

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Матеріали конференції

**«АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ПЕРСПЕКТИВИ ТА
НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ»**

**II науково-практична конференція студентів та
молодих вчених від 2^{го} грудня 2020**

Київ
КПІ ім. Ігоря Сікорського
2020

ЗМІСТ

Бакун В. А., Архипов О. Г. Визначення залишкового ресурсу елементів систем ракет і літаків	5
Барут К. А., Зінченко Д.М. Аеродинамічне компонування швидкісного надлегкого літака	8
Білоус І. І., Кривохатько І. С. Дослідження ефективності рулів висоти літального апарата схеми «тандем» методами обчислювальної аеродинаміки	9
Брезицький А. Я., Сердюк А. А. Методи визначення механічних характеристик деталей з композитних матеріалів.....	10
Вихор А. С., Толстой С. А., Сухов В. В. Фюзеляж пасажирського літака	14
Гевко Б. А., Бондар Ю. І. Особливості навантаження крила літака при польоті в турбулентному повітрі.....	17
Герасименко О. І., Толстой С. А., Сухов В. В. Застосування сучасних складальних і технологічних баз під час виготовлення відсіків літака	20
Дунай О. Б., Бурнашев В. В. Ідентифікація параметрів математичної моделі руху літального апарату	23
Живіцький М. В., Сухов В. В. Використання вакуумної інфузії для отримання виробів із композиційних матеріалів.....	26
Загідько С. В., Бондар Ю. І. Катапультне крісло пілота літака	29
Казмерчук Б. О., Сухов В. В. Вплив теплових процесів на проектні параметри літального апарата	31

Канюка Т. О., Зінченко Д. М. Вплив компонування транспортного планеру на його ефективність	33
Ковальов А. В., Нечипоренко О. М. Підвищення точності та надійності магнітометричної системи мультікоптера	34
Комаров Б. Г., Зінченко Д. М. Вибір оптимального аеродинамічного компонування для експериментальної моделі літака з роторним рушієм	36
Конопляніков А.В., Зінченко Д.М. Вплив параметрів компонування учбово-тренувального безпілотної літака на його ефективність	39
Ломанов О. К., Толстой С. А., Сухов В. В. Забезпечення виробничої технологічності стиків агрегатів літаків	40
Мельник О. В., Зінченко Д. М. Взаємний вплив літака-носія і планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи	43
Мороз В. В., Сухов В. В. Методика вибору параметрів літального апарату з сонячними елементами	44
Нечас Д. В., Зінченко Д. М. Експериментальний літак з арковим крилом	47
Овсянніков І. В., Бондаренко О. М. Програмний комплекс визначення ресурсу літальних апаратів	49
Окунева К. О., Толстой С. А., Мариношенко О. П. Випробувальне оснащення для систем управління літаків	52
Осіпов Р. В., Бурнашев В. В. Траєкторія заходу літака на посадку з вимкненими двигунами	55
Осокін В. С., Рижков Л. М. Двовісний керований стабілізатор оптоелектронної системи слідкування	57

Павлова В.В., Рижков Л.М. Аналіз системи керування мікросупутника як системи з малим демпфуванням.....	59
Похилько Б. С., Зінченко Д. М. Ракетний транспортний контейнер.....	61
Рогуцький І. О., Зінченко Д. М. Інтегральне компонування крила і підкошу літака загального призначення	63
Романенко І. С., Гудошник О. В., Тристан С. В. Можливості використання гідродинамічних підшипників в паливних шестеренних насосах високого тиску авіаційних ГТД.....	64
Сікорський Б. О., Кривохатько І. С. Дослідження аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата схеми “тандем” класу “мікро”.....	69
Смаглій А. С., Бондаренко О. М. Програмний комплекс для розрахунку аеродинамічних характеристик літака	71
Тетерін Д. Ю., Кривохатько І. С. Методика визначення аеродинамічних характеристик літального апарата асиметричного компонування	73
Шевчук А. А., Бобков Ю. В. Система технічного зору квадрокоптера для точного землеробства	74

ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКОВОГО РЕСУРСУ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМ РАКЕТ І ЛІТАКІВ

Питання залишкового ресурсу в авіабудуванні як ніколи актуальне. Згідно з реєстром цивільних суден в Україні станом на 2019 рік середній вік авіафлоту Українських компаній становить 20 років. Строк використання літальних апаратів в середньому становить 20 - 25 років експлуатації. Виходячи з цих передумов **постановка проблеми** визначення поточного стану елементів літальних апаратів і прогнозування залишкового ресурсу.

Виклад основних матеріалів: для визначення залишкового ресурсу (елементів, що працюють в середовищі рідких електролітів) пропонується використання імпульсного методу з очисткою від шуму. Основа імпульсного методу полягає в тому, що під час вимірювання потенціалу контрольованої ділянки обладнання, наприклад, ділянки трубопроводу фіксуються стрибки потенціалу, які назвали імпульси руйнування (дивись рисунок 1 - а).

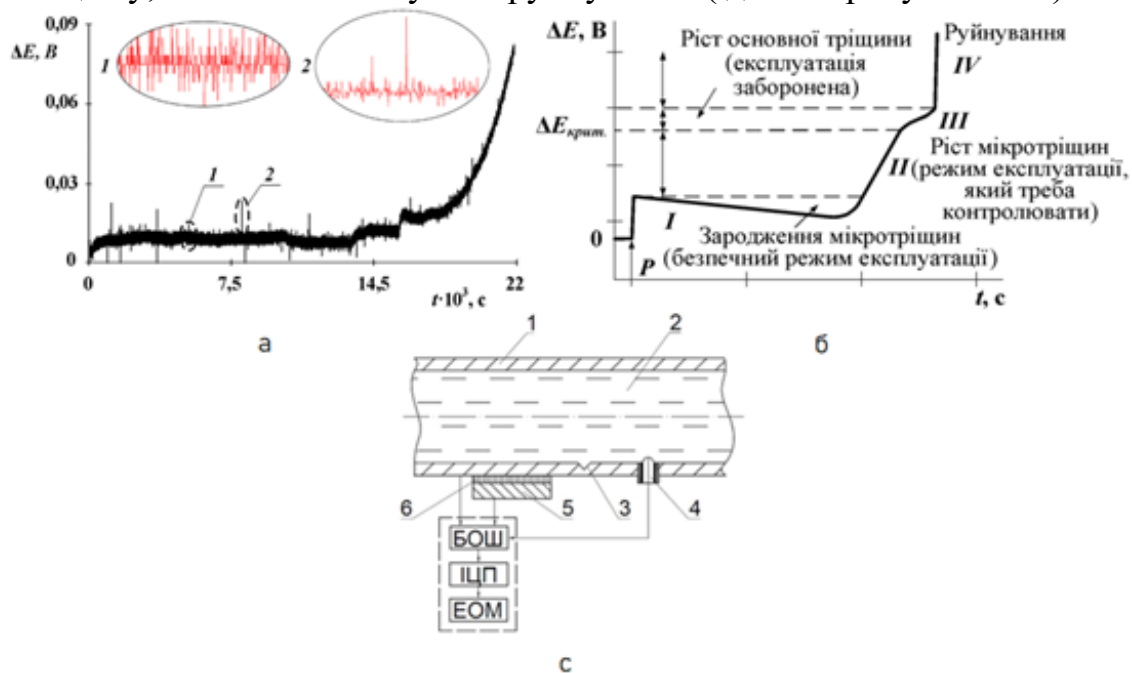


Рис. 1. Загальна методологія визначення залишкового ресурсу.

а - Типова характеристика зміни ΔE з імпульсами (2) на тлі шумової складової (1); б – Крива зміни ΔE за корозійно-втомного руйнування сталі 08X18N10T, що відповідає різним стадіям пошкодження: I–IV – періоди руйнування;

с - Загальна схема вимірювальної системи:

1 – дослідне обладнання ; 2 – середовище рідкого електроліту; 3 - тріщина; 4 – датчик; 5 – еталонний зразок; 6 – термопровідний клей. БОШ – Блок Обробки Шумів, ЦП – імпульсно цифровий перетворювач, ЕОМ – електронно-обчислювальна машина.

Доведено, що зміну потенціалу можна представити у вигляді наступного графіка (рисунок 1 - б). Відштовхуючись від методики В31G, весь експлуатаційний період від початку експлуатації до моменту руйнування пропонується розбити на певні періоди: контрольований безпечний період експлуатації, режим який підлягає детальному контролю, режим, де експлуатація для більшості об'єктів заборонена і період руйнування об'єкту.

Під час заміру потенціалу фіксуються одночасно імпульси руйнування. Але вони накладаються на шум різної природи: шуми роботи агрегатів (насоси, компресори тощо), шуми обумовлені структурою і конструкцією електронних схем тощо. Фільтрація і подавлення таких перешкод задача складна і може вирішуватися різними методами.

В даній роботі представлено один із методів подолання шумів, що полягає в використанні еталонної ділянки конструкції. Принципова схема виміральної системи наведено на рисунку 3 - с.

Принцип **дослідження** наступний - до труби, що містить в собі робоче середовище, яке є рідким електролітом, наклеюється еталонний зразок, що виготовлений з металу тієї ж марки, що і метал об'єкту контролю. Даний еталонний зразок, має ті самі властивості і характеристики, проте він ізольований від середовища рідких електролітів, отже не піддається корозії. Для фіксації сигналів використовуються два канали. Перший канал об'єднує первинний перетворювач і контрольовану ділянку трубопроводу. Другий канал об'єднує первинний перетворювач і еталон. Сигнали з обох каналів поступають на блок обробки шумів. Перший канал містить всю інформацію про електрохімічний поточний стан контрольованої ділянки, в тому числі імпульси, що виникають при рості тріщини і завади у вигляді шумів виміральної системи. Метал еталону не підлягає впливу середовища, але знаходиться в тому ж температурному полі і напруженому стані. Отже його сигнал не буде містити імпульсів руйнування, але мати в своєму складі ті ж самі сигнали шумів. В блок обробки шумів інформація з каналів поступає у вигляді електричного потенціалу, який складається з постійної складової, яка залежить від властивостей металу, температурного поля і напруженого стану, шумів і імпульсів руйнування.

В ході виконання роботи отримані наступні **висновки**:

1. Проведено аналіз методів визначення залишкового ресурсу елементів обладнання і систем руйнівними методами та неруйнівними методами.

2. Запропоновано для своєчасного отримання даних про розвиток втомних і корозійно-втомних процесів і прогнозування залишкового ресурсу застосування моніторингу заснованому на імпульсному методі.

3. Розроблено структурна схема алгоритму ідентифікації електрохімічних імпульсів і структурні схеми на основі математичної ідентифікації електрохімічних імпульсів.

4. Запропоновано і захищено патентом на корисну модель №143431 спосіб корозійно-втомного моніторингу з очисткою від шуму.

Барут К. А., Зінченко Д.М.

АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ ШВИДКІСНОГО НАДЛЕГКОГО ЛІТАКА

Дисертаційне дослідження присвячене вирішенню надзвичайно актуальної проблеми розвантаження інфраструктури пасажирських перевезень в сучасній урбаністичній цивілізації. Авіація загального призначення, що здебільшого складається із легких та надлегких літаків та вертольотів. При цьому найбільш чисельним є сектор саме надлегких літаків, що зумовлено як меншою вартістю надлегкого літака, так і менш складними вимогами до пілотів надлегких літаків. Проте надлегкий літак класичного компонування має вже давно усталені льотно-технічні характеристики, зокрема швидкість крейсерського польоту. Це зумовлює доцільність виконання досліджень, спрямованих на збільшення швидкісних характеристик надлегкого літака. Виникнення низки моделей надлегких літаків, що мають швидкість крейсерського польоту в 300 км/год підтверджують доцільність обраного напрямку досліджень.

Для вирішення зазначеної проблеми в дисертаційній роботі виконано огляд та аналіз наукових досліджень з аеродинаміки надлегких літаків, розглянуто вживані методики визначення аеродинамічних характеристик.

Сплановано програму обчислюваних експериментів, обґрунтовано методологічний апарат дослідження, створені розрахункові моделі. Виконано моделювання обтікання базового компонування, на підставі результатів першого етапу проведено дослідженню впливу різних типів профілів крила на аеродинамічну ефективність компонування.

Досліджено ефективність механізації крила, виконаний аналіз впливу аеродинамічних навантажень на вагу конструкції. Сформоване компонування надлегкого швидкісного літака, що здатний реалізувати крейсерську швидкість польоту 300 км/год за умови базування на аеродромах загальної авіації.

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РУЛІВ ВИСОТИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ» МЕТОДАМИ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОЇ АЕРОДИНАМІКИ

При проектуванні літального апарата необхідно відшукати раціональний компроміс між його стійкістю та керованістю, оскільки чим стійкіший літак, тим важче вивести його зі стану рівноваги, тим гірша його керованість. Стійкість літака забезпечується певним положенням його центра мас щодо фокусу, а ефективність органів керування визначає балансувальні втрати. Найточнішим методом визначення балансувальних втрат до початку льотних випробувань є експеримент в аеродинамічній трубі. Основним його недоліком є висока вартість та витрата часу на виготовлення моделі, проведення самого експерименту та обробки результатів. Простішим засобом визначення аеродинамічних коефіцієнтів літального апарата, особливо на етапі попереднього проектування, є низькорівневі методи обчислювальної аеродинаміки. Вони не потребують значних ресурсів обчислювальної техніки та багато часу, проте результати можуть мати похибки щодо істинного значення досліджуваної величини.

За допомогою програмного забезпечення *XFLR5* виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарата «А-8» схеми «тандем», з відомими геометричними параметрами та аеродинамічними характеристиками, при певних відхиленнях руля висоти, який розташовано на передньому крилі. Застосовано метод вихрової решітки (*Vortex Lattice Method*) з підковоподібними та кільцевими вихорами (*VLM1* і *VLM2*, відповідно). Результати розрахунку порівнювалися з результатами експерименту в аеродинамічній трубі. Кількісно визначено вплив інтерференції крил на ефективність рулів висоти: зміна коефіцієнта підйімальної сили виявляється меншою на 17%, а коефіцієнта поздовжнього моменту – більшою на 29%, ніж для ізольованого крила.

Для оцінки ефективності рулів висоти відносно коефіцієнту підйімальної сили та моменту тангажа при малих кутах відхилення руля вниз (до 10°) можна рекомендувати математичну модель кільцевих вихорів (*VLM2* або *Ring Vortex*), але в жодному разі не підковоподібних вихорів (*VLM1* або *Horseshoe Vortex*). Якщо рулі висоти в розрахунку відсутні, то обидві моделі дають практично тотожні результати, хоча час розрахунку з *VLM2* приблизно вдвічі менший. При великих кутах відхилення рулів вниз (більше 10°) та при їх відхиленні вгору числовий метод з обома моделями значно завищує ефективність рулів і не може бути рекомендований навіть для грубих оцінок.

МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТАЛЕЙ З КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ

При створенні нових зразків сучасної техніки вимоги, що пред'являються до конструкційних матеріалів, гранично високі. Тому композиційні матеріали знаходять в даний час все більш широке застосування в різних галузях машинобудування.

До явних переваг композиційних матеріалів те, що у порівнянні з традиційними конструкційними матеріалами (металами) композити мають ряд переваг, серед яких найголовніші: порівняно низька щільність, високі питома міцність і жорсткість; висока хімічна і корозійна стійкість; технологічність переробки у виробі; високі характеристики волокнистих КМ; можливість управляти силовими потоками за рахунок раціонального розташування арматури; наявність спеціальних властивостей (радіопрозорість, термостійкість та ін.).

Метою дослідження є виконання наукового завдання, яке полягає в вирішенні проблеми недостатньої міцності та удосконалення оптимальної ваги конструкції мультикоптера за допомогою композиційних матеріалів, а також визначення механічних характеристик деталей мультикоптера з композитних матеріалів.

Фізико-механічні властивості конструкційних матеріалів, їх міцність і жорсткість визначаються в результаті механічних випробувань. За характером впливу на матеріал методи випробувань поділяються на прямі (руйнують), засновані на безпосередньому вимірюванні навантажень і деформацій у всьому діапазоні навантаження зразка, і непрямі (руйнівні), коли та чи інша характеристика матеріалу визначається за непрямыми показниками. У неруйнівних методів випробувань виділяються три основних напрямки: контроль фізико-механічних характеристик, дефектоскопія елементів конструкцій та вимірювання напруг. За допомогою прямих методів випробувань отримують відомості про властивості конструкційних матеріалів, необхідних при проектуванні і перевірки конструкцій на їх основі. При використанні неруйнівних методів контролю вони повинні бути обґрунтовані і перевірені за допомогою прямих методів.

Випробування на одноосьовий розтяг проводять на плоских і трубчастих зразках. Плоскі зразки за формою можна розділити на смужки і двосторонні лопатки. Смужки зазвичай використовують при випробуваннях вздовж напрямку армування. Вони прості за формою і забезпечують стабільність результатів вимірювань.

Зразки у формі двосторонніх лопаток (рис. 1.1) зменшують ймовірність руйнування в місцях кріплення і гарантують руйнування в робочій частині.

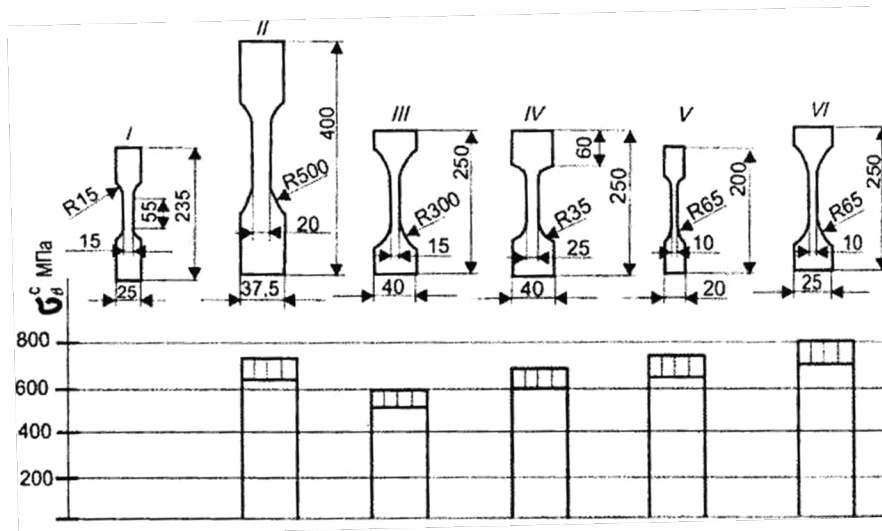


Рис.1.1. Типи двосторонніх лопаток для випробувань

Відмінності в поведінці КМ при розтягуванні, в порівнянні з ізотропним матеріалом, особливо проявляються при навантаженні зразків під кутом до напрямку армування, не рівним 0 і 90 °. В цьому випадку зразок відчуває не тільки лінійні, але і зсувні деформації. Форма зразків при цьому спотворюється. Якщо укладання волокон симетрична щодо осі навантаження, то при деформації зразок зберігає прямокутну форму. В обох випадках механічні характеристики таких матеріалів визначаються з великою похибкою, так як істотний вплив роблять крайові ефекти, викликані подрізкою волокон арматури на бічних поверхнях зразків. Встановлено, наприклад, що визначається експериментально величина модуля пружності зростає зі збільшенням ширини зразків.

При визначенні модуля пружності проводиться вимір збільшення навантаження в межах пружної деформації - ΔP і абсолютної $L_{пр}$ або відносної деформації $\varepsilon_{пр}$. Замір деформацій проводиться за допомогою спеціальних тензометрів або тензодатчиків.

Модуль пружності розраховується за формулою:

$$E = \frac{\Delta P L_{пр}}{F \Delta L_{пр}} = \frac{\Delta P}{F \varepsilon_{пр}}, \quad (1.1)$$

Де F – площа поперечного перерізу робочої частини зразка;

$L_{пр}$ - довжина робочої частини.

Межа міцності знаходять за співвідношенням:

$$\sigma_p^B = \frac{P_p}{F}, \quad (1.2)$$

Де P_p - руйнуюче зусилля.

Коефіцієнт Пуассона знаходиться за формулою:

$$\mu = \frac{\Delta L_{\perp}}{L_{\perp}} \frac{L}{\Delta L} = \frac{\varepsilon_{\perp}}{\varepsilon}, \quad (1.3)$$

де ΔL_{\perp} - абсолютна поперечна деформація на базі L_{\perp} ;

ΔL - абсолютна поздовжня деформація на базі L .

Відносні деформації $\varepsilon_{\perp}, \varepsilon$ також можна вимірювати безпосередньо тензодатчиками.

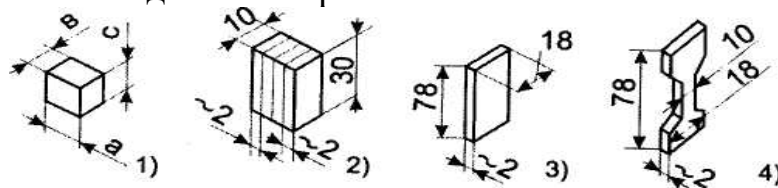
Так як при стиску, так само, як і при розтяганні, реалізується зонах напружений стан, розрахункові залежності для визначення механічних характеристик залишаються такими ж, як і при розтяганні. Однак вимоги до форми та розмірів зразків, способи їх кріплення і навантаження, види руйнування зразків в обох випадках різні.

Якщо при розтягуванні руйнування відбувається внаслідок безпосереднього руйнування волокон або матриці від дії навантаження, то при стисненні - в результаті втрати стійкості волокон або зсуву. З-за слабкого опору КМ зсувними напруги відбувається розшарування його вздовж волокон, часто супроводжується випучиваним шарів арматури, розташованих поблизу бічних поверхонь зразка. На діаграмі $P - \Delta L$ при цьому спостерігаються характерні стрибки, та їх використання для визначення показників жорсткості і міцності може виявитися скрутним. Сильно спотворити результати може також неточна установка зразків, неправильний вибір їх розмірів і форми.

При випробуваннях на стиск повинна бути забезпечена стійкість самого зразка, особливо його робочої частини. Для виключення втрати стійкості дослідження проводяться на коротких зразках, а при випробуваннях тонких пластин застосовуються пристосування, в яких плоскі поверхні зразка стосуються призматичних виступів або м'яких наповнювачів, запобігають його спучування, але забезпечують свободу деформування в площині зразка.

Дослідження міцності і пружних констант при стисненні проводиться на різних зразках. Для визначення модуля пружності використовують більш довгі зразки, які мають досить однорідне поле напружень у робочій частині. Значення межі міцності можна отримати при випробуванні більш коротких зразків (рис.2.3.).

Результати дослідження міцності КМ на зразках різного виду показують, що у зразків у формі куба (рис.2.3., поз. 1) міцність на стискання в 1,5 рази нижче, ніж у тонких пластин (поз.3), і майже в 2 рази нижче, ніж у зразків-лопаток (поз. 4). Пояснюється це тим, що в коротких зразках деформації по довжині робочої частини нерівномірні, поперечна деформація опорних площин обмежена тертя в опорах. Рекомендації по вибору розмірів і типу зразків є тільки для полімерних КМ.



Зразки-паралелепіеди (поз. 2, 3) слід застосовувати в умовах дії порівняно невеликих навантажень (до 30 - 40% R_p) для вимірювання пружних постійних матеріалів уздовж головних осей. Ширину зразка вибирають в межах $b = 12...30$ мм, а довжину L розраховують так, щоб гнучкість зразка знаходилася в інтервалі:

$$\lambda = L / \sqrt{J_{min}/F} = 11 \dots 15 \quad (1.4)$$

Зразки-паралелепіеди використовують також і для визначення характеристик при стисненні на зразках з орієнтацією волокон під кутом 45° до навантаження. У цьому випадку, щоб зменшити вплив крайових ефектів, потрібно витримати співвідношення $L / b > 3$.

Двосторонні лопатки (поз. 4) мають чітко виражену робочу частину. Їх використовують для вимірювання міцності і жорсткості КМ з різною орієнтацією волокнистої арматури.

Зразки з круглим поперечним перерізом, які забезпечують менший розкид значень міцності і жорсткості, застосовують для армованих металів, вуглепластиків і органопластиків.

В ході виконання роботи отримані наступні **теоретичні та практичні результати:**

1. В результаті виконаної роботи було здійснено детальний огляд відповідної науково-технічної інформації та визначені шляхи дослідження теми роботи. Проведено дослідження методів випробування композитних матеріалів на міцність, жорсткість, різножорсткість елементів.

2. Розроблено робочу документацію виготовлення стендів пристосувань для визначення механічних характеристик композитних матеріалів, приведено два типа пристосувань для визначення міцнісних характеристик деталей з композитних матеріалів.

Вихор А. С., Толстой С. А., Сухов В. В.

ФЮЗЕЛЯЖ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Розглянуто питання, пов'язані з впровадженням нової сучасної технології безстапельного складання агрегатів літаків, а саме фюзеляжів, на вітчизняних авіабудівних підприємствах.

Впровадження прогресивних технологічних процесів змінило методологію технологічної підготовки виробництва і призвело до необхідності технічного переозброєння виробництва. На жаль, на вітчизняних підприємствах досі використовуються застарілі технології, тому, з урахуванням цього фактору, було прийнято рішення проаналізувати можливість впровадження технології безстапельного складання. Проект покликаний показати рівень даних рішень по перспективних літаках для їх можливого впровадження і використання на українських авіаційних підприємствах. При цьому фінансування програми з боку держави прискорить цей процес.

Сучасний період розвитку авіаційної техніки характерний значним прискоренням темпів принципів змін і вдосконалень конструкцій літальних апаратів, використанням високоефективних двигунів, різноманітних композиційних матеріалів та нового електронного бортового обладнання, тому створення літаків нового покоління (як військових, так і цивільних) ведеться із застосуванням сучасних методів автоматизованого тривимірного комп'ютерного проектування, прогресивних технологічних процесів, які передбачають наявність високотехнологічного обладнання.

Електронні моделі компонентів ЛА, технологічної оснастки для їх виготовлення, а також технологічних процесів дають можливість реалізувати програмне забезпечення на всіх етапах виробництва, включаючи складання та контроль геометричних параметрів. Такий підхід дає можливість виконання більш точної і якісної ув'язки конструкції (точність до 0,003 мм) і дозволяє вносити конструктивні зміни не на реальній конструкції (вже під час її виготовлення), а на «віртуальній».

При складанні та стикуванні агрегатів, таких як фюзеляж, у вітчизняній практиці застосовується складальне пристосування – стапель, або візок з ложементами. Складальною базою при цьому способі базування є робочі поверхні обводоутворюючих елементів стапеля (візка), які еквідистантні теоретичному контуру обшивки агрегату (відсіку, панелі, секції). При такому базуванні, точність виконання зовнішнього контуру агрегату складає 0,4...0,5 мм; сама ж похибка складання визначається точністю виготовлення рубильника (ложемента) і точністю установки його в стапелі (на візку). Ніякі інші похибки (похибки обшивки, деформування елементів, температурні похибки) не впливатимуть на точність складання

зовнішнього контуру. При складанні фюзеляжу іншим розповсюдженим способом, а саме по поверхні каркасу, точність обмежується вже 2,0...2,5 мм.

При використанні таких стапелів та (або) візків, цикл виробництва літака сягає 6...12 місяців, а окремі операції можуть займати до 20 робочих змін, що пояснюється використанням переважно ручної праці, застарілого механізованого інструменту, архаїчних метрологічних засобів контролю геометричних параметрів і точності, необхідності несистемного періодичного доопрацювання по місцю і т.д.

На передових сучасних підприємствах операції, які на вітчизняному виробництві тривають 20 робочих змін, займають всього 8 годин, за рахунок автоматизації та використання високоточних засобів технологічного оснащення. Прикладами можуть слугувати складання каркасу підлоги пасажирського літака, кесону крила та ін..

На арені сучасного ринку авіаційної техніки, літак, виготовлений з застосуванням застарілого обладнання, не витримує ніякої конкуренції і свідомо приречений на провал. Необхідність технічного переоснащення підприємства є запорукою відповідності вітчизняних авіабудівних підприємств світовим стандартам. Щодо фюзеляжу літака, то розглядається впровадження технології безстапельного складання та стикування його відсіків із застосуванням сучасного автоматизованого обладнання.

При такому способі використовується автоматизоване обладнання, відмінне від стапеля. Базування відбувається по поверхні каркасу: спочатку встановлюються шпангоути та стрингери, а потім до них кріпиться обшивка, при цьому фактично не контролюється отримуваний зовнішній контур. Такий метод дає достатню точність та значно скорочує цикл виробництва. Трудомісткість складання, у порівнянні зі стапельним методом, на 40% менша.

Дана технологія базується на використанні CAD/CAM/CAE-систем, з яких, в якості бази для визначення положення агрегату в просторі цеху, використовуються 3D-моделі деталей, вузлів, інших складових частин апарату. Для контролю геометричних параметрів, точності позиціонування та базування застосовуються лазерні трекери, які виконують сканування складального оснащення та поверхні об'єкту, порівнюючи отримані дані з відповідною CAD-моделлю.

Застосування сучасних засобів технологічного оснащення дозволяє забезпечити необхідний рівень якості, а також полегшити виконання складальних операцій для робітників.

При складанні відсіків фюзеляжу може застосовуватися наступне обладнання: клепальний автомат порталного типу (наприклад, Broetje C-Pack), складальний стенд із візком-супутником (також фірми Broetje Automation), складальний автомат Broetje I-Sac. Для стикування відсіків, в

якості базового, також розглядається стикувальний стенд Broetje FLAS. Точна лазерна вимірвальна техніка утворює, в комбінації з ЧПУ і системою корегування позиції агрегатів, які стикуються, відмінну технологію позиціонування: в результаті кожен агрегат переміщується в точну позицію стикування. Також можливий варіант використання комбінованого стенду для безстапельного стикування відсіків фюзеляжу та крила Broetje I-JAS. Застосування лазерних трекерів дозволить з високою точністю контролювати положення агрегатів при стикуванні, геометричні параметри фюзеляжу, порівняти відхилення поверхонь від теоретичного контуру та 3D моделі агрегату.

Прогнозуючи результат застосування описаних змін, цикл виробництва з таким обладнанням можна зменшити в 5 разів, у порівнянні з вітчизняним, за рахунок впроваджені автоматизації складальних та стикувальних процесів.

Собівартість сучасного ЛА напряму залежить від рівня технології, за якою він створюється. Сама авіаційна конструкція, будучи, за замовчуванням, конкурентоздатною, передбачає відповідність вимогам технологічності, яка у сукупності із застосовуваними засобами технологічного оснащення і формує технологічний облік виробу. І якщо потужний і талановитий кадровий потенціал авіаційного підприємства існує (створений або збережений), то необхідною умовою його плідної роботи є відповідний техніко-технологічний потенціал.

ОСОБЛИВОСТІ НАВАНТАЖЕННЯ КРИЛА ЛІТАКА ПРИ ПОЛЬОТІ В ТУРБУЛЕНТНОМУ ПОВІТРІ

Політ в неспокійному повітрі є одним з характерних випадків динамічного навантаження конструкції літального апарату (ЛА). Під динамічними навантаженнями розуміють такі навантаження, в утворенні яких, крім зовнішніх сил і сил, викликаних рухом ЛА як твердого тіла, беруть участь і сили, що обумовлені пружними коливаннями конструкції. Визначення динамічних навантажень відносяться до завдань забезпечення безпеки літака за умовами міцності. Вони включають в себе розгляд всіх відповідних комбінацій ваги, центрування, корисного вантажу, палива, швидкості і висоти польоту для знаходження найбільш несприятливих умов навантаження. Задачі пов'язані з визначенням навантажень, що виникають при польоті в турбулентному повітрі, відносяться до прямих задач, коли під конкретно поставлені розрахункові умови (наприклад, величина пориву в польоті, швидкість та висота польоту) розраховується система діючих сил, яка і передається для визначення міцності при проектуванні літака. У разі якщо динамічні навантаження виявляються найбільш важкими, вони використовуються і для статичних випробувань конструкції.

Метою роботи є визначення особливостей навантаження крила турбореактивного літака транспортної категорії при польоті в турбулентному повітрі на різних режимах польоту (висота, швидкість, завантаженість).

Дослідження проведено на основі літака типу АН-148. Розглядалися вертикальні рівномірні за розмахом крила пориви турбулентного повітря у формі фон Кармана. Аналіз отриманих результатів проведено шляхом порівняння отриманих значень поперечної сили Q_y , згинального M_x та крутного M_z моментів та їх розподілу за розмахом крила. Обчислення навантажень та побудова розрахункових моделей літака здійснювалися за допомогою програмного пакету IMAD. Аеродинамічні коефіцієнти визначалися за допомогою панельного методу дипольної решітки (*DLM*).

При розрахунку навантажень, що виникають при польоті в неспокійному повітрі велику увагу варто звернути на кількість обчислювальних тонів власних коливань конструкції літака. Оскільки вони визначають характер динамічної реакції конструкції літака на вплив зовнішніх збуджуючих чинників. Тому, в першу чергу, були визначені основні навантаження на крило літака з урахуванням по 5, 10, 20 та 40 перших симетричних та антисиметричних тонів при всіх інших незмінних розрахункових умовах. Отримані результати показали, що абсолютні значення навантажень зі збільшенням кількості обчислюваних тонів зростають. Варто відзначити, що навантаження при горизонтальному

польоті отримані практично однакові для усіх чотирьох випадків. Це свідчить, що кількість обчислюваних тонів першочергово впливає на динамічну реакцію літака. Також, чим менша кількість тонів, то більша різниця в отриманих значеннях навантажень, а в випадках з 20 та 40 тонами величини навантажень не відрізняються більш ніж на 0,1%. Хоча максимальні частоти 20 тону мають величину 28-32 Hz, а 40-ого -103-105 Hz. Тому можна говорити, що визначення перших 40 тонів не є необхідністю, а достатньо 20-25 тонів. Особливо позитивно це позначається на часі проведення обчислень, який відрізняється майже в 4 рази.

Також, значне значення на навантаження має швидкість польоту літака, недарма в нормативних документах (АП-25, CS-25, FAR-25) вказано, що при перевищенні крейсерської швидкості V_C потрібно пропорційно зменшувати розрахункове значення експлуатаційної інтенсивності пориву U_s до величини $1/2U_s$ при швидкості V_D . Це пов'язано як з експлуатаційними обмеженнями на великих швидкостях польоту так і з тим, що на високих швидкостях літак має більшу інертність, що зменшує негативний вплив турбулентності на перевантаження літака. Але в даній роботі це обмеження було відкинуто, та розглянуто три швидкості польоту ($V_{Він} = 500$ км/год, $V_{Сін} = 550$ км/год та $M_D = 0.85$) на однаковій висоті 9 км. Отримані навантаження показали закономірний ріст зі збільшенням швидкості польоту. Однак найбільші значення навантажень M_x та Q_y отриманих на кінцевих частинах крил ($z \geq 0.7$) досягнуто на швидкості $V_{Він}$.

Висота польоту також відіграє свою роль. Розглянуто політ на чотирьох висотах: 0, 3000, 6000 та 8930 м на швидкості $V_{Сін} = 550$ км/год. На висоті 8930 м швидкість $V_{Сін}$ співпадає з $M_C = 0.81$. Навантаження, що діють в горизонтальному польоті зростають по всьому розмаху крила з ростом висоти польоту. Максимальні значення поперечної сили Q_y та згинального моменту M_x отримані на мінімальній висоті та з ростом висоти вони зменшуються, однак на висоті 8930 м ці навантаження стали зростати. Максимальні значення крутного моменту M_z зростають зі збільшенням висоти польоту. Варто відмітити, що при зміні швидкості та висоти польоту, а саме чисел Маха необхідно перераховувати аеродинамічні коефіцієнти. Якщо цього не зробити, то при зменшенні реального числа Маха значення навантажень будуть обчислені вищими, ніж при перерахунку аеродинамічних коефіцієнтів на нове нижче число Маха.

Маса літака також впливає на його навантаження, тому було розглянуто чотири варіанти польотної маси літака (26.3т, 35.3т, 41.5т та 43.7т) з різними комбінаціями заправки паливом (1.1т, 7.4т та 9.5т) та завантаження корисного вантажу (0 або 9т). Отримані результати показали, що значення поперечної сили Q_y та згинального моменту M_x при найлегшій конфігурації очікувано найменші, а максимальні значення отримані при повному завантаженні літака, однак в корневих перерізах максимальне

значення поперечної сили Q_y отримано для конфігурації з пустими крилевими баками. Значення крутного моменту M_z найбільше навпаки при найлегшій конфігурації.

Отже, визначивши мінімальну необхідну кількість розглядуваних тонів власних коливань літака можна перейти до розгляду усіх необхідних режимів польоту, та визначити критичні розрахункові точки, які можна уточнити врахувавши більшу кількість тонів та форм коливань. Загалом, це допоможе зменшити загальний час розрахунків навантажень при польоті в турбулентному повітрі. Також визначено, що деякі навантаження досягають максимальних значень на відносно малих швидкостях польоту чи в різних діапазонах висот. Тому все ще залишається необхідність розгляду максимальної кількості розрахункових випадків для визначення реальної картини навантаженості крила літака при польоті в турбулентному повітрі.

Герасименко О. І., Толстой С. А., Сухов В. В.

ЗАСТОСУВАННЯ СУЧАСНИХ СКЛАДАЛЬНИХ І ТЕХНОЛОГІЧНИХ БАЗ ПІД ЧАС ВИГОТОВЛЕННЯ ВІДСІКІВ ЛІТАКА

Складальне виробництво є одним із фінальних і найбільш відповідальним етапом виробництва літаків. Рівень технічного і організаційного вдосконалення складального виробництва, трудомісткість якого для сучасного літака складає 40...50% від трудомісткості виготовлення літального апарату (далі – ЛА) в цілому, в значній мірі визначає його технологічну собівартість.

Однією з характеристик сучасного авіаційного виробництва є більший або менший рівень кооперації робіт із створення повітряного судна. Практично жодне авіаційне підприємство світу не має власного замкненого циклу виробництва, що і не потрібно у сучасних умовах. Спостерігається тенденція виготовлення окремих компонентів літака на підприємствах, які знаходяться у досить віддалених один від одного місцях, як всередині однієї країни, так і за її межами, а фінальні етапи складання можуть здійснюватися на інших, спеціалізованих виключно на остаточному складанні, підприємствах. Така ситуація характерна як для великих (Boeing, Airbus Group, Bombardier та ін.), так і для цілого ряду менших авіабудівних підприємств і корпорацій.

Причинами великої трудомісткості і собівартості складальних робіт в авіаційній промисловості, а також значній тривалості виробничого циклу є невисока доля механізації і автоматизації складальних операцій, а також використання традиційних методів складання та схем ув'язки, які в основному орієнтовані на спеціальні складальні пристосування. Розвиток сучасного авіабудування характеризується посиленням конкуренції на світових ринках, що примушує підприємства вирішувати завдання забезпечення стабільної якості продукції і економії ресурсів (матеріальних, інтелектуальних), що залучаються для реалізації конкретних проектів або програм на всіх стадіях життєвого циклу виробу. Очевидно, що використання існуючих методів складання в умовах сучасного розвитку комп'ютерних технологій і при автоматизованому складанні є неефективним, тому є тенденція до створення нового методу складання — складання по віртуальним базам, або метод віртуальних баз. Суть цього методу складання полягає в тому, що базування деталей відносно одна одної або відносно елементів складального пристосування відбувається по електронному макету складальної одиниці за допомогою роботоманіпулятора. Тому наразі сформовано дві глобальні тенденції розвитку складального виробництва:

- посилення автоматизації процесу складання за рахунок гнучких

гібридних робіт;

- розробка нових методів складання з урахуванням сучасного розвитку комп'ютерних технологій і розвитку автоматизації складання.

Існує ряд публікацій, присвячених термінології у сфері назв, типів і видів баз, що використовуються при виготовленні компонентів та складанні ЛА. Аналіз цих публікацій дав змогу отримати адаптивне поняття щодо складальних та технологічних баз. Так, пропонується:

- під технологічними базами розуміти бази, що використовуються для виготовлення деталей і вузлів, які входять до складу відсіків (панелей, секцій) літаків;

- під складальними базами розуміти такі, що використовуються під час складання вузлів, панелей, секцій, відсіків і агрегатів із уже виготовлених компонентів.

Враховуючи велику кількість баз, які використовувались за епоху створення ЛА, в цілому, їх класифікація полягає у розгалуженні на дві основних категорії: бази по поверхнях і отворах. Всі інші види баз фактично є модифікаціями вказаних класифікаційних груп. Сучасні вимоги до повітряних суден потребують використання таких способів базування, які б забезпечували надвисоку точність взаємного розміщення компонентів, точність розмірів та форм їх поверхонь. У такому розрізі використання баз у вигляді отворів (базових і складальних), у поєднанні із сучасними засобами технологічного оснащення для базування (на основі лазерних центрвальних вимірювальних систем) є логічним і очевидним, як на етапі вузлового, так і агрегатного складання.

Це в повній мірі відноситься до складових частин (далі – СЧ), виготовлених, переважно, з металу. Щодо композиційних матеріалів (далі – КМ), то їх технологічні особливості є основним чинником, що впливає на вибір методу складання як конструкцій виключно з КМ, так і КМ та металів у різних співвідношеннях. Ці особливості, крім того, визначають вигляд і розташування складальних баз, які використовуються при конкретному методі складання. КМ, на відміну від металів, мають високий модуль жорсткості і не дозволяють отримувати пружні, навіть найменші деформації, що робить неможливою правку СЧ із КМ по місцю при виконанні складальних робіт. Доречно сказати, що саме поняття «правка при складанні» як сукупність будь-яких операцій з використанням силових (часто динамічних) способів отримання необхідних розмірів та (або) форми виробу є досить застарілим методом, не характерним для сучасної авіаційної галузі. При цьому, на жаль, він є досить уживаним на вітчизняних авіабудівних підприємствах. Але при будь-яких обставинах, операція правки КМ при складанні недопустима, а отже, неприпустимі і методи складання, які передбачають правку.

Розглядувана технологічна особливість КМ у значній мірі визначає

зміст вимог до елементів конструкції, що надходять на складання СЧ і планера в цілому, особливо тих, які стосуються точності аеродинамічного обводу і товщини елементів, що сполучаються. Використання складального оснащення з наявністю елементів, що утворюють обвід (в якості засобів забезпечення взаємозамінності при складанні СЧ, які містять елементи з КМ) нераціональне. Навпаки, використання «безстапельних» методів складання і характерного для них складального оснащення спрощеної конструкції, є одним із перспективних шляхів вирішення проблем складання СЧ із КМ, а також КМ і металів у різних співвідношеннях.

Тому потенційно можливими методами складання таких конструкцій, з числа відомих методів, є наступні:

- з базуванням по складальним отворах (далі – СО) без застосування складального оснащення (стапелів, пристосувань і т.п.);
- з базуванням по СО із застосуванням складального оснащення спрощеної конструкції;
- з базуванням по базових отворах (далі – БО) із застосуванням складального оснащення спрощеної конструкції;
- з базуванням по поверхні каркасу;
- з комбінованою схемою базування.

Призначення того або іншого методу складання СЧ з КМ, а також КМ і металів у різних співвідношеннях, залежить від ряду конструктивно-технологічних чинників, що визначають можливість його застосування. Одним з найбільш важливих чинників є ступінь розчленування авіаційної конструкції.

Забезпечення вигляду, місця розташування баз і складу складального оснащення є одними із найбільш трудомістких складальних робіт. Якщо розмежування складальних і технологічних баз можна провести, в цілому, за «класичною» методологією, то такий якісний параметр технологічності авіаційної конструкції, як орієнтування на певний метод складання, стає ще більш актуальним – і для металевих конструкцій, і для конструкцій із КМ і металів у різних співвідношеннях. Екстраполяція складальних баз, успішно застосовуваних для металевих авіаційних конструкцій минулого на сучасні ЛА є неприпустимою без аналізу ряду уточнюючих факторів. При цьому, призначення нових методів складання не означає відмову від складальних баз, що добре себе зарекомендували, переважно у вигляді отворів, які і сьогодні залишаються одними із найпрогресивніших.

Дунай О. Б., Бурнашев В. В.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Математична модель руху літального апарату представляє собою систему нелінійних диференціальних рівнянь із коефіцієнтами, які містять інформацію про його статичні та динамічні властивості. Значення цих параметрів потрібні для синтезу законів автоматичного керування та інших цілей, наприклад, створення флайт-моделей для авіаційних тренажерів. Аналітичний розрахунок моделі літака пов'язаний із деякими труднощами та не завжди достатньо точний. У сучасній літературі описано декілька методів ідентифікації, що використовують різні методики проведення льотних експериментів.

Точність отриманих в ході льотних експериментів даних в значній мірі залежить від характеристик бортової вимірювальної апаратури, а також від погодних умов. Тому важливим етапом планування експерименту з ідентифікації є вибір набору датчиків первинної інформації, а також визначення допустимих умов, за яких його доцільно проводити. Однак у публікаціях, як правило, така інформація неповна або відсутня.

Для створення алгоритму льотних випробувань та обробки польотної інформації обрано метод ступінчастої дії на органи керування. Суть його полягає у отриманні перехідних характеристик шляхом відхилення та фіксації на деякий час відповідного органа керування. Для повздовжнього каналу – це руль висоти (РВ); поперечного – елерони та руль напрямку (РН). У роботі досліджувалися процеси у повздовжньому каналі керування літаком. За неможливості тривалого утримання аеродинамічної поверхні (наприклад, якщо виникає загроза звалювання), допускається докладати імпульсну дію – виконувати різкий ривок з поверненням в нейтраль, отримуючи таким чином імпульсну характеристику. Однак методика обробки отриманих даних у такому випадку відрізнятиметься від описаної.

В роботі приймалося, що літальний апарат відносно кутів атаки та ковзання являє собою ланку другого порядку. Отримавши графік перехідного процесу ЛА, як його реакцію на східчасте відхилення РВ або РН, та знайшовши величину перерегулювання, можна визначити величину відносного коефіцієнта демпфування.

У випадку ідентифікації надмалих ЛА можна зіткнутися із труднощами у визначенні кута атаки, оскільки не всі такі літаки комплектуються системою повітряних сигналів через недостатню її точність на малих швидкостях польоту. Однак системи визначення орієнтації більшості сучасних літаків мають можливість запису траєкторії літака у земній системі координат (СК), що дає можливість визначити кут нахилу траєкторії Θ у кожний момент часу. Знаючи кут тангажу в даний момент,

можна обраховувати кут атаки як їх різницю. Однак такий метод не підходить для використання в умовах значних вітрових збурень, тому такі випробування для надмалих безпілотних літальних апаратів доцільно проводити у закритому приміщенні достатніх розмірів.

В якості джерела похибки приймаються похибки датчиків первинної інформації вплив вітру. Вплив кожної складової на сумарну похибку ідентифікації прийнято рівноцінним. Для випробувань на ідентифікацію коефіцієнта демпфування встановлено обмеження на його відносну похибку в 10%. Модель похибки виведено шляхом застосування часткових похідних за відомими законами залежності коефіцієнта демпфування та підйомної сили від вимірювальних величин. Таким чином, визначено вимоги до точності вимірювачів кутового положення та параметрів траєкторії літака, а також допустиму швидкість середнього горизонтального вітру.

Дослідження характеристик точності систем оцінки орієнтації, що встановлюються виробником на обраний тип літака виявило їх невідповідність висунутим вимогам. Однак на ринку присутні і такі, що їх задовольняють. Згідно карти вітрів України, погодні умови впродовж значної частини року дозволяють проводити експерименти. Для перевірки відсутності методичних похибок алгоритму на основі моделі похибки було розраховане значення похибки ідентифікації коефіцієнта демпфування кута атаки при дотриманні усіх висунутих вимог.

Алгоритм ідентифікації

1. Увімкнути реєстрацію параметрів польоту у часі.
2. Визначити напрямок та швидкість вітру у місцевості, де проводяться випробування. Випробувальні польоти виконувати проти вітру. Фіксувати час початку кожного випробування для знаходження відповідної ділянки запису параметрів польоту.
3. Для випробування на визначення коефіцієнта демпфування виконати різке відхилення РВ з його фіксацією, не допускаючи переходу літального апарату у звалювання.
4. Після закінчення випробувальних польотів перенести дані бортової пам'яті у вигляді Matlab-файлу (-ів) на комп'ютер для обробки.
5. Виділити ділянки запису кожного випробування. Для випробувань на визначення коефіцієнтів демпфування необхідно визначити максимальні та усталені значення перехідного процесу.
6. Визначити величини перерегулювання σ .
7. Визначити коефіцієнт демпфування за формулою:

$$\xi = \frac{|\ln(\sigma)|}{\sqrt{\ln^2 \sigma + \pi^2}}.$$

Льотні випробування проводилися з використанням програмного авіаційного симулятора Microsoft Flight Simulator X та флайт-моделі літака Аеропракт А-22LS до нього, розміщеної у відкритому доступі. Запис параметрів польоту виконано за допомогою утиліти-«чорного ящика»

AeroLog. Метою експерименту було провести ідентифікацію коефіцієнта демпфування у повздовжньому каналі літака та переконатися, що похибка ідентифікації знаходиться у допустимих межах.

Розроблений алгоритм ідентифікації, а також модель його похибок дозволяють визначити вимоги до характеристик системи оцінки орієнтації, що встановлюється на досліджуваний ЛА, а також обмеження на швидкість вітру під час експерименту.

Фактична похибка ідентифікації не перевищила розрахованої, що говорить про відсутність методичної похибки алгоритму.

До переваг методу належить простота організації льотного експерименту та обробки отриманих результатів. В той же час він дозволяє отримати параметри моделі, які не надаються за результатами продувок в аеродинамічній трубі. До недоліків – необхідність встановлення на літак системи орієнтації підвищеної точності.

Живіцький М. В., Сухов В. В.

ВИКОРИСТАННЯ ВАКУУМНОЇ ІНФУЗІЇ ДЛЯ ОТРИМАННЯ ВИРОБІВ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Вакуумна інфузія на сьогодні є найбільш перспективною технологією отримання композиційних матеріалів. Використання вакуумної інфузії як процесу для отримання виробів із композиційних матеріалів обумовлене низкою причин:

- Отримання композиційних матеріалів із високим вмістом армуючого матеріалу;
- Низька пористість;
- Відсутність матеріалів з малим терміном життя (препрегів), час підготовки і складання вакуумного мішка необмежений;
- Відсутність необхідності в дорогих автоклавах або пресах і інжекційних системах;
- Можливість виготовлення великих деталей цілком без поділу на складові частини.

Дані чинники сприяли розвитку технології вакуумної інфузії, а також обумовлюють її широкий потенціал для подальшого застосування. Процес вакуумної інфузії полягає в заповненні рідким зв'язуючим пір у армованому матеріалі, який попередньо пройшов процедуру вакуумування.

Після просочення відбувається затвердіння рідкої смоли з утворенням жорсткої полімерної матриці, що обумовлює рівномірний розподіл навантаження в композиційному виробі. Типовими армуючими матеріалами є: склотканина і вуглецева тканина. Як зв'язуюче можуть застосовуватися епоксидні, поліефірні, епоксивінілефірні та ін. матеріали.

При виборі зв'язуючого необхідно знати, при якому рівні вакууму воно може закипіти. Наприклад, стирол, що міститься у всіх поліефірних зв'язуючих, закипає при кімнатній температурі, якщо тиск у вакуумному пакеті складає менше 50 мм рт. ст., тоді, як епоксидні зв'язуючі не закиплять навіть при 1 мм рт. ст. Також слід переконатися, що зв'язуюче не містить розчинників, які також будуть закипати в процесі інфузії, і сприятимуть утворенню пір і зниженню міцності виробу.

Ключовими технологічними чинниками, що впливають на якість кінцевого виробу є герметичність пакета.

При наявності дірок або нещільного прилягання джгута композиційний матеріал буде пористим, матиме недосконалу поверхню, а також процес інфузії може не завершитися.

При недостатньому вакуумі (більше 100 мм рт. ст.) армуючий матеріал стискається недостатньо щільно, і вміст зв'язуючого у виробі може бути завищеним, а також може зростати пористість.

Високов'язка смола (із в'язкістю вище 500-600 мПа*с) просочує матеріал занадто повільно і може утворювати незаповнені порожнечі (пори), як всередині КМ, так і на його поверхні.

Швидке гелювання смоли може привести до того, що інфузія не встигне завершитися. В'язкість починає зростати набагато раніше гелювання, тому зв'язуюче необхідно вибирати з великим запасом часу на гелювання. Бажано, щоб час гелювання був не менше 5 годин.

При розташуванні провідних зв'язуючих матеріалів бажано, щоб від закінчення провідної сітки до виведення вакууму в усіх точках, була приблизно рівна відстань 2-5 см. Довжина сітки без підведення зв'язуючого – не більше 1 метра. Існує кілька стандартних стратегій для великогабаритних виробів щодо розподілу підвідних трубок до просочуваної форми, такі як, риб'ячий скелет або паралельні вводи, які послідовно відкриваються. Також для великогабаритних виробів часто застосовують моделювання просочення.

При отриманні композиційних матеріалів методом вакуумної інфузії велику увагу слід приділяти викладанню шарів вуглецевої тканини, допоміжних матеріалів і збірки вакуумного мішка.

Вуглецева тканина повинна щільно прилягати до оснащення або гелкоату. За необхідності краще зробити підклею тканини до оснащення за допомогою клею (спрею) або липкої стрічки. Слід уникати виникнення натягнутостей або точок неповного прилягання тканини до оснащення або гелкоату, оскільки це може викликати зміну геометричних розмірів внутрішньої частини виробу, а також призводить до збільшення ваги кінцевого виробу в зв'язку з утворенням ділянок із підвищеним вмістом зв'язуючого. Необхідно ретельно контролювати щільне прилягання матеріалів по всій поверхні для всіх шарів вуглецевої тканини, а також для всіх допоміжних матеріалів.

При закріпленні дренажної сітки для розподілу зв'язуючого, слід пам'ятати, що при використанні тонкого вакуумного мішка, вакуумна сітка може його проткнути. Після встановлення вакуумного мішка необхідно переконатися в його герметичності. Для цього потрібно на деякий час відключити насос і стежити за тим, щоб за 5 хвилин вакуум не впав більше, ніж на 10 мм рт. ст. Для зручності роботи краще використовувати вакуумні насоси з досить високою продуктивністю. Це дозволить швидко відкачувати вакуумний мішок, а також не спричинить істотного падіння вакууму при наявності «мікродірочок». При потраплянні повітря у вакуумний мішок, утворюються пори в КМ, які призводять до дефектної поверхні з «вибоїнами» в місцях переплетення тканини, а також до істотного падіння механічних характеристик. КМ отримується крихким і неміцним, а лише 1% пір спричиняє падіння міжшарової міцності приблизно на 10%.

Існує велика кількість методів, що дозволяють тим або іншим чином управляти процесом вакуумної інфузії, як, от: математичне моделювання процесу просочення, використання напівпроникних матеріалів для отримання деталей з мінімальною пористістю, використання різних провідних сіток для забезпечення необхідної швидкості просочення, застосування подвійного вакуумного мішка для зменшення ймовірності розгерметизації. Для розуміння параметрів, які можуть впливати на процес вакуумної інфузії, можна розглянути найпростішу модель, що описує даний процес.

Швидкість інфузії можна описати рівнянням:

$$Q = \frac{K * S}{\eta} * \left(\frac{P_{\text{атм}} - P_{\text{вакуум}}}{l} \right),$$

де

Q – швидкість інфузії.

K – проникність просочуваного матеріалу. Наприклад, у тканин проникність вища, ніж в односпрямованих стрічок.

η – в'язкість смоли (чим нижча в'язкість, тим вища швидкість інфузії).

S – площа перетину просочуваного матеріалу.

$P_{\text{атм}} - P_{\text{вакуум}}$ – різниця тисків (чим глибший вакуум, тим вища швидкість інфузії).

Аналіз дослідження показав, що, знижуючи в'язкість й збільшуючи різницю тисків, можна істотно прискорити процес, а перехід від тканини до односпрямованих стрічок призведе до уповільнення процесу вакуумної інфузії.

КАТАПУЛЬТНЕ КРІСЛО ПІЛОТА ЛІТАКА

В даній магістерській дисертації виконано аналіз та розрахунок конструктивних особливостей катапультичного крісла КМ-1, що встановлюється на літаки: Міг-21, Міг-23, Міг-25, Міг-27.

Крісло-катапульта — це рятувальна система для швидкої евакуації екіпажу переважно військового літака, гвинтокрила у випадку аварійної ситуації. Здійснюється за рахунок відстрілювання (катапультивання) крісла разом з пілотом з літального апарату за допомогою стисненого повітря, порохового заряду, ракетної системи, після чого крісло автоматично відкидається і пілот приземляється на парашуті. У деяких типів літаків катапультиються аварійно-рятувальні капсули та кабіни, разом з розміщеними в них пілотами.

Магістерська дисертація присвячена питанню розрахунку траєкторії руху крісла катапульти, визначенню основних навантажень діючих на крісло та конструюванню блоку роз'єднання зв'язків з бортом літака крісла-катапульти.

При роботі над дипломним проектом переді мною ставляться такі завдання:

- провести розрахунок траєкторії руху катапультичного крісла;
- розглянути методику визначення аеродинамічних навантажень на катапультичне крісло;
- провести розрахунок парашута;
- проаналізувати етапи розробки та особливості конструкції блоку роз'єднання зв'язку з бортом літака.

Системи роз'єднання зв'язку з бортом літака.

У міру зростання висоти і швидкості польоту літаків і ускладнення висотного спорядження збільшувалося число необхідних комунікацій (шлангів і електропроводів), що з'єднують льотчика з приладами і агрегатами, встановленими в кабіні.

Якщо раніше для польотів на висоту до 12 км льотчика зв'язував з бортом літака один кисневий шланг і один чотирьохжильний електропровід, то в даний час для польотів на висотному надзвуковому винищувачі встановлюють до п'яти газових і восьми електричних комунікацій.

Для безпечного катапультивання необхідно забезпечити миттєве роз'єднання всіх перерахованих комунікацій. Одночасно повинні герметично закриватися (з боку льотчика) ті газові комунікації, по яким подавалися від бортових приладів кисень в гермошлем і натяжні камери компенсуючого костюма або кисень і повітря - в скафандр. Якщо цього не зробити, то на великій висоті льотчик не матиме необхідного для організму тиску і може загинути.

Об'єднаний роз'єм комунікацій крісла катапульти (ОРК.) встановлено на відокремлюваній разом з льотчиком рамці і служить для одночасного автоматичного роз'єднання всіх комунікацій бортового обладнання від особистого спорядження льотчика і автоматичного перемикання постачання кисню від бортової кисневої системи на аварійний парашутний кисневий прилад, змонтований в рамці.

ОРК складається з двох колодок: нижньої і верхньої. Верхня колодка жорстко з'єднана з рамкою. При катапультиванні нижня колодка з приєднаними до неї шлангами і джгутом радіо і електрообладнання залишається на борту літака. Верхня колодка зі шлангами і аварійним кисневим приладом йде з льотчиком.

В штуцерах верхньої колодки розміщені зворотні клапани, які в момент катапультивання закриваються і тим самим виключають витік кисню з парашутного кисневого приладу.

У ряді випадків, особливо коли парашут постійно розташований в контейнері на спинці крісла, користуватися об'єднаним роз'ємом при посадці льотчика в кабінку літака не особливо зручно. Тому на шлангах комунікацій влаштовують додаткові експлуатаційні групові та поодинокі роз'єми. Для протиперевантажувальних костюмів застосовують муфти, а для кисневих шлангів - ручні групові роз'єми на 2-3 шланга або поодинокі байонетні замки.

Цими роз'ємами льотчик користується при нормальній експлуатації. При аварійній же ситуації в момент катапультивання спрацьовує об'єднаний роз'єм, звільняючи льотчика від всіх зв'язків з бортом літака.

Дана конструкція не є оптимальною, тому можна розглянути інші реалізації блоку роз'єднання, наприклад блок з радіальним розташуванням вузлів зв'язку.

Дана конструкція дозволяє істотно знизити навантаження на систему роз'єднання зв'язку.

При виконанні роботи було проведено аналіз сучасних існуючих засобів забезпечення порятунку екіпажу під час виникнення аварійної ситуації. Проведені розрахунки основних параметрів обраного прототипу, розрахована і проаналізована траєкторія руху крісла під час катапультивання. Проаналізовано етапи спрацьовування систем крісла. Розраховані основні навантаження які діють на крісло. Проведено розрахунок парашута і визначені навантаження які діють на купол.

Згідно завдання на роботу розроблена конструкція блоку роз'єднання зв'язків з бортом літака крісла-катапульти літака винищувача.

Результати наукових досліджень впроваджені у наукову базу знань та інформації інвестиційної компанії «Боміс», що підтверджено відповідним актом.

Казмерчук Б. О., Сухов В. В.

ВПЛИВ ТЕПЛОВИХ ПРОЦЕСІВ НА ПРОЕКТНІ ПАРАМЕТРИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Розробка та створення надзвукових літальних апаратів є актуальною задачею, особливо в області створення малогабаритної безпілотної техніки. Під час польоту такого типу літальних апаратів зі швидкістю > 2.5 М конструкція піддається інтенсивному аеродинамічному нагріву, що може призводити, як до погіршення механічних характеристик конструкційних матеріалів, так і до повної втрати їх працездатності. Також, слід зазначити, що перегрів конструкції призводить до втрати працездатності бортових систем літальних апаратів.

В даний час для захисту літальних апаратів від аеродинамічного нагріву використовують активні і пасивні способи: поглинання тепла за рахунок теплоємності, радіаційне охолодження, примусове охолодження, що руйнуються теплозахисні покриття. На практиці методи теплового захисту, описані вище, можуть використовуватися спільно. Вибір методів теплового захисту об'єкта залежить від великої кількості параметрів: характеру зовнішнього впливу, конструкції літального апарату, умов необхідних для функціонування апаратури та траєкторії польоту в атмосфері. У даній роботі розглянуто варіанти з використання пасивних методів теплозахисту, оскільки вони простіші в реалізації, аніж активні. Однак методи зниження температур за рахунок абляції є найбільш перспективними, оскільки змінюючи склад матеріалу можна маніпулювати температурою абляції та його ентальпійними характеристиками, що призведе до появи більш ефективних теплозахисних матеріалів.

При виконанні даної роботи було розглянуто наступні питання:

- створено та верифіковано уточнену методику для розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції літального апарату з урахуванням абляції;
- створено програмне забезпечення для розрахунку аеродинамічного нагріву;
- досліджено вплив теплових процесів на проектні параметри корпусу ракети на прикладі її носові частини, як одного з найбільш теплонапружених елементів виробу та залежність проектних параметрів аеродинамічних рулів від нагріву;
- розглянуто вплив теплових процесів на власні частоти виробу.

В результаті виконання роботи:

- Використання в якості теплозахисту носової частини ракети абляційного покриття, що дозволило зменшити нагрів до експлуатаційних температур алюмінієвого сплаву та приросту маси конструкції виробу до 3%. Для аеродинамічних поверхонь найвигіднішим варіантом є

використання неабляційних методів теплозахисту, хоча вони і не забезпечують найменшого приросту маси, проте не призводять до зміни балансування аеродинамічної поверхні.

- Проведено верифікацію розробленої методики шляхом порівняння для виробів різних класів, що відрізняються формою головної частини, калібром, діапазоном швидкостей польоту, конструкційними матеріалами та наявністю ТЗП, також було обрано аеродинамічні поверхні, що відрізняються кутом стріловидності. Точність співпадіння результатів розрахунків з експериментами $\leq 15\%$.

- При розрахунку власних частот ракети було встановлено, що при значному нагріві конструкції необхідно провести додатковий розрахунок власних частот для точки максимального нагріву, оскільки зі зміною механічних характеристик конструкційних матеріалів від впливу температур частоти можуть знизитись на $\approx 20\%$ по відношенню до початкових.

ВПЛИВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО ПЛАНЕРУ НА ЙОГО ЕФЕКТИВНІСТЬ

Завжди була важлива задача вирішення проблеми транспортування вантажів тим чи іншим способом. У наш час існують різні способи транспортування вантажів. Однак, є зони з «важким» доступом, такі як: зона бойових дій; зона техногенних катастроф; зона стихійного лиха; зона епідемій та ін. На сьогоднішній день на сході України досі тривають бойові дії з агресором, отже ця небезпечна зона потребує підтримки. В такому випадку набувають актуальність безпілотні літальні апарати (БПЛА). Планери можуть значно перевершувати будь-які БПЛА, призначені для логістики вантажів, оскільки фактична дальність доставки вантажу складається з дальності польоту літака-носія плюс дальність польоту планера.

Дослідження присвячено визначенню впливу параметрів конструювання на аеродинамічні характеристики транспортного планера. Виконано моделювання за допомогою програми PANSYM обтікання розрахункових моделей з однаковими геометричними характеристиками, але різним конструюванням та варіаціями аеродинамічного профілю. Обрано варіант, котрий найкраще задовольняє основні критерії, такі як критерій максимальної дальності і аеродинамічної досконалості.

Оскільки, безпілотний транспортний планер інтегрований з безпілотним носієм то виконується аналіз впливу літака-носія на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики безпілотного транспортного планера. На основі аналізу оптимізовано конструювання безпілотного транспортного планера з точки зору реалізації максимального значення K_{MAX} в заданих габаритах із застосуванням простих технологічних рішень (профіль з «плоским» днищем з листа, плоскі поверхні, переважно плоскі деталі вирізані на станках з числовим управлінням, складання можливе без спеціальних стендів).

З використанням методів обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання впливу різних варіантів конструювання транспортного планера на значення аеродинамічної досконалості $K_{БАЛ}$, коефіцієнту підйімальної сили $C_{Yабал}$, критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{Yа}}$ та стійкості $m_z C_Y$. Аеродинамічне конструювання транспортного планера дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик:

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{MAX} = 38,5$;
- Балансування транспортного планера відбувається на значенні аеродинамічної досконалості $K_{БАЛ} = 31,6$;
- Рівень статичної стійкості конструювання транспортного планера складає $m_z C_Y = -0.2$, що відповідає вимогам норм льотної придатності.

Ковальов А. В., Нечипоренко О. М.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ТА НАДІЙНОСТІ МАГНІТОМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ МУЛЬТИКОПТЕРА

Актуальність. В результаті розвитку електроніки і технології мікроелектронних механічних систем з'явилися MEMS-магнітометри, що надають функцію компаса в мікросхемному виконанні і входять до складу системи орієнтації мультикоптерів. Актуальність використання MEMS-магнітометрів на борту мультикоптерів обумовлена їх малою масою і розмірами, простотою конструкції і дешевизною пристрою.

Метою даної роботи є знаходження методу підвищення точності та надійності магнітометричної системи мультикоптера для покращення характеристик системи орієнтації, до складу якого входить магнітометр, що дасть змогу підвищити надійність мультикоптера в цілому та забезпечить безвідмовність під час польоту. Це обумовлено невисокою точністю і надійністю MEMS-магнітометрів.

Наукові та технічні результати. Під час проектування магнітометричної системи було виявлено ряд факторів, які впливають на результат вимірювання магнітометричної системи, тим самим його спотворюючи, а саме: вихрові перешкоди, м'яке і тверде залізо, розташоване поряд. Для усунення таких проблем було проведено метод математичної компенсації. Для усунення вихрових перешкод, які зумовлені протіканням непостійних струмів у провідниках поруч з магнітометричною системою, застосовувався конструктивний метод.

Для підвищення точності та надійності магнітометричної системи мультикоптера було розроблено метод комплексування трьох окремих магнітометрів в одну систему, встановлених паралельно один над одним, осі чутливості яких спрямовані в одному напрямку. Це дозволило зменшити вплив помилки, яка пов'язана з не перпендикулярністю осей сенсора.

Результати вимірювання трьох окремих магнітометрів усереднюються, дає більш точніший результат вимірювання. Також наявність кількох датчиків дає змогу застосувати метод резервування, що в свою чергу дає виключити можливість виходу із строю магнітометричної системи в цілому, тобто при відмові одного з датчиків, два інших будуть працювати та показувати напрямок. Даний метод буде працювати навіть у тому випадку, якщо один з трьох магнітометрів буде показувати кут орієнтації, далекий від показів двох інших, і його вихід не буде враховуватися в подальшому розрахунку кута повороту.

Розроблено програму, інсталяція якої на мікроконтролері Arduino дозволила безпосередньо розраховувати та відпрацьовувати орієнтацію літального апарату в просторі, що забезпечує його безвідмовний політ.

Практична застосовність. Результати дослідження планується у подальшому застосувати на борту мультикоптера.

Підвищення точності та надійності магнітометричної системи зменшує ймовірність відмови системи орієнтації мультикоптера.

ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ ДЛЯ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ЛІТАКА З РОТОРНИМ РУШІЄМ

Аеродинамічне проектування є невід'ємною частиною проектування ЛА в цілому. Компоновка літака тісно пов'язана з проектуванням конструкції, вибором силової установки та іншими параметрами. Традиційне компоновання літальних апаратів добре відпрацьоване та чудово працює при використанні типових гвинтових, або ж реактивних двигунів. Однак при використанні роторного рушія який займає значну поверхню крила, та кардинально змінює форму профілю, традиційне компоновання в більшості випадків не є найкращим варіантом. А через малу кількість експериментів з використання роторних рушіїв та рекомендацій по вибору компоновання і повну відсутність інформації по створенню літаків з допомогою 3д-друку з підсиленням елементів за допомогою GFRP-композитів, дане дослідження має значне практичне значення.

Метою роботи є визначення оптимального компоновання для експериментальних моделей літаків з розмахом крил менших за два метри, масштабування яких може бути десятикратним. Масштабування може досягатися розбиттям більшості пластикових елементів на частини, та заміною їх композиційними матеріалами зі скло- вугле- та кевларових тканин.

Дослідження проведено на моделях створених за допомогою програмних пакетів: Autodesk Inventor, Siemens Solid Edge, Ultimaker Cura. Більшість моделей представлена реальними фізичними об'єктами для випробувань виготовленими на FDM-принтері з пластику, та склотканини.

Перед розробкою і порівнянням моделей було розглянуто існуючі варіанти виконання літаків з роторними рушіями, а саме літаки виконані за нормальною схемою, та тандем, однак обидва типи мають значний лобовий опір у разі відмови силової установки, і стають важко керованими. Наступним кроком стало створення базових моделей конструкції крил у яких відсутній роторний рушії, та можлива його подальша інтеграція у вигляді центроплану або ж консолей крила.

Першими були створені дослідні моделі високопланів виконаних за класичною аеродинамічною схемою, виготовлених лише з пластиків: PET та Elasthan D160 з додаванням карбонових трубок діаметром 5мм. PET пластик за своїми вагово-міцнісними характеристиками наближається до деревини: щільність – 1270 кг/м³, границя міцності на розтяг – 70 МПа, модуль пружності при розтягу – 3 ГПа, модуль пружності при згині – 2,7 ГПа, границя міцності при згині – 70 МПа, відносне подовження при розриві 50 %. Літаки мали однакове крило розмахом 1,2 метри, та трьохопорне шасі з

поворотною носовою стійкою, злітна вага моделей склала: 945 грам для №1, та 1060 грам для №2, однак у легшої моделі були проблеми з вільним місцем всередині. З цієї ваги шасі близько 70 грам, та оперення 40 грам. Після тестових польотів стало зрозуміло, що необхідно збільшувати жорсткість конструкції, тому було вирішено посилити обшивку склотканиною, від чого вага крила зросла на 95 грам. Паралельно з цим було створено дві секції крила з роторними рушійми, однак при заміні звичайних секцій, та посиленні центроплану вага мала збільшитись ще на близько 180 грам при тому що літак вже після випробувань та ремонтів мав вагу понад 1200 грам, тому було вирішено не встановлювати для даних моделей рушій. Таке суттєве зростання маси робить політ з використанням лише роторного рушія неможливим. Тому стало зрозуміло від чого відштовхуватись і те, що для вдалої реалізації проекту треба змінювати компоновання, з одночасною заміною матеріалів на більш легкі та міцні.

Наступною створеною моделлю став двомоторний літак виконаний за схемою літаючий човен традиційної схеми, високоплан, з розмахом крила 1,5 м, фюзеляж якого виконаний у вигляді монококу, що об'єднаний з центропланом, та мав дві варіації. Одна з яких №3 представляла центроплан з інтегрованим роторним рушієм, до якого приєднуються звичайні консолі. Інша №4 звичайний центроплан: до якого на вибір приєднуються як консолі з роторними рушійми, так і звичайні консолі. До обох варіантів, також на пілонах могли додаватись двигуни зі звичайними гвинтами. Схема №3 на 6% легша та має вищу жорсткість, №4 більш універсальна для випробувань, тому було створено спочатку її методами 3д друку з підсиленням центроплану за допомогою склотканини. В результаті оптимізації конструкції, при вазі близько 960 грам було отримано дещо більшу модель зі значно більшою жорсткістю, головним чином за допомогою меншої кількості з'єднань. Після цього було вирішено створити дослідну модель фюзеляжу №4 з товщиною пластикової стінки 0,2мм, яку потім повністю обклеїти склотканиною з щільністю 140 гр./м², при використанні смоли з низьким вмістом отверджувача, для забезпечення гнучкості. Процес сушки, зайняв 10 днів при температурі близькій до 30 градусів. Однак після декількох циклів у воді та сушки модель почала руйнуватись зсередини, через різні коефіцієнти розширення пластику та скловолокна, також сам пластик дещо змінює структуру під дією полієфірної смоли і стає крихким. Тому для створення композиційних моделей використання пластику як внутрішнього шару є поганою ідеєю, до того ж такі моделі мають значно більшу вагу. Найкращим варіантом є матричний спосіб виготовлення деталей, або ж робити розмежування на пластикові деталі, та ті у яких використовуються смоли.

В подальшому було проведено попереднє проектування та розрахунки для літака виконаного за схемою качка, який би мав модифікацію лише з

роторним рушієм, відносно якого і була створена модель. Більшість елементів якого було б можливо виготовити із композиційних матеріалів в матрицях. За рахунок цього можна масу конструкції знизити майже в два рази, що позитивно вплине на злітну вагу та на характеристики літака. До того ж, в залежності від режиму на якому працює двигун, точка розташування центру тиску для літаків з роторним рушієм змінює своє розташування через що виникає додатковий момент тангажа. ПГО має компенсувати цей ефект на режимах двигуна близьких до максимальних, та одночасно зі збільшенням підйімальної сили, покращувати керованість.

Отже, порівнявши результати можна зробити висновки з досліджень відносно залежності вага-міцність-аеродинаміка: найкращим місцем установки секцій на яких присутній роторний рушій є центроплан, установка в цьому місці дозволяє зменшити масу літака більш ніж на 4% у порівнянні з консольним виконанням. За мінімальним аеродинамічним опором та теоретично по керованості найкращою в польоті є схема “качка”. Однак літак виконаний за цією схемою значно складніший у виготовленні, при порівнянні з іншими схемами, та потребує вищих навичок керування під час зльоту та посадки. За простотою виконання, міцністю конструкції та внутрішньому простору відносно власної ваги найкращими варіантами виявились літаючі човни: високоплани фюзеляж яких типу монокок об'єднаний з центропланом та консолями невеликого видовження без встановлення поплавків.

Конопляніков А.В., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНУВАННЯ УЧБОВО-ТРЕНУВАЛЬНОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАКА НА ЙОГО ЕФЕКТИВНІСТЬ

Безпілотні літальні апарати набувають все більшої популярності, значно розширюються сфери їх застосування. Проблемою сучасних БПЛА є значна вартість та вузька спеціалізація використання даних БПЛА, тому актуально робити максимально дешевий та універсальний апарат.

У даній роботі проводиться визначення впливу параметрів компонування на аеродинамічні характеристики учбово-тренувального безпілотного літального апарата.

Було визначено зміни аеродинамічних параметрів БПЛА, в залежності від схеми розрахункових моделей, таких як крило і фюзеляж; крило, фюзеляж, оперення. Отримані аеродинамічні характеристики, здійснено аналіз зміни максимального значення коефіцієнту підйімальної сили та критичного кута атаки. Проведено оцінку доцільності параметрів компонування для надлегкого літака.

Безпосередній розрахунок було виконано з $Re = 0.682 \times 10^6$ та $M = 0.1$ для кутів атаки $\alpha = -15 \dots 20^\circ$ за допомогою програми PANSYM.

Отримані результати проаналізовано за допомогою програми Origin, побудовані графіки залежності $CY_a(\alpha)$, $K(CY_a)$, $K/(CY_a)$.

Аеродинамічне компонування дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик:

- аеродинамічна досконалість $K_{max} = 16.02$;
- несучі властивості літака характеризуються значенням $CY_{a_{max}} = 1.4$;
- рівень статичної стійкості компонування безпілотного літака складає $mZ_{CY} = -0.33$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИРОБНИЧОЇ ТЕХНОЛОГІЧНОСТІ СТИКІВ АГРЕГАТИВ ЛІТАКІВ

Фінальна стадія створення літального апарата (далі – ЛА), а саме остаточне складання, передбачає фактично передостанню (перед першим випробувальним польотом) перевірку правильності всіх закладених у конструкцію інженерних ідей. Саме тут, в агрегатно-складальних цехах та цехах остаточного складання основного виробництва авіабудівного підприємства об'єднуються між собою компоненти, які надійшли на склади цих виробничих площ від суміжників, розташованих як на одній території з заводом, так і в інших містах та країнах світу. І роль технології при виконанні таких робіт грає неабияку роль.

Як відомо, у структурі трудомісткості виготовлення ЛА більшу частину займає саме агрегатне та кінцеве складання. Зменшення навантаження на ці види виробництва є актуальною задачею для технологів, нормувальників, працівників планових служб. Одним із очевидних та простих вирішень такої задачі є зниження трудомісткості вказаних фінальних стадій виробництва за рахунок збільшення трудомісткості інших видів (заготівельно-штампувальне, механоскладальне тощо).

Відмова від додаткових умов до конструктивних елементів можлива за умови внесення інформації в КД щодо виконання відразу всіх її вимог, згідно кресленню, електронної моделі чи іншого виду документації. За такої ситуації, у технолога складального цеху не буде необхідності в розробці ТУ на складання, а у технологів суміжних цехів – очікування на вказаний документ від колег-складальників. Таким чином, впливає досить проста методологія зменшення трудомісткості складальних робіт – це забезпечення високого ступеня виробничої технологічності (далі – технологічність), яка і полягає у мінімізації трудових і матеріальних витрат на виготовлення виробів на конкретному підприємстві, за конкретною програмою випуску, із застосуванням конкретних же засобів технологічного оснащення.

Враховуючи, що поняття «складання агрегату» передбачає комплекс робіт з базування, закріплення і виконання з'єднань між собою відсіків, секцій, панелей, вузлів і деталей, які надходять на складання цього агрегату, можна говорити про стапель як оснащення, конструкція якого передбачає виконання перших двох із зазначених операцій, а саме базування і закріплення (далі разом – установка). Цей підхід є досить розповсюдженим на закордонних авіабудівних підприємствах, але на вітчизняних, як правило, у стапелі виконуються і переважна більшість з'єднань.

Операція стикування відсіків (агрегатів) ЛА на вітчизняних підприємствах передбачає аналогічні складання операції, але виключно в зоні стику; замість стапеля використовується інше технологічне оснащення,

яке фактично представляє собою візки з ложементами та іншими базовими і закріплюючими елементами. Базування відсіків (агрегатів) при стикуванні відбувається, як правило, по базовим поверхням ложементів візків, з подальшою взаємною орієнтацією вже на місці. Як і при складанні, такий підхід передбачає великий обсяг ручної праці, а необхідність доведення стиків відсіків і агрегатів «на місці» також унеможливує забезпечення високих точнісних параметрів зони стику.

Проведені аналітичні дослідження дозволяють стверджувати, що забезпечення технологічності зони стику, як і агрегатів (відсіків), які з'єднуються між собою, є актуальною технологічною проблемою і зараз.

Методи оцінювання рівня виробничої технологічності – а саме за якісними і кількісними критеріями – залишаються актуальними дотепер, але самий склад критеріїв потребує перегляду: не тільки для відповідних класифікаційних груп авіаційних конструкцій, а і для галузі в цілому, з урахуванням динаміки змін вимог до ЛА і його компонентів. І процес цей повинен бути законодавчо прописаний у корпоративній нормативно-технічній документації підприємства. А відтоді з'явиться і новітня система оцінювання, яка ще ефективніше дозволить функціонувати системі «конструктор-технолог-робочий».

Перелік якісних критеріїв технологічності для зони стику є досить обмеженим за кількістю, адже стосується фактично вимог відповідності реальному виробництву виконуваних з'єднань і досить обмежених за габаритами зон конструкції елементів, які входять до конструкції стику. Так, формування оновленого переліку якісних критеріїв для зони стику повинно відбуватися з урахування вже потенційної заміни кріпильних елементів, які є загальноновживаними при стикувальних роботах, на більш сучасні. Відомо, що стикування відсіків і агрегатів вітчизняних ЛА відбувається в основному з використання болтів, заклепок і болт-заклепок, причому останні використовуються досить обмежено, хоч і є досить розповсюдженими, а їх технологічна і експлуатаційна привабливість доведена давно.

Одним із найвідоміших аналогів кріпильних систем «болт-гайка» є сімейство кріпильних систем типу Hi-Lok. Так система, на відміну від болтової, потребує менше контрольних операцій, менш трудомістка, а освоєність виготовлення її компонентів у промисловості не нижча від болтів. Слід зазначити, що в конструкції сучасних літаків використання кріпильних елементів типу Hi-Lok просто вражає: майже жодне місце конструкції, де є можливість встановити їх замість звичайних болтів і гайок, має такі системи. Використання їх у вітчизняній авіації обмежується досить високою вартістю, збільшенням трудомісткості підготовки виробництва (у зв'язку з переходом із дюймової на метричну систему) і необхідністю перепроектування зони стику конструкторами-розробниками.

Щодо кількісних критеріїв як найбільш досконалих і компетентних, з

точки зору впливу на остаточний технологічний облік виробу, то їх перелік повинен формуватися виключно підприємствами-розробниками, а не по галузі в цілому у якості директив. Такий підхід дозволить максимально орієнтувати конструкцію стику конкретного ЛА на можливості відповідного виробництва, а також враховувати певні виробничі традиції самого підприємства. Виконано аналіз існуючих у відкритому доступі кількісних критеріїв технологічності та, з урахуванням вище наведених міркувань, запропоновано власний підхід до формування такого переліку, а також безпосередньо авторські критерії.

В якості конструкції стику літака, обрано і виконано огляд аналогу, який є досить типовим для вузькофюзеляжних літаків: як турбогвинтових, так і турбореактивних. Врахована пропозиція комплексної автоматизації та механізації робіт стикуванню відсіків та самому складанню розглядуваного фюзеляжу. Розроблено адаптивну технологію стикування, з урахуванням пропозицій щодо технічного переозброєння базового підприємства.

Мельник О. В., Зінченко Д. М.

ВЗАЄМНИЙ ВПЛИВ ЛІТАКА-НОСІЯ І ПЛАНЕРА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОЇ СИСТЕМИ

Технічний прогрес у галузі безпілотної техніки неабияк пришвидшився за останнє десятиліття, адже все частіше для виконання тих чи інших завдань робиться ставка на БПЛА. Клас транспортної безпілотної авіації також розвивається, але темпи такого росту значно менші. На відміну від інших задач робочий цикл переміщення вантажу складніший і може бути пов'язаний з низкою додаткових умов із завантаженням, доставкою та розвантаженням.

Існуючі засоби доставки не завжди задовольняють потреби у точності і збереженні вантажу (парашутне десантування) або мають значну вартість та вимоги до місця розвантаження як літаки та вертольоти, особливо в зоні бойових дій та стихійних лих. В той же час використання транспортного планера, виготовленого з недорогих матеріалів може компенсувати вищезгадані недоліки.

Розглянуто концепцію безпілотної авіаційної комплексу, що складається із безпілотної літака-носія та транспортного планера, які здійснюють зліт та горизонтальний політ до точки роз'єднання як один літальний апарат.

Проблематика роботи полягає в дослідженні впливу параметрів взаємного розміщення компонентів безпілотної транспортної системи та збільшення її експлуатаційної ефективності, шляхом застосування тандему «безпілотні літак-носій та засіб доставки планерного типу» із використанням у конструкції SMART-матеріалів, що можуть покращити аеродинамічні характеристики системи.

Застосувавши методи числової аеродинаміки виконано моделювання впливу варіантів компоновки транспортної системи до роз'єднання на значення коефіцієнтів підйімальної сили та сили опору, аеродинамічної досконалості, критерію максимальної дальності і стійкості системи БПЛА носій-транспортний планер.

Проаналізовано оптимальні конфігурації взаєморозміщення носія і планера. Результат розрахунків показує що у горизонтальному польоті аеродинамічне компоновки транспортного комплексу дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик зі значенням аеродинамічної досконалості K - не нижче 15, одночасно забезпечивши прийнятний рівень статичної стійкості.

МЕТОДИКА ВИБОРУ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З СОНЯЧНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ

З другої половини минулого століття все частіше з'являються безпілотні літальні апарати (БПЛА) військового, сільськогосподарського призначення, для геодезичних досліджень тощо.

БПЛА на електричній тязі віддається більша перевага як серед любителів, так і серед професіоналів. Електрольоти безпечні, мають менші енерговтрати порівняно з безпілотниками з двигунами внутрішнього згоряння, екологічні, дешевші в експлуатації тощо. Їхнім основним недоліком є досить обмежений запас енергії на борту БПЛА. Акумуляторні батареї мають питому енергоемність на порядок меншу, ніж керосин.

Доки не виготовлено більш ефективні носії електричної енергії, пропонується застосовувати дозарядку у повітрі – через сонячні елементи (СЕ) живлення. Що дозволяє збільшити час польоту.

Дослідження присвячено формуванню специфічних параметрів БПЛА на СЕ для забезпечення найбільш ефективного використання сонячної енергії.

Передусім необхідно використовувати СЕ з найбільшим ККД. На сьогодні ефективність гнучких СЕ становить 7-9%, жорстких 20-23%. У роботі надається перевага монокристалічним елементам (ККД 23%).

У тому випадку, якщо вихідний вольтаж від сонячних панелей співпадає з необхідним для зарядки акумулятора, можна відмовитись від перетворювача. Злітна маса ЛА відповідно зменшиться, що може бути суттєво для авіації класу мікро.

У результаті аналізу аналогів було обрано класичну аеродинамічну схему, з розміщенням СЕ на верхніх поверхнях планеру, здебільшого на крилі. Тому рекомендовано обирати двояковипуклий несиметричний профіль з якомога більш прямою верхньою частиною від місця найбільшої товщини профілю до задньої кромки (наприклад, Р-III (15,5%), ЦАГИ-6-16%) для розміщення там сонячних панелей. Такі профілі широко використовуються у зв'язку з великим значенням коефіцієнта максимальної підйомної сили $C_{y_{\max}}$ та малим значенням коефіцієнта лобового опору C_{x_a} . Що важливо в умовах нашої задачі, має порівняно стабільне положення ЦТ. Тобто крутий момент консолі не буде сильно змінюватися, що дає змогу забезпечити більшу жорсткість крила і не деформувати СЕ.

Слід додати, що існують варіанти ЛА на СЕ з вертикальними поверхнями (або поверхнями, що повертаються) для додаткового сприймання сонячної радіації. Такі ЛА продовжують зарядку акумулятора навіть за умови коли сонячні промені практично не попадають на панелі, розміщені на крилі (світанок, вечір).

Особливої уваги вимагає розрахунок необхідної площі крила. Оскільки цей параметри впливає і на створення підйомної сили, і на можливість розміщення потрібної кількості сонячних панелей, від чого залежність об'єм енергії, який отримає ЛА.

Для цього було задано формульно потужність, що сприймається з СЕ та потужність необхідну для підтримання горизонтального польоту через площу. Прирівнюємо їх та виражаємо площу:

$$S = \frac{2mg}{\rho C_{ya}} \left(\frac{C_{x0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda e}}{2N} \right)^{\frac{2}{3}}$$

де S - площа крила, m^2 ; m - маса ЛА, кг; g - прискорення вільного падіння, m/s^2 ; C_{ya} - коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили в швидкісній системі координат, безрозмірна величина; ρ - щільність повітря на заданій висоті, kg/m^3 ; де λ - подовження крила, безрозмірна величина; C_{x0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі, безрозмірна величина; e - коефіцієнт Освальда, що враховує відмінність форми в плані реального крила від еліптичного. З огляду на малі габарити фюзеляжу для розглянутого типу літака приймається $e = 0.95$.

Аналіз графіку функції $S(\lambda)$ (рис.1) підтверджує доцільність збільшення подовження крила. При великих подовженнях погіршуються жорсткісні характеристики, це призводить до деформацій консолей під час експлуатації. Що неприпустимо для ЛА на СЕ, крихкі панелі руйнуються і перестають функціонувати. Для збільшення жорсткості крила є варіанти переходу на двобалочну аеродинамічну схему, використання підкосу, заміна профілю крила без моментним S-подібним.

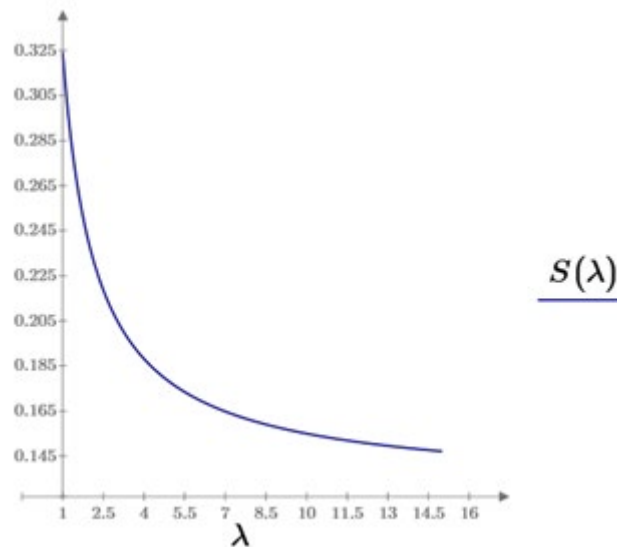


Рис.1. Графік залежності $S(\lambda)$ для ЛА на СЕ.

Тобто ЛА на СЕ, крім стандартних вимог до всіх ЛА, мають ряд своїх специфічних. Таких як необхідність мати достатню площу поверхні придатної до розміщення сонячних панелей, при чому допустимі виносні

поверхні, які не мають аеродинамічних задач, а лише розміщують СЕ. До жорсткості поверхонь підвищенні вимоги, виконання яких потребує застосування неklasичних методів.

Застосування сонячної енергії є екологічним рішенням, що зменшує ціну польоту, збільшує його тривалість.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ ЛІТАК З АРКОВИМ КРИЛОМ

Проблемою літаків з арковим крилом є значна вартість та вузька спеціалізація використання даних літаків, тому актуально робити максимально дешевий та універсальний літак. Для цього можна використовувати технології "початку минулого століття", як найбільш дешеві та перевірені часом. Залучивши достатню кількість кваліфікованих або не дуже, робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по швидкому виготовленні значної кількості простих, дешевих та універсальних літаків, що можуть задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В дисертації досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку.

2. Зменшення відстані зльоту та посадки є перспективним для впровадження.

3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

В даній магістерській роботі викладені теоретичне узагальнення і вирішення актуальної наукової задачі - визначення залежностей аеродинамічних коефіцієнтів замкнутої поверхні з працюючим повітряним гвинтом, що дозволяє вирішувати завдання аеродинамічного проектування перспективних компонок ЛА з реалізацією режиму короткого зльоту і посадки, реалізована методика аеродинамічного проектування, що має істотне значення для підвищення точності розрахунку аеродинамічних характеристик нових компонок замкнутих крил при проектуванні перспективних літальних апаратів.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні закономірностей впливу параметрів конструювання замкнутого аркового крила з працюючою силовою установкою на його аеродинамічні характеристики.

Практичне значення отриманих результатів полягає в отриманні залежності аеродинамічних коефіцієнтів замкнутого аркового крила можуть бути використані при визначенні основних льотно-технічних характеристик ЛА із замкненим крилом, розрахунку аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію ЛА із замкненим крилом і працюючим двигуном.

Запропонована методика досліджень аеродинамічних характеристик ЛА із замкненим крилом може бути використана в процесі дослідження аеродинамічних характеристик замкнутих крил, гвинтових рушіїв і інших замкнутих аеродинамічних поверхонь. Результати дисертаційної роботи можуть бути застосовані при розробці перспективних ЛА з коротким злетом і посадкою і впроваджені в навчальний процес вивчення дисципліни

«Сучасне проектування літального апарату».

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

Запропонована аеродинамічна компоновка ЛА із замкнутим арковим крилом, що дозволяє істотно збільшити несучі властивості крила, реалізувати високі максимальні значення C_{ya} і одночасно дозволяє реалізувати політ на значеннях кута атаки, істотно перевищують аналогічні значення критичного кута атаки для літаків класичної схеми. При цьому на швидкостях польоту, відповідних крейсерським режимам, досягається рівень аеродинамічного якості, відповідний ЛА класичної схеми, а завдання балансування з недостатньою ефективністю вирішується за допомогою класичного оперення.

На підставі результатів параметричних досліджень визначені параметри компонування, що дозволяють істотно збільшити співвідношення максимальної і мінімальної швидкостей польоту ЛА. При цьому показано, що в порівнянні з класичною схемою транспортна ефективність, дальність і швидкість польоту збільшуються.

Визначено залежності аеродинамічних коефіцієнтів замкнутого аркового крила від швидкості польоту, режиму роботи силової установки і положення крила щодо потоку повітря.

Розроблені розрахункові моделі для моделювання обтікання замкнутого аркового крила з застосуванням методів обчислювальної аеродинаміки - панельно-вихровим методом і методом кінцевих елементів.

На підставі порівняльного аналізу результатів математичного моделювання виконано оцінку прийнятності використання чисельних методів, запропонований алгоритм формування розрахункової моделі для розрахункових досліджень компоновок замкнутих крил.

Розроблена методика експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик замкнутих крил дозволяє виконати фізичне моделювання обтікання досліджуваного об'єкта такого типу, визначати характер обтікання досліджуваної моделі і її аеродинамічні характеристики.

Експериментально підтверджено, що вплив аркової передньої кромки на процес обтікання замкнутого аркового крила дозволяє реалізувати безвідривне обтікання несучої поверхні в широкому діапазоні кутів атаки, аж до падіння, ніж підтверджуються гіпотезами, прийняті нами на початку дисертаційного дослідження - реалізація високих несущих властивостей і великих значень критичного кута атаки, можливість досягнення в одній аеродинамічній компоновці малих мінімальних швидкостей польоту і високих крейсерських швидкостей польоту.

Овсянніков І. В., Бондаренко О. М.

ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ВИЗНАЧЕННЯ РЕСУРСУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Висока вартість літальних апаратів (ЛА) призводить до необхідності їх експлуатації протягом 25 ... 30 років зі зростаючою інтенсивністю до 4000 льотних годин (л. год.) в рік. Тому актуальною є задача автоматизації розрахунку ресурсу за допомогою сучасних програмних засобів, яка дозволить зменшити час на обчислення і максимально врахувати всі особливості при розрахунках.

Тематика досліджень відповідає науковій школі кафедри - інтегральні технології проектування літальних апаратів. Мета дослідження полягає в розробці програмного інтерфейсу, який реалізує метод визначення ресурсу ЛА. Об'єктом дослідження являється силова конструкція ЛА. Предметом дослідження являється методика розрахунку ресурсу несучої конструкції. Методами дослідження є програмування інтерфейсу, який використовує посилання на математичні вирази для обчислення ресурсу ЛА. Наукова новизна роботи полягає в узагальненні єдиної системи розрізнених викладок окремих вітчизняних та закордонних розробників. Практичною цінністю роботи є можливість розрахунку ресурсу конкретного ЛА за допомогою строго запрограмованої та налаштованої системи формул, через задавання вхідних фізичних і конструктивних параметрів літального апарату та структури його внутрішніх навантажень.

Розглянуто два підходи вирішення задачі визначення ресурсу конструкції. Перший підхід включає моделювання розвитку тріщини і перебудову сітки конструкції при зміні розмірів дефекту. Другий метод передбачає статистичну оцінку ступеня накопичення в часі пошкоджень матеріалу і дефекти в явному вигляді не розглядає. Вибраний другий метод як такий, що може бути зрозуміло запрограмований в представленому інтерфейсі.

Було проаналізовано можливість використання вихідного файлу програмного забезпечення Nastran, що містять результати розрахунків на міцність методом кінцевих елементів. Структура даних вихідного файлу не містить потрібні нам вихідні параметри розрахунків конструкції (напруження в вузлах) для подальших розрахунків. Можна лише знайти окремо навантаження у обраному кінцевому елементі за допомогою засобів візуалізації або інтерфейсу постобробки даних.

Згідно запрограмованого в інтерфейсі методу здійснюється наступна послідовність розрахунку.

1. Задається історія навантажень в обраній небезпечній точці, Визначається еквівалентне напруження в небезпечній точці:

$$\sigma_{a\,eqv} = \frac{\sigma_a}{K_d} + \psi_\sigma \sigma_m, \quad (1)$$

де σ_a, σ_m - ампліудна і середня напруга асиметричного циклу навантаження, ψ_σ - коефіцієнт врахування асиметрії циклу навантаження, K_d – конструктивний коефіцієнт.

2. На основі обраних із списку вхідних коефіцієнтів та додатково занесених вільних значень параметрів, обчислюється конструктивний коефіцієнт :

$$K_d = \left(\frac{K_v}{\frac{K_\sigma + 1}{K_d + K_f} - 1} \right), \quad (2)$$

де K_σ - ефективний коефіцієнт концентрації напруг, K_d - коефіцієнт впливу абсолютних розмірів поперечного перерізу, K_f - коефіцієнт впливу якості обробки поверхні, K_v – коефіцієнт впливу поверхневого зміцнення.

3. Інтерфейс визначається граничну кількість циклів за кривою втоми

4. По кількості циклів для кожної діючої напруги визначається сумарне пошкодження в тестовий термін (за політ).

5. Розраховується кількість тестових термінів до втрати втомної довговічності.

Роботу програмного комплексу було перевірено на прикладі літака АН-24.

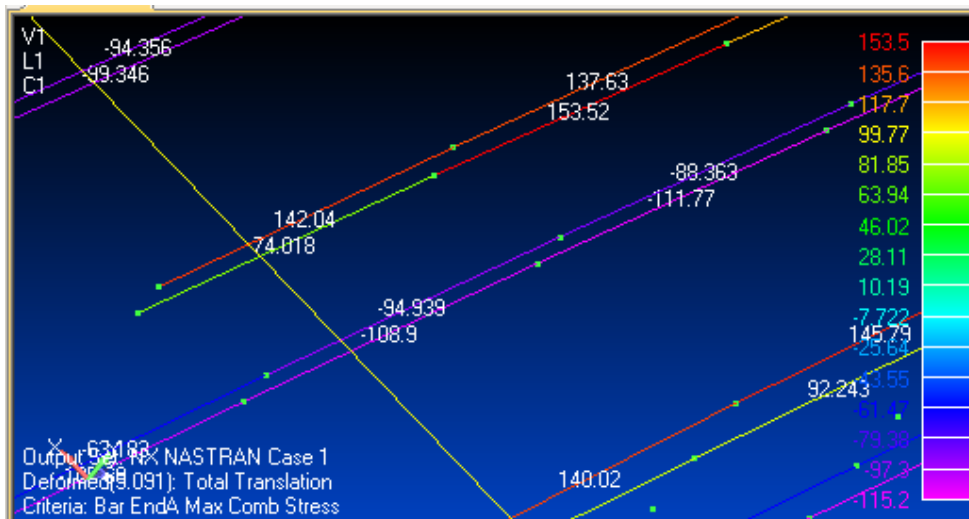


Рис.1. Максимальні сумарні напруження в двовузлових елементах.

Для цього розроблено контурну модель крила літака, розраховано її на міцність методом кінцевих елементів, знайдено критичні місця та визначені критичні напруження (рис.1.), які занесено до інтерфейсу. Розрахунковим шляхом змодельовано цикл Земля-повітря-земля (ЗПЗ) по яким розраховано

часове пошкодження та складено криві інтегральної повторюваності. Одержане значення ресурсу було порівняно із даними регламенту технічного обслуговування літака. Виявлено деяке перевищення обчисленого ресурсу над зазначеним в регламенті, яке в подальшому планується усунути по мірі накопичення розрахункового та фактичного матеріалу і калібрування коефіцієнтів математичної моделі, закладеної в інтерфейсі.

ВИПРОБУВАЛЬНЕ ОСНАЩЕННЯ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКІВ

Безперервне вдосконалення авіаційної техніки (далі – АТ) – підвищення швидкостей і висот польоту, збільшення вантажоперевезень, розширення експлуатаційних умов, цілком обумовлене прагнення до дотримання регулярності рейсів – змушують підвищувати і посилювати вимоги до забезпечення безпеки польотів. В ще більшій мірі на вимогах до безпеки позначається зростання обсягу вантажоперевезень, які досягли в наш час дійсно вражаючих величин. Проте одночасно зростають і труднощі вирішення даних проблем. Основним способом їх розв'язання є використання пристроїв, які моделюють динаміку польоту літака, які наразі знайшли широке застосування як для тренувань льотного складу, так і для дослідницьких та випробувальних цілей.

Питання, пов'язані з підвищенням безпеки польотів повітряних суден транспортної авіації за рахунок широкого і цілеспрямованого застосування випробувального оснащення для систем управління літаків, є «класичними», залишаються актуальними і перспективними, оскільки безпека польотів літаків завжди була та буде одним з найважливіших завдань, що стоять як перед авіацією, так і перед галузями промисловості, пов'язаних з нею.

Необхідність використання тренажерів в авіації обумовлена не тільки міркуваннями технічного характеру, але і пошуками шляхів скорочення нальоту і виключення елемента ризику в льотній експлуатації. Визначна роль тренажерів і довіра до них пояснюється, насамперед, їх технічною досконалістю.

Основними причинами підвищеної уваги до тренажерів в останній час є дорожнеча та дефіцитність палива, підвищення витрат на технічне обслуговування та інші статті експлуатаційних витрат. В пілотажно-навігаційних і комплексних тренажерах наразі з найменшими затратами можна імітувати режими, які раніше відпрацьовувалися тільки в реальних польотах.

Створення наукових основ та розробка сучасного випробувального оснащення для систем управління літаків продовжує залишатися актуальною задачею, а розробка методів досягнення певних характеристик цих систем при мінімумі затрат і наявності корпоративного базису нормативно-технічної документації (далі – НТД) матиме велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення ефективності та безпеки польотів. Саме корпоратизація та актуалізація наявної технологічної та експлуатаційної документації на авіаційні комплекси, зокрема, є предметом досліджень у даній роботі.

Враховуючи дуже широку номенклатуру складових частин, що

входять до комплексу сучасного АвТ, розглянуто питання, пов'язані з відповідними роботами для об'єкта, що має назву «система рухливості». Це один з найважливіших компонентів АвТ, від якого залежать основні «психосоматичні» та технічні особливості експлуатації тренажера.

Часто на підприємствах неузгодженість масиву конструкторської та технологічної документації на виріб, особливо на етапі його сертифікації, ставить під загрозу строки отримання Сертифікату льотної придатності та інших, необхідних для серійного виробництва, документів. Такий метод «паралельного» створення документації дає змогу значно знизити строки підготовки сертифікаційного базису по літаку, в цілому, і випробувальним роботам, зокрема. Крім цього, з'являється можливість сформувати певний масив корпоративної НТД суміжних робіт.

Важливим питанням реалізації запропонованої методології є розробка принципів і методів визначення оптимальних (раціональних) параметрів для випробувального оснащення систем літака та його елементів на основі сукупності критеріїв ефективності. При чому процедура реалізації цих методів і принципів повинна бути прописана у відповідній технологічній та (або) експлуатаційній документації.

Приблизна структура документів, що використовуються в справжній час в авіації, виглядає наступним чином: 45% – галузеві стандарти, 25% – технічні умови, 20% – керівні технічні матеріали, технологічні та виробничі інструкції, методичні вказівки та матеріали, технологічні рекомендації та ін., 6% – національні стандарти, 4% – інші категорії документів. Слід зазначити, що більше 80% із загальної кількості цих документів було введено в дію ще до 1 січня 1992 року.

На базовому підприємстві ДП «АНТОНОВ» створення та експлуатація АвТ відбувається на основі використання наступних типів документів:

1. Загальногалузева документація (НТД МАП і МЦА СРСР).
2. Корпоративна документація (СТП базового підприємства).
3. Робочі записи, матеріали, власні напрацювання співробітників експериментально-випробувальних підрозділів підприємства за роки їх існування.

Наявність такого розгалуження документації є, безперечно, неефективним з точки зору можливості оперативного та досконалого використання. Огляд існуючої у відкритому доступі галузевої НТД та аналіз наявної документації (паспортів, керівництв, тимчасових вказівок, протоколів досліджень тощо) випробувальної лабораторії ДП «АНТОНОВ» показали недосконалість існуючої системи управління технічно-експлуатаційною документацією АвТ, яка полягає, в основному, у відсутності єдиного нормативно-технічного базису виконуваних робіт. Так, інформаційна складова робіт у сфері авіації містить наступні категорії документації:

- власна корпоративна (на рівні стандартів підприємства та корпоративних стандартів);
- розроблена та затверджена після 1991-го року (дуже обмежено, на рівні декількох найменувань у сфері авіабудування);
- розроблена у радянські часи та де-юре заборонена для використання. Висунуто пропозиції щодо вирішення цієї проблеми шляхом розв’язання наступних задач:

1. Розробити адаптивну (універсальну) конструкторську документацію на системи рухливості.

2. Сформувати концепт та виконати огляд прототипізації розроблюваних проектів корпоративних стандартів.

3. Розробити перелік структурних компонентів та проект технічного паспорту на системи рухливості.

4. Розробити проект технологічної інструкції з експлуатації.

Також проведено аналіз конструкції систем рухливості базових підприємств та вітчизняних і зарубіжних аналогів. Спільність їх конструкції свідчить про можливість єдиного підходу для формування вимог до налаштування та експлуатації даного оснащення. Найбільш прийнятними для успішного виконання робіт з отримання корпоративного нормативно-технічного базису є вимоги до АвТ, сформовані ІАТА.

Схожість конструктивно-технологічних параметрів силових елементів ряду АвТ дозволяє також стверджувати про можливість створення універсальної технології. Виконано детальний аналіз систем рухливості та, на основі порівняння з аналогами, зроблено висновок про досить типові підходи до монтажу та складу таких систем рухливості. Можна стверджувати, що для забезпечення максимального ступеня імітації випробувальних режимів польоту, на АвТ повинно бути встановлено 6 силових циліндрів систем рухливості (по два на кожний відповідний момент та силу).

Сформовано інформаційний масив вихідних даних і з урахуванням виконаних робіт розроблено проекти інструкції з експлуатації і паспорту на системи рухливості.

Осіпов Р. О., Бурнашев В. В.
**ТРАЄКТОРІЯ ЗАХОДУ ЛІТАКА НА ПОСАДКУ
З ВИМКНЕНИМИ ДВИГУНАМИ**

Вступ. Несправність двигуна літака є однією з причин катастроф, особливо на стадії заходу на посадку, де висота та швидкість не дають можливості виконувати стандартні маневри зниження до злітно-посадкової смуги. Тому автоматизований пошук безпечного маршруту аварійної посадки літака в таких умовах є складним та актуальним завданням, виконання якого дозволить суттєво підвищити рівень безпеки польотів.

Було розглянуто декілька алгоритмів для розрахунку маршрутів. Так у роботі [1] вирішена задача планування траєкторії посадки за допомогою генетичних алгоритмів. У роботах [2 – 3] розроблені методи автоматизації вибору маршруту польоту літаків з використанням графів. Такі методи дають можливість прораховувати декілька маршрутів одночасно, але для даної задачі, де необхідно корегувати швидкість невеликими змінами, вони не підходять. Це пов'язано з великою кількістю зв'язків між вершинами графа, що значно збільшує час розрахунку, а також з незмінною відстанню між вершинами, що дає значну похибку визначення швидкості літака.

Постановка задачі. Розглянемо задачу розробки алгоритму пошуку оптимальної траєкторії посадки літака з вимкненим двигуном, здатного забезпечити задані значення кінцевих параметрів руху з необхідною точністю, а також можливість його реалізації на бортовому обчислювачі з обмеженою продуктивністю.

Алгоритм пошуку траєкторії. Несправність двигуна на стадії заходу на посадку призводить до проблеми вибору пілотом шляху зниження до злітно-посадкової смуги, який би забезпечив оптимальну втрату швидкості та її запас для виконання безпечної посадки.

Розроблений алгоритм полягає в наступному. Першочергово необхідно розрахувати кут тангажа, при якому літак зберігає швидкість. Далі розраховуємо кути, при яких літак за 1с змінює швидкість відносно початкової на $2^M/c$. Дані кути необхідні для підтримки потрібної швидкості на маршруті та вибору кута тангажа наступного кроку алгоритму.

Далі слід розрахувати необхідну швидкість літака на наступному кроці алгоритму. На підставі різниці поточної та необхідної швидкостей задаємо наступний крок (набір, зниження) з кутом розрахованим вище. Після цього розраховуємо нову швидкість та положення літака. Повторюємо даний алгоритм, доки відстань та висота до кінцевої точки не рівні нулю.

Числовий розрахунок траєкторії. Розроблена програма знайшла траєкторію заходу на посадку для середньомагістрального літака з такими вхідними параметрами (рис.1, рис. 2): висота початку зниження $H_0 = 7200$ м; початкова дальність до кінцевого пункту траєкторії (1 км до

торця злітно-посадкової смуги) $L_0 = 25000\text{м}$; початкова швидкість $V_0 = 220\text{ м/с}$; висота в кінцевому пункті $H_k = 45\text{ м}$; швидкість в кінцевому пункті $V_k = 88\text{ м/с}$.

Відхиленні від заданих параметрів руху в кінцевій точці виявилися прийнятними: $\Delta H_k = 5\text{ м}$, $\Delta L_k = 11\text{ м}$, $\Delta V_k = 0,121\text{ м/с}$.

Висновки. До позитивних властивостей розробленого алгоритму можна віднести просту реалізацію та швидкодію, невелику похибку в кінцевій точці, плавне зменшення швидкості майже на всьому маршруті (необхідна швидкість була досягнута на відстані приблизно в 3км).

Із недоліків слід відзначити постійний середній кут нахилу траєкторії θ в не залежності від початкових параметрів. Також алгоритм не враховує зміну аеродинамічних коефіцієнтів під час польоту. Якщо початкова висота польоту менша ніж $\frac{L}{\cos(\theta)}$ алгоритм траєкторію не розрахує.

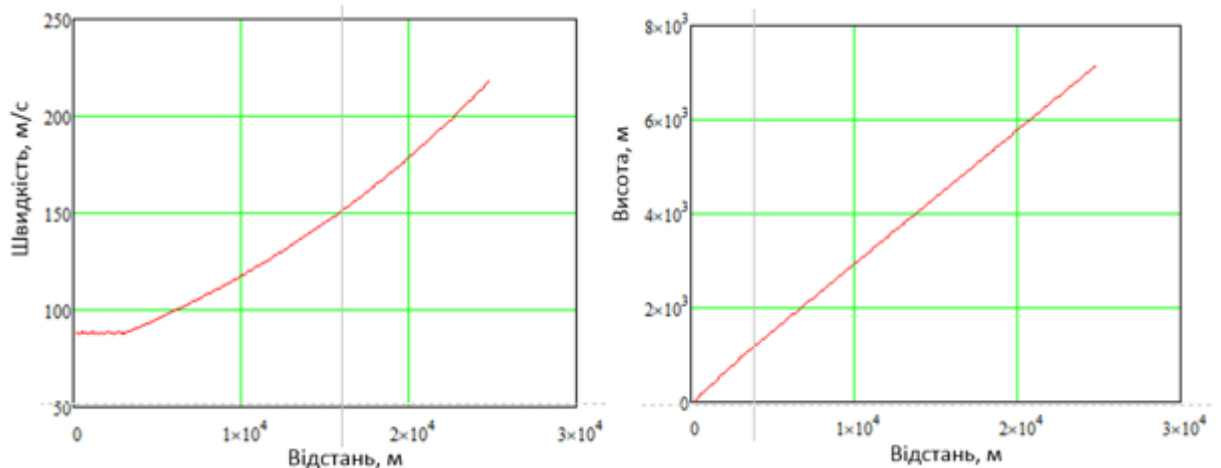


Рис.1. Зміна параметрів польоту на маршруті

Література

1. Лебедев, Г. Н., Малыгин, В. Б., Михайлин, Д. А., & Бяо, Т. (2018). Постановка многокритериальной задачи маршрутизации и планирования графиков полета пилотируемой и беспилотной авиации в динамической обстановке и подход к ее решению с помощью генетических алгоритмов. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 21(5).

2. Павленко, М.А., & Пархоменко, Д. А. (2014). Метод решения задачи автоматизации процесса выбора маршрута полета ударной авиации. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*, (2), 71-74.

3. Аллилуева, Н. В. (2017). Применение методов вычислительного интеллекта на основе генетического алгоритма в задачах маршрутизации беспилотных летательных АППАРАТОВ. *Радиопромышленность*, 27(1), 68-76.

ДВОВІСНИЙ КЕРОВАНИЙ СТАБІЛІЗАТОР ОПТОЕЛЕКТРОННОЇ СИСТЕМИ СЛІДКУВАННЯ

Завдання розробки керованого гіроскопічного стабілізатора (ГС) дозволяє підвищити роздільну здатність оптичної апаратури (ОА). Крім того, керований ГС дозволяє вимірювати складові кутової швидкості лінії візування (ЛВ) об'єкта спостереження.

В науковій літературі на цей час недостатньо оглянуто використання мікромеханічних гіроскопів в системах з високою точністю, а також наведення та стабілізацію систем параметри якої можуть змінюватися в процесі роботи стабілізатора при реально можливих траєкторіях руху об'єкта.

Метою дослідження є створення математичної моделі системи стабілізації і повороту головки самонаведення в процесі стабілізації, автосупроводу та цілевказівки, а також створення програмної моделі для моделювання роботи системи в пакеті прикладних програм MATLAB.

Відповідно до теореми про зміну кінетичного моменту диференціальні рівняння руху розглянутої системи щодо осей підвісів мають вигляд:

$$\begin{aligned} (J_{1y} + J_{2x} \sin^2 \varphi_z + J_{2y} \cos^2 \varphi_z) \dot{\omega}_{2y2} / \cos \varphi_z + f_1 \omega_{2y2} / \cos \varphi_z = M_{\delta\epsilon 1} - (J_{1y} + J_{2x}) \operatorname{tg} \varphi_z \dot{\omega}_{1x1} - \\ - (J_{1x} - J_{1z}) \omega_{1x1} \omega_{1z1} - (J_{2x} \omega_{2x2} \cos \varphi_z + J_{2y} \omega_{2y2} \sin \varphi_z + J_{2z} \omega_{1x1}) \omega_{2z2} - \\ - f_1 (\omega_{1x1} \operatorname{tg} \varphi_z - \Omega_{yo}) + M_{mp.c1} + M_{\delta\epsilon\delta 1} + M_{\text{возм1}}; \end{aligned} \quad (1)$$

$$J_{2z} \dot{\omega}_{2z2} + f_2 \omega_{2z2} = M_{\delta\epsilon 2} + (J_{2x} - J_{2y}) \omega_{2x2} \omega_{2y2} + f_2 \omega_{1z1} + M_{mp.c2} + M_{\delta\epsilon\delta 2} + M_{\text{возм2}}.$$

Дані рівняння - основні, вони описують кутовий рух внутрішньої рамки з абсолютними кутовими швидкостями ω_{2y2} , ω_{2z2} .

Отримано структурну схему математичної моделі контурів стабілізації ССП – гіростабілізованої платформи (ГСП). Структурні схеми контурів автосупроводу і цілевказівки включають в себе структурну схему контуру стабілізації, яку для компактності зобразимо у вигляді блоку-підсистеми «ГСП», що має необхідні входи і виходи. Загальна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу і цілевказівки представлена на рис.1.

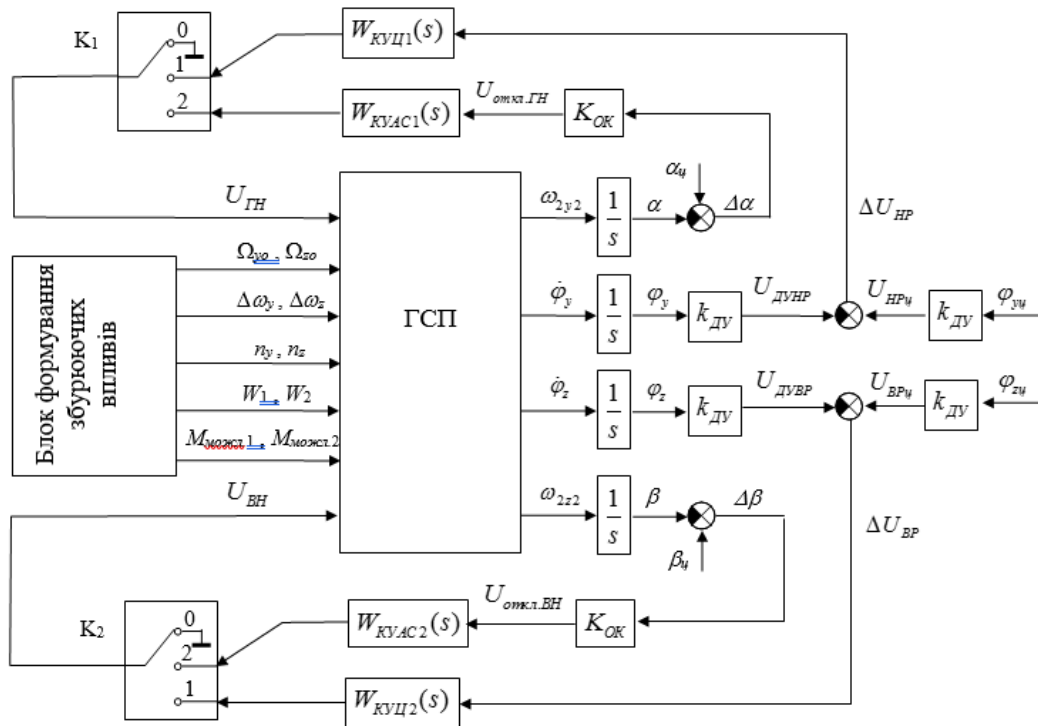


Рис.1. Загальна структурна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу і цілевказівки ССП ГСН

В ході виконання роботи отримані наступні **теоретичні та практичні результати:**

1. Розроблена математична модель системи в стабілізації і повороту ГСН в процесі стабілізації, цілевказівки та автосупроводу.
2. Розраховані максимальні кутові швидкості і прискорення стабілізації і управління ГСН, максимальні збурюючі моменти.
3. Виходячи з вимог ТЗ, розраховані контури стабілізації, цілевказівки, автосупроводу цілі, спроектовано необхідні коригувальні пристрої.
4. Розроблено структурні схеми математичних моделей і пакет програм моделювання роботи ССП ГСН в режимах стабілізації, цілевказівки, автосупроводу за допомогою Simulink.
5. Проведено моделювання роботи ССП ГСН підтвердило правильність розрахунків і дозволило оцінити вплив факторів, які не могли бути враховані при розрахунках.

АНАЛІЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МІКРОСУПУТНИКА ЯК СИСТЕМИ З МАЛИМ ДЕМПФУВАННЯМ

Особливістю пасивних систем керування мікросупутників (МС) є дуже мале демпфування (розсіяння енергії) в них, обумовлене функціонуванням МС у космосі. Аналіз диференціальних рівнянь руху систем з малим демпфуванням має свої особливості, пов'язані з самою процедурою розв'язання таких рівнянь.

В переважній більшості технічних систем демпфування є достатньо великим, внаслідок чого при аналізі похибок, обумовлених зовнішніми завадами, розглядають тільки частинний розв'язок рівняння. При дії гармонічної завади цьому відповідають вимушені коливання. В той же час розв'язок диференціального рівняння має три складові: перша складова обумовлена початковими умовами і має частоту (частоти) власних коливань, друга складова має частоту (частоти) власних коливань, але її амплітуда залежить від амплітуди збурення, третя складова (вимушені коливання) відбуваються на частоті завади і має амплітуду, обумовлену амплітудою завади. Тому виникає задача визначення впливу перших двох складових і порівняння їх з третьою складовою стосовно руху МС.

Слід зауважити, що при використанні частотних методів аналізу на основі використання передавальних функцій аналізується тільки третя складова розв'язку. Тому важливо оцінити, наскільки цей розв'язок відповідає повному розв'язку, який, стосовно мікросупутників (МС), реально отримати лише моделюванням диференціальних рівнянь руху МС.

Розглянемо рух МС з гравітаційною системою стабілізації та тангажним двигуном. Вісь обертання тангажного двигуна напрямлена вздовж осі Y_0 (за відсутності похибок орієнтації (рис.1,а).

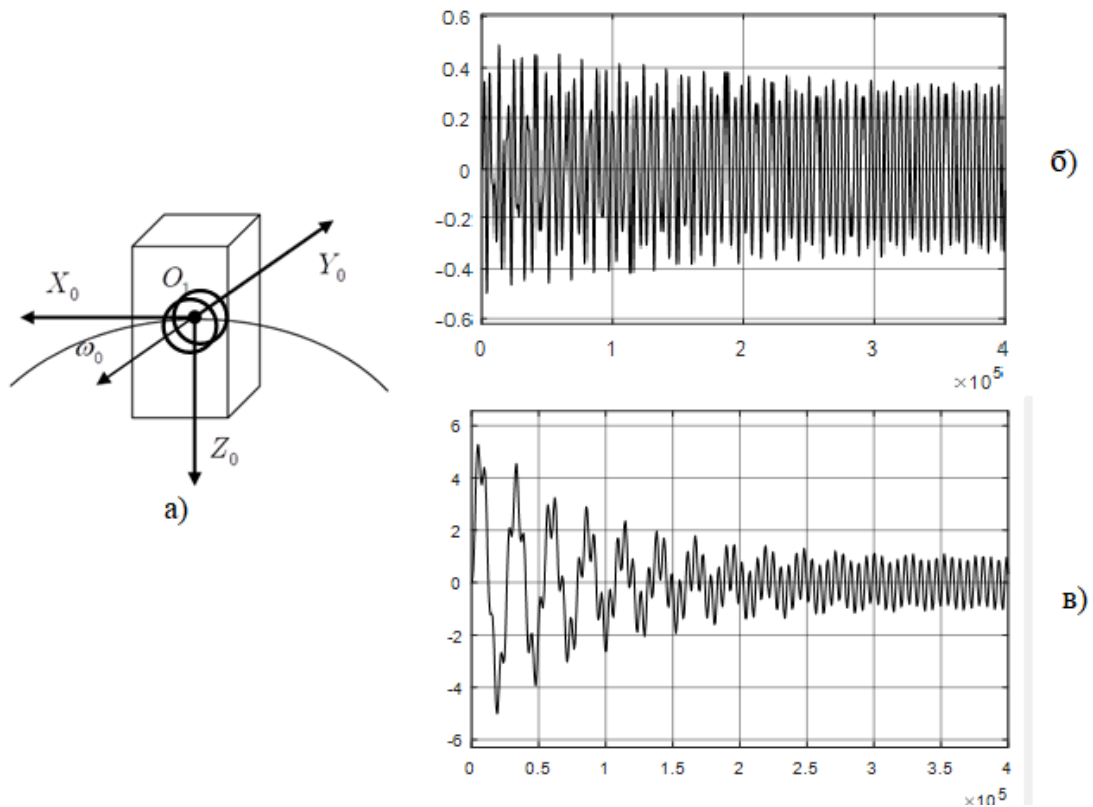


Рис.1 Моделювання системи орієнтації

В реальних умовах має місце дуже мале демпфування, внаслідок чого через певний час залишаються тільки коливання з частотою збурення, але внаслідок дуже великого часу перехідного процесу (години і навіть доби) має суттєвий інтерес питання: наскільки коливання після закінчення перехідного процесу відрізняються від коливань на початку процесу.

В якості збурень розглядалися гармонійні моменти відносно всіх осей МС.

Для аналізу використовуються динамічні рівняння Ейлера. Моделювання виконувалося в середовищі Matlab-Simulink.

Результати моделювання руху по куту θ наведено на рис.1.б).

Для прийнятої частоти збурення амплітудні значення в усталеному режимі несуттєво відрізняються від аналогічних значень на початку руху.

Аналогічний аналіз проведено відносно змінної ψ . Результати моделювання наведено на рис.1.в).

Бачимо, що на початку руху протягом значного проміжку часу переважають згасаючі низькочастотні коливання

Таким чином, можна зробити висновок, що при аналізі руху МС без врахування реально існуючого демпфування (навіть малого) треба враховувати, що на початку руху будуть отримуватись завищені оцінки похибок стабілізації по відношенню к похибкам протягом основного часу функціонування МС. При аналізі похибок на початку руху використання передавальних функцій дає занижену оцінку цих похибок.

Похилько Б. С., Зінченко Д. М.

РАКЕТНИЙ ТРАНСПОРТНИЙ КОНТЕЙНЕР

Основна проблема, що вирішена в дослідженні полягає в необхідності активації безпілотних літальних апаратів (БПЛА) на безпечній відстані від точки старту через високу ймовірність ураження персоналу супротивником під час бойових дій. Запропонований ракетний транспортний контейнер (РТК) призначений для віднесення точки запуску БПЛА на відстань, максимально можливу від персоналу запуску. Також доцільним застосуванням РТК є оперативна доставка корисного навантаження на невелику відстань за умови неможливості інших шляхів вирішення цієї транспортної задачі.

Для вирішення зазначеної проблеми в дисертаційній роботі виконано огляд та аналіз наукових досліджень аеродинаміки компонувань реактивних транспортних засобів, розглянуто вживані методики визначення аеродинамічних характеристик.

Виконане планування обчислюваного експерименту, створені розрахункові моделі, здійснений аналіз результатів першого етапу досліджень.

За результатами аналізу першого етапу досліджень запропоноване компонування РТК, що уникає можливість відмови. Конструкція корпусу РТК складається з двох половин, що вільно з'єднані в хвостовій частині та тримаються як одне ціле під дією проєкції реактивної сили ракетних прискорювачів. Після завершення роботи реактивних прискорювачів розкриття корпусу РТК здійснюється під впливом аеродинамічних сил, що діють на поверхню правої та лівої половин.

Здійснено дослідження ефективності запропонованої системи керування РТК, що відбувається шляхом відхилення реактивного струменю ракетного прискорювача. Виконано ескізне проектування наземної та льотної складових комплексу РКТ.

Основні висновки дослідження:

– Значення швидкості збалансованого польоту V_{BAL} значно більше швидкості відкриття контейнера V_{OPEN} при будь-яких можливих варіантах компонування. Рух стартового контейнера до моменту розкриття відбуватиметься зі збільшенням швидкості польоту. Можливо доцільно знизити силу тяги реактивних прискорювачів для зниження динаміки процесу стартового контейнера в процесі зльоту;

– Значення швидкості відкриття контейнера $V_{OPEN} = 83.5$ м/с (300.6 км/год), відповідне параметрам запропонованої компоновки, значно більше передбачувану швидкість польоту безпілотного літака, який є корисним навантаженням для стартового контейнера. Тому доцільно знизити швидкість відкриття стартового контейнера шляхом установки в носовій

частині додаткового підрізування контуру;

– Доцільно виконати аналіз міцності конструкції корисного навантаження транспортного контейнеру та визначити задану швидкість розкриття стартового контейнера за умовами міцності конструкції.

Для передбачуваного значення швидкості відкриття стартового контейнера доцільно підібрати значення сили тяги ракетних прискорювачів і рівень аеродинамічного опору форми контейнера.

ІНТЕГРАЛЬНЕ КОМПОНУВАННЯ КРИЛА І ПІДКОСУ ЛІТАКА ЗАГАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Під час проектування літального апарата конструктор має відшукати найбільш вдале поєднання конструкційних елементів літака, у тому числі вирішити питання використання підкосу з крилом, оскільки від цього напряму залежить витратність та дальності польоту апарату.

Основним завданням аеродинамічного проектування будь-якого літака є формування геометрії зовнішньої поверхні як літака в цілому так і його агрегатів окремо, що дозволяє виконати вимоги технічного завдання в частині реалізації заданого рівня льотно-технічних характеристик.

До основних льотно-технічними характеристиками літака відносяться в першу чергу дальність польоту L , тривалість польоту t , максимальну висоту польоту H_{MAX} , а також градієнт набору висоти, що визначається як тангенс кута нахилу траєкторії набору $\tan \alpha_{\theta}$. Для сучасного літака згідно діючих норм льотної придатності ці параметри польоту є нормованими, тобто їх значення повинні відповідати встановленим межам.

У роботі застосовується «Панельно-вихровий метод», із активним використанням аеродинамічних коефіцієнтів.

За допомогою програми Pansim виконано обчислення для різних варіантів видовження високопланового крила літака Дельфін. Для розрахунку використовувались різні варіанти видовження крила із зберіганням його профілю, а також оригінальне низькопланове видовження крила.

За допомогою обчислювальної програми Pansim були отримані дані стосовно коефіцієнтів підйомної сили та тертя а також моменти діючих сил залежно від кутів атаки. Під час дослідження зафіксоване зміни у позитивний бік у критерію максимальної дальності та аеродинамічної якості, які мають прямий вплив на показники як тривалості так і дальності польоту.

МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПІДШИПНИКІВ В ПАЛИВНИХ ШЕСТЕРЕННИХ НАСОСАХ ВИСОКОГО ТИСКУ АВІАЦІЙНИХ ГТД

Вступ. Сучасні тенденції у розробці ГТД все більше складаються в бік «електричних двигунів», що передбачає під собою відхід від класичної коробки приводів та заміні її на ряд електричних приводів, що живляться від одного генератора. Таке рішення дозволяє зменшити габарити силової установки, зменшити мідель, зменшити кількість трубопроводів і валопроводів, а також отримати оптимально спроектовану систему щодо всіх діапазонів робочих режимів, що в повній мірі відноситься до системи паливостачання. Високі вимоги щодо надійності та вартості конструкцій привели до зменшення застосування плунжерних насосів змінної продуктивності на користь шестеренних насосів з постійним робочим об'ємом. Але з-за неможливості регулювання робочого об'єму в шестеренних насосах такий насос проектується для режиму максимальної витрати палива. На де-яких інших режимах конструкція забезпечує істотно більшу витрату ніж потрібно. Узгодження продуктивності насоса з необхідною витратою здійснюється за рахунок використання переливних клапанів, що також знижує ефективність систем.

Ще однією з істотних проблем в шестеренних паливних насосах є опори ковзання. Через низьку в'язкості робочої рідини (гасу) і невеликої окружної швидкості, підшипники працюють в режимі напівсухого тертя, що значно прискорює знос робочих поверхонь підшипника і знижує ресурс насоса в цілому.

Перехід на регульований електричний привід дозволить змінювати частоту обертання приводної ресори в залежності від потрібної витрати, а не швидкості обертання ротора ГТД. Використання електроприводу також дозволить підвищити швидкість обертання ресори до режиму надійного виникнення

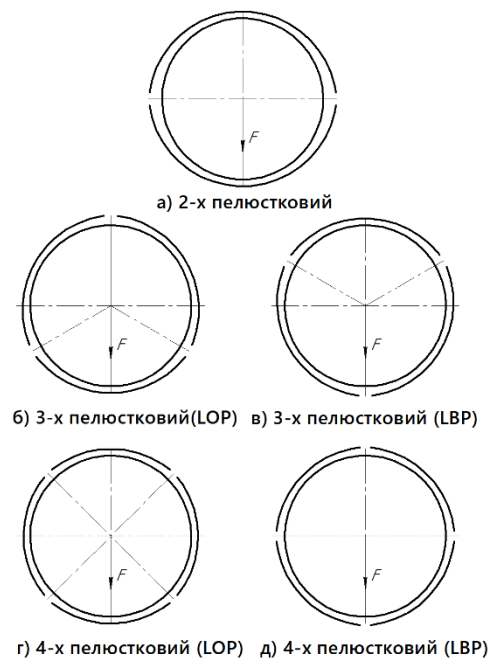


Рис. 1 – Конструктивні виконання підшипників ковзання

масляної плівки (режим роботи гідродинамічних підшипників), зниження зносу опор і підвищення ресурсу насоса в цілому.

У зв'язку з вищевикладеними дослідженнями застосування гідродинамічних підшипників в конструкції шестеренних паливних насосах є актуальним завданням.

Порівняння різних конструкцій гідродинамічних підшипників ковзання. Існують різні конструктивні виконання підшипників [3]. У даній роботі розглянуті і проаналізовані мультипелюсткові (2-х, 3-х і 4-х пелюсткові) підшипники. Схеми підшипників представлені на малюнку 1. Еліптичний підшипник не розглядався, так як принципово він не відрізняється від 2-х пелюсткової конструкції. Різниця між двома 3-х (рис.1 б, в) і 4-х пелюстковими (рис.1 г, д) підшипниками полягає в орієнтації пелюсток щодо напрямлення дії сили.

Особливість цих підшипників полягає в тому, що радіуси поверхонь вкладиша будуть відрізнятися від радіуса цапфи валу на величину, більшу ніж призначений радіальний зазор.

Принципова схема пелюсткового підшипника, а саме взаємозалежність розмірів, представлена на малюнку 2. При цьому витримується співвідношення $R_p - R_j = d + C$, де: R_p – радіус пелюстка; R_j – радіус цапфи; C – зазор; d – допоміжний параметр підшипника.

Розрахунок підшипників виконаний в спеціалізованому пакеті прикладних програм методом кінцевих елементів. Розрахунок проведено для різних варіантів параметра d .

Геометричні параметри підшипника наведені в таблиці 1. Навантаження на підшипник $F = 7800$ Н. Це навантаження відповідає навантаженню на ведену шестерню насоса.

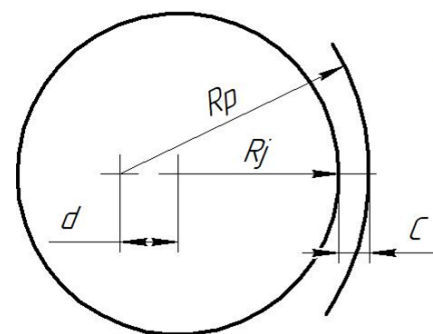


Рис. 2 – Принципова схема пелюсткової підшипника

Таблиця 1. Геометрія підшипника.

Параметр	Позначення	Розмірність	Значення
Радіус цапфи валу	R_j	мм	19
Висота цапфи валу	H	мм	38
Радіальний зазор	C	мм	0,015
Допоміжний геометричний параметр	d	мм	0,1C, 0,5C, 1,0C, 1,25C, 1,5C

Знайдено значення мінімального шару робочої рідини (гасу) зі значень відносного ексцентриситету і радіального зазору. Характеристика підшипника визначена як залежність h_{min} від швидкості обертання при постійному навантаженні на підшипник. Кількість діаграм відповідає кількості заданих значень “ d ”. На кожній окремо взятій діаграмі нанесено характеристики п'яти підшипників (рисунок 1), що дозволило порівняти підшипники за величиною мінімального шару робочої рідини – h_{min} (критерій вантажопідйомності підшипника). Деякі результати розрахунків представлені на рисунку 3.

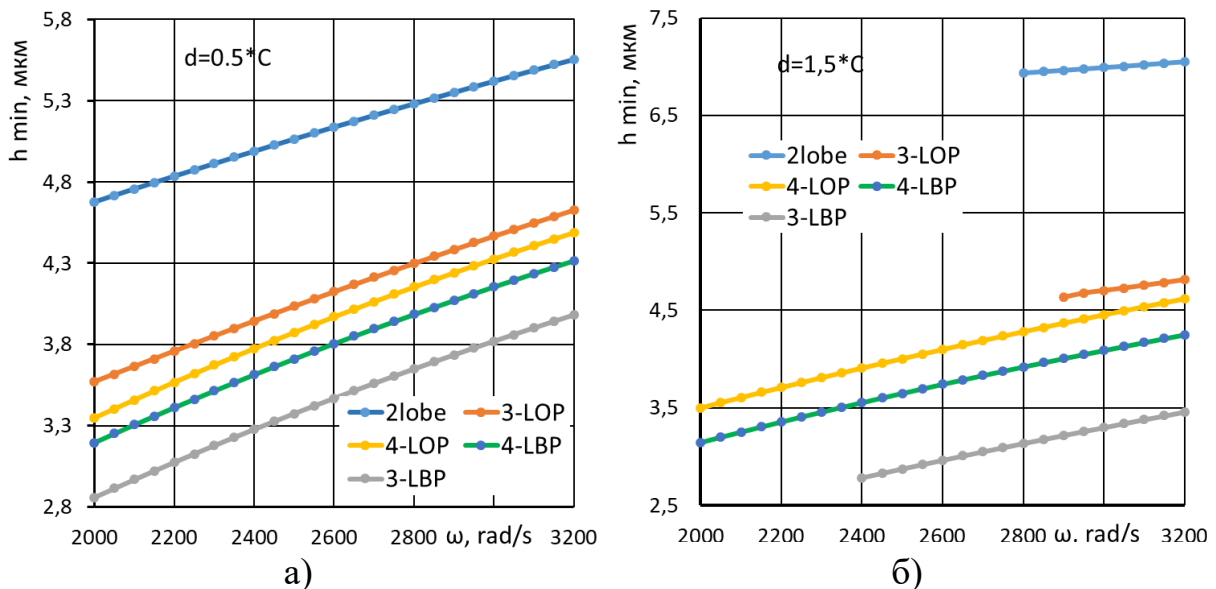


Рис. 3 – Характеристика різних типів пелюсткових підшипників ковзання для випадків $d = 0,5C$ (а) и $d = 1,5C$ (б)

Проведений аналіз показав, що 2-х пелюстковий підшипник ковзання має найкращу вантажопідйомність (забезпечує найбільший h_{min} з розглянутих).

Не дивлячись на визначення найкращої конструкції підшипника за критерієм вантажопідйомності, діаграми, наведені вище, не надають інформації про характер зміни h_{min} при різних значеннях d для однієї і тієї ж конструкції підшипника. Така характеристика підшипника (визначена як залежність h_{min} від допоміжного геометричного параметра d при постійній швидкості обертання і постійному навантаженні) так само може бути критерієм вибору тієї чи іншої конструкції, і (або) джерелом додаткової інформації, яка наочно демонструє вплив параметра d на вантажопідйомність підшипника.

Для побудови такої характеристики підшипника проводити додаткові розрахунки не потрібно. З розрахункового діапазону частот обертання обрані п'ять значень, рівномірно охоплюють весь діапазон частот обертання, а саме: 2000 рад/с, 2300 рад/с, 2600 рад/с, 2900 рад/с, 3200 рад/с. Кожна

діаграма відповідає одній із заданих вище швидкостей обертання і має п'ять кривих, що відповідають різним конструктивним виконанням підшипника (дивись рис. 1). Так як в розрахунках вище параметр d задавався як частка від радіального зазору, вісь X представлена не розрахованим значенням d , а коефіцієнтами при радіальному зазорі C . На малюнку 4 показані залежності характеристики h_{min} від вищезгаданого коефіцієнта для швидкостей обертання 2300 и 3200 рад/с (21963 об/хв. и 30558 об/хв.).

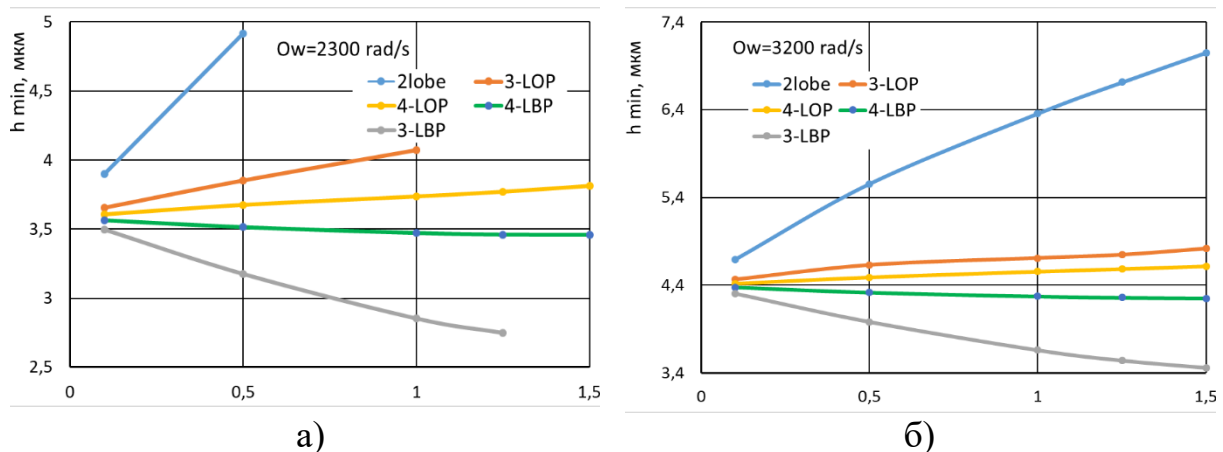


Рис. 4 – Характеристика різних типів пелюсткових підшипників ковзання від коефіцієнта пропорційності при параметрі d , а) – $\omega = 2300$ рад/с (21963 об/хв), б) – $\omega = 3200$ рад/с (30558 об/хв)

Аналіз результатів розрахунку показує, що характеристика 2-х пелюсткового підшипника ковзання має найбільш інтенсивний ріст і забезпечує найбільшу вантажопідйомність. При цьому, 3-х і 4-х пелюсткові підшипники, у яких навантаження прикладене між пелюстками з ростом допоміжного геометричного параметра d втрачають в вантажопідйомності. Виконана робота дозволяє сконструювати гідродинамічний підшипник і призначити прийнятні допуски на його робочі розміри, включаючи допуски на виготовлення, в межах яких він буде відповідати умовам роботи без сухого (граничного) тертя.

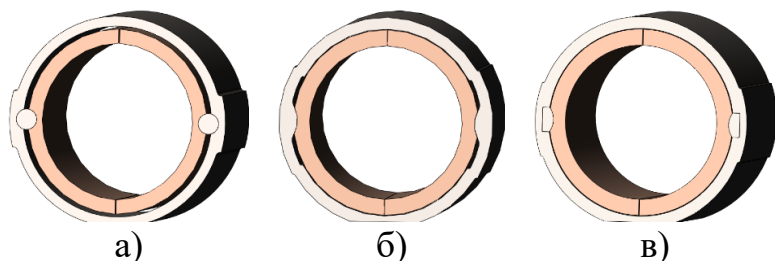


Рис. 5 – конструктивні схеми 2-х лепесткових підшипників: а) з опорним роликком; б) зі спеціальним кільцем; в) з циліндричними секторами.

Запропонована конструкція підшипника ковзання - 2-х пелюстковий підшипник ковзання. На рис. 5 представлені можливі конструктивні схеми підшипників.

На рис. 6 представлені допуски на розміри, що забезпечують працездатність гідродинамічного підшипника зі швидкостей обертання 2300 рад/с.



Рис. 6 – основні розміри підшипника, що забезпечують працездатність.

Сікорський Б. О., Кривохатько І. С.

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ “ТАНДЕМ” КЛАСУ “МІКРО”

На сьогоднішній день безпілотна авіація набуває дуже стрімкого розвитку, і стає доступною для кожної людини, навіть без спеціальних навичок. Серед безпілотної авіації широкого використання набувають безпілотні апарати з нетрадиційними аеродинамічними схемами, так наприклад більшість сучасних та майбутніх військових літальних апаратів будуються за аеродинамічною схемою “літаюче крило”. Серед літальних апаратів (далі – ЛА) класу “мікро”, з контейнерним стартом часто використовують аеродинамічну схему “тандем”, завдяки меншим розмірам при тих самих характеристиках у порівнянні з традиційною схемою. Сьогодні значно більшу роль відіграють вартість проектування, та час. І один з методів оптимізації та зменшення витрат є використання сучасних засобів для розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА. Використання віртуальних аеродинамічних труб набуває великого розповсюдження в багатьох сферах, окрім авіації. Аналізуючи інформацію в різних джерелах, можна зрозуміти, що програмні засоби добре рахують аеродинамічні характеристики ЛА з традиційною аеродинамічною схемою, але аеродинамічна схема тандем має свої особливості у проектуванні. Оскільки в аеродинамічній схемі “тандем” підйомну силу створюють обидва крила, які знаходяться один за одним, то між ними виникає взаємодія, і вплив один на одного, і це накладає певні обмеження при проектуванні, які сьогодні намагаються використовувати навпаки у користь. Саме через складніше обтікання, стає питання, чи можна використовувати ті ж програмні засоби для розрахунку ЛА з аеродинамічною схемою “тандем”, чи забезпечать вони достатньою точністю у розрахунках, і дозволять замінити аеродинамічні труби.

Метою дослідження є ознайомлення з методами аеродинамічного розрахунку ЛА, та використовуючи більш швидкий метод провести розрахунок аеродинамічних характеристик літальних апаратів аеродинамічних схем “моноплан” (тандем без заднього крила), і “тандем” без та з урахуванням згину заднього крила. За отриманими результатами провести порівняння з експериментальними даними отриманими з аеродинамічної труби. Зробити висновки про розрахунок за допомогою програмного засобу аеродинамічних характеристик літального апарату схеми “тандем”, і можливості його використання, а також надати рекомендації при використанні таких програмних засобів.

В ході виконання роботи було розглянуто аналоги літальних апаратів аеродинамічної схеми “тандем” класу “мікро”.

Проведено огляд методів аеродинамічних розрахунків, а саме методу кінцевих елементів, та панельно-вихревого методу. Було оглянуто порівняння цих методів на прикладі літального апарату аеродинамічної схеми “моноплан” з комбінованим крилом. Панельно-вихревий метод, проводить розрахунок аеродинамічних характеристик значно швидше, але точність розрахунку під питанням, тому і було прийнято проводити розрахунок для ЛА аеродинамічної схеми “тандем” саме цим методом.

Було проведено розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА аеродинамічної схеми “моноплан”, мається на увазі, що з літального апарату аеродинамічної схеми “тандем” було прибране заднє крило. Потім було проведено розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА аеродинамічної схеми “тандем” без врахування згину, і проведено розрахунок з урахуванням згину заднього крила. Всі розрахунки проводилися при $Re = 183000$, розрахунок виконувався панельно-вихровим методом з кільцевими вихорами. Для розрахунку використовувався програмний засіб XF5, який використовується для розрахунку при малих числах Рейнольдса.

Отримані результати було проаналізовано і порівняно з експериментальними даними з аеродинамічної труби. Було побудовано графіки для основних аеродинамічних характеристик, за якими було порівняно всі отримані результати. За отриманими даними було зроблено висновки, про використання програмного засобу для розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату з аеродинамічною схемою “тандем”, а також вплив на результати врахування згину під час розрахунку в програмному засобі. Було надано рекомендації при використанні програмного засобу для розрахунку літального апарату аеродинамічної схеми “тандем” класу “мікро”.

Смаглій А. С., Бондаренко О. М.

ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА

Актуальність роботи полягає в прискоренні розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів та підвищенні їх точності. Мета дослідження - розробка програмного інтерфейсу, який реалізує метод визначення аеродинамічних характеристик ЛА. Комплекс зорієнтований на розрахунок параметрів легких літальних апаратів. Для досягнення мети було вирішено наступні задачі.

Було проаналізовано сучасні методи визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів. Розглянуто метод вихорів, метод кінцевих елементів, теоретичні можливості розрахунку із використанням рівняння рівняння Бернуллі та формули Жуковського, а також експериментальний метод перебудови поляр. Вибраний був останній метод як такий, що може бути доступно запрограмований у представленому інтерфