлення не може бути досягнуто оскільки мінімальна технологічна товщина шару становить $0,1 \text{ мм}$. Окрім того, потрібно враховувати, що аеродинамічні поверхні необхідна мати ще й достатню аеродинамічну міцність, яка для даних розмірів та технології виготовлення може бути досягається у разі значення товщини

обшивки понад 0,1 мм. Після проведеннь чисельних оптимізацій показує, яку мінімальну масу консолі крила (0,048 кг.) можна досягти за умови обраної технології тільки із урахуванням критерію міцності. У такому разі максимальне розрахункове напруження не перевищує допустимого $249 \leq [250]$ Мпа

Рис. 9.1. Результати досліджень: 1 – зміна маси крила за відпрацювання технології виготовлення; 2 – область використання конструктивно-технологічних рішень по зменшенню маси; 3 - зміна маси від циклу оптимізації

Номер секції	1	2	3	4	5
Середня товщина обшивки мм	0,01	0,025	0,038	0,048	0,064
Середнє напруження у секції Мпа	131	152	183	224	251
Нумерація секцій	1	2	3	4	5

Величина перекриття верхнього та нижнього шару, вплив температури та вологості повітря. Зменшена маси та стабільність технологічного процесу. Виконуючи підготовку матриці консолі до формовки потрібно нанести шар розділювача (наприклад, воску); дві частини матриці змазують епоксидним компаундом; – на верхню та нижню поверхню викладають склотканину із припуском так, щоб усунути наявність повітряних раковин між склотканиною та поверхнею матриці; Величина припуску складає 0,15 довжини хорди консолі крила.

Висновок

У результаті проведених досліджень встановлено: – теоретично мінімальна маса (0,048 кг) консолі крила, зміна товщини обшивки по розмаху консолі у межах 0,5 ,064 мм.; – максимальне граничне напруження обшивки – 249 МПа, мінімальне - 125 МПа; Для швидкості польоту 90 км/год, злітних мас БпЛА 14,9кг.

3. Розробка технологічного процесу виготовлення крила.

Розробка технічної документації.

Крило літака — це [тримальна поверхня](#), несиметрично-обтічний профіль для створення аеродинамічної підйимальної сили, яка є перпендикулярною до вектора руху [літального апарату](#) і забезпечує політ літака завдяки набігаючому потоку повітря. Воно бере участь у забезпеченні поперечної стійкості й керованості [літака](#). Окрім основного призначення крило також може використовуватися для розміщення батарей, обладнання, [озброєння](#) та іншого корисного навантаження. Як тримальна конструкція (несна), крило повинно мати високу стійкість щодо сприймання навантаження та опору до згинальних зусиль, а також бути легким і з мінімальним [аеродинамічним опором](#), при цьому мати гарні експлуатаційні та технологічні якості. Виготовлення частин літака виконується у два етапи з метою ув'язки технологічних процесів і проектування загального технологічного процесу. Директивні технологічні матеріали розробляють при першому етапі проектування. Вони включають основні вимоги до частин, що виготовляються. Декладні технологічні процеси виготовлення частин літака в цілому розробляють на другому етапі проектування. Завершється технологічний процес виготовлення крила складанням-монтажем його з вузлів, агрегатів і з'єднувальних деталей з подальшим регулюванням та випробуванням. Державними стандартами встановлена єдина система організації та управління процесом ТПВ. Вона вимагає широке використання стандартного технологічного обладнання, прогресивних типових технологічних процесів та оснащення засобів механізації та автоматизації технологічних процесів. Через особливості вимог, що пред'являються до конструкції літальних апаратів, авіаційне складальне виробництво значно відрізняється від складання інших виробів машинобудування. Виріб – це предмет або набір предметів виробництва, які потребують майбутнього виготовлення в організації (на підприємстві) за конструкторською документацією. Складальна одиниця – це виріб, що складається з декількох

частин, які з'єднуються складальними операціями на підприємстві-виробнику. Основними складовими частинами складальної одиниці можуть бути інші складальні одиниці, комплекти і деталі; Комплект - два або більше специфікованих вироби, які не поєднуються складальними операціями на підприємстві-виробнику і мають загальне експлуатаційне призначення допоміжного характеру, наприклад, комплект запасних частин. Складальні одиниці і деталі відносяться до комплектів, що поставляються разом з основним виробом і їх призначення - виконання допоміжних функцій.

Деталь – це виготовлений, або ж підлягаючий виготовленню виріб, що є частиною приладу, або будь-якої технічної конструкції, що виготовляється з однорідного за властивостями та структурою матеріалу при цьому без застосування будь-яких складальних операцій. Використання схеми структурного складу виконується для синтезу та аналізу виробу в процесі складання. Під аналізом виробу в цьому випадку розуміють напрямки розкладання складального елемента на найпростіші елементи із встановленою послідовністю зв'язків від верхнього ступеню до нижчого, що вказує на портібну придатність елементів до різноманітних складальних процесів. При цьому синтез виробу є протилежною дією – правильний вибір шляхом з'єднання найпростіших елементів у більш складні при розробці технологічного процесу. У такому разі схема ступенів складання є головним документом для правильного проектування технологічної схеми складання всього технологічного процесу в цілому. Технологічний процес виготовлення - це сукупність операцій по з'єднанню деталей в заданій послідовності для того, щоб отримати виріб, який відповідає заданим експлуатаційним вимогам. Виріб складається з основних частин, роль яких можуть виконувати деталі, складальні одиниці, комплекти, комплекси. Починається проектування технологічного процесу з побудови структурної схеми складання, яку було отримано на основі аналізу вихідних даних для розробки технологічного процесу. До вихідних даних для розробки технологічного процесу входять: річна програма і тривалість випуску виробів;

конструкторська документація на виріб; обсяг кооперацій та інші дані, що входять до складу розглянутої вище вихідної інформації. Для діючих і реконструйованих підприємств до вихідних даних також відносяться і дані про наявне складальне обладнання та оснащення, виробничі площі і т.д. Вона дає можливість визначити конструктивні і складальні елементи приладу, їх взаємозв'язок та ступінчате розчленування. Дана схема будується після отримання результатів аналізу конструкції виробу. Вся конструкція виробу складається з окремих більш простих складальних елементів, що в свою чергу складаються з найпростіших структурних одиниць. Технологічність конструкції виробу - це сукупність властивостей конструкції виробу, що визначають його пристосованість для досягнення оптимальних витрат при виробництві, експлуатації та ремонті для заданої якості, умов виконання роботи і обсягу випуску. При відпрацюванні конструкції виробу на технологічність кожен виріб слід розглядати як об'єкт проектування, виробництва і експлуатації. Технологічність - це комплекс вимог і показників, що містить 22 показника, які характеризують технологічну раціональність конструктивних рішень в залежності від стадії розробки конструкторської документації і виду виробів. Наприклад, питома матеріаломісткість виробу, трудомісткість виготовлення виробу, коефіцієнт використання матеріалу і т.д. Чисельні показники технологічності визначаються в чотирьох випадках:

- для визначення рівня технологічності конструкції виробу;
- для порівняльної оцінки варіантів конструкції в процесі проектування виробу;
- для накопичення статистичних даних по виробках-представниках з метою подальшого використання при визначенні в процесі розробки виробів і визначенні базових показників;
- для побудови математичних моделей з метою прогнозування технічного розвитку конструкції виробів;

Складальні конструкції відпрацьовують на технологічність шляхом аналізу видів з'єднань використаних при складанні, а також по загальним критеріям складальних процесів. Технологічна схема складання виробу є одним з основних документів, що складаються при розробці ТЗ складання. Вона розробляється на основі схеми складального складу, при розробці якої керуються такими принципами:

- складальні одиниці утворюються за умови незалежності їх складання, транспортування та контролю;
- схема складається незалежно від програми випуску виробів на основі складальних креслень, електричної та кінематичної схем виробу;
- мінімальне число деталей, які приєднуються до складальної одиниці даної групи для утворення складального елемента наступного ступеня, мають дорівнювати одиниці;
- мінімальне число деталей, необхідних для утворення складальної одиниці першого ступеня складання, мають дорівнювати двом;
- схема складального складу будується за умови утворення найбільшого числа складальних одиниць;
- схема повинна мати властивість безперервності, тобто кожна наступна ступінь збірки не може бути виконана без попередньої.

Залучення в схему складального складу технологічних вказівок перетворює її в технологічну схему складання. Схема складання з базовою деталлю встановлює тимчасову послідовність складального процесу. При такому складанні необхідно виділити базовий елемент, тобто складальну одиницю або базову деталь, в якості якої зазвичай вибирають ту деталь, поверхні якої будуть згодом використані при установці в готовий виріб. Основними факторами, що визначають специфіку складальних робіт, є:

- багатодетальність літального апарату;
- мала жорсткість елементів конструкції. Більшість деталей мають малу жорсткість і при складанні мимовільно можуть змінювати свою форму під дією технологічних зусиль або ваги, що виникають при виконанні

з'єднань. У зв'язку з цим, для додання заданої форми об'єкту, який складається з нежорстких деталей потрібні пристосування, які задають форму;

- складність просторових форм. Мають бути практично відсутні прості поверхні (які властиві виробам більшості видів машинобудування) плоскість, циліндр, конус. Складання таких агрегатів пов'язане з великими проблемами точної ув'язки всіх деталей;

- великі розміри деяких летальних апаратів;
- наявність великої кількості рухливих частин, які змінюють форму летальних апаратів у польоті, при зльоті та при посадці;

- високі вимоги до точності виготовлення БПЛА;
- різноманітність матеріалів, які використовуються: металеві сплави великої номенклатури, композиційні матеріали, неметали та ін.

- різноманітність видів з'єднань: болтових, клепаних, зварних, клеєних, паяних, і таке інше;

- мала серійність виробництва;

Таким чином, для складання літальних апаратів потрібні оптимальні технологічні процеси складання складних виробів, необхідні трудомісткі обчислення, пов'язані з вибором схеми складання, з розрахунком точності складання, нормування трудомісткості і розрахунку технологічної собівартості збірки і т. п. Ефективність вирішення багатьох конструктивних і виробничих проблем багато в чому залежить від рівня технічного, організаційного та технологічного розвитку складальних виробництв. Насамперед, цей рівень визначається, тими методами складання, які закладаються при підготовці виробництва і використовуються в серійному виробництві нових виробів, зокрема авіаційної техніки. Складання організовується за схемою паралельно-послідовних операцій. В схему складання заносять вказівки про порядок комплектування зібраного виробу вузлами і деталями, а також технічні вимоги на вузли та деталі, що визначають в якому вигляді вони подаються на складання. Проектування

технологічного процесу виготовлення в середньо серійному виробництві має деякі особливості. На складальних процесах такого типу виробництва присутні операції підгону. Технологічний процес розробляється з особливою ретельністю. У ньому має бути відображена повна інформація про операції та порядок їх виконання. Вказуються не тільки режими роботи, але й окремі прийоми. В результаті чого досягається порівняно висока продуктивність праці, найменша собівартість продукції та найменша тривалість виробничого циклу. Операційна технологічна карта представляє собою досконалу розробку кожної технологічної операції з врахуванням її елементів відповідно до технологічної схеми складання. Операційний технологічний процес представлено у вигляді послідовності переходів. При цьому запис кожного переходу починається з наказуючого дієслова, яке вказує вид роботи. Потім записується об'єкт роботи, та результат виконання роботи на даному технологічному переході. Кожній точці на лінії складання відповідає свій перехід.

2.1. Висновок по розділу 6

В даному розділі дипломного проекту було виконано Аналіз технологічного процесу виготовлення крила, розробка технічної документації.

4. Список використаної літератури

1. The Emergence of Mini UAVs for Military Applications/ Military Technology; Jul2004, Vol. 28 Issue 7, p 28. – Режим доступу: <https://www.files.ethz.ch/isn/135147/DH22.pdf> –

2. Юхацков М. В. Применение композиционных композиционных материалов материалов в в авиастроении авиастроении, основные основные достижения достижения и проблемы [Электронный ресурс]: – Материалы международной научно-практической конференции «Проектирование и производство деталей из композиционных материалов (компьютерные технологии)». г. Санкт-Петербург 7-8 апреля 2009 г. – Режим доступу - http://www.beepertron.ru/files/mash%5Cnew210409%5CD1_02_dokladNIATv3_st.pdf.

3. Гаврилко, В. В. Конструирование сверхлегких беспилотных летательных аппаратов с применением новых композиционных материалов [Текст] / В. В. Гаврилко // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014. – Вып. 2 (109). – С. 67 – 77.

4. Нгуен Хонг Фонг. Оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с ограничениями по аэродинамической форме: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.03 / Нгуен Хонг Фонг; [Место защиты: Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского].- Жуковский, 2015.- 123 с. – Режим доступу - http://www.tsagi.ru/upload/dissertations/Fong_diss.pdf .

5. Amado Ștefan*, Ciprian Larco*, Radu-Călin Pahonie*, Ionuț Nicolaescu* COUPLED TRANSIENT ANALYSIS OF A UAV COMPOSITE WING/INTERNATIONAL CONFERENCE of SCIENTIFIC PAPER AFASES. http://www.afahc.ro/ro/afases/2015/afases_2015/mecanica/Stefan_Larco_Pahonie_Nicolaescu.pdf -

6. Фрегер Г.Е., Аптекарь М.Д., Игнатъев Б.Б., Чесноков В.В., Меликбекян А.Х., Коструб В.А. Основы механики и технологии композиционных материалов: Учебное пособие. - К. : Аристей, 2004. - 524 с.

7. Оптимальное проектирование композитных материалов: Учебное пособие по курсу "Проектирование композитных конструкций. Ч. II". - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. - 103 с.: ил.

8. Пат. 80359 Україна, МПК В64F 5/00, (2013.01). Спосіб виготовлення аеродинамічної поверхні інтегральної конструкції з тришаровими ділянками [Текст] /О. М. Масько, В. В. Сухов, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № u 2012 13726 ; заяв. 30.11.2012 ; опубл. 27.05.2013, Бюл. № 18. – 10 с.

9. Монтажна Soudal. – Режим доступу - <http://soudal.com.ua/ru/produkty/bytowaja-linejka/montaznajapena/item/352-montaznaja-pena> –

10. Склотканини havel. Режим доступу - <http://www.havel-composites.com> -

11. Могильный Г.А. Определение основных геометрических характеристик аэродинамических поверхностей при изготовлении методом намотки из композиционных материалов/ Г.А. Могильный, И.Ю. Киреев // Вісник Східноукр. нац. ун-ту ім. В. №4 (110) .

12. Киреев И.Ю. Методика определения структуры композитного несущего слоя трапециевидного крыла малого удлинения беспилотного летательного аппарата, изготовленного намоткой. / И.Ю. Киреев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов, Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". Вып. 4(64). Харьков: НАКУ, 2010.

13. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101 кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 66 с.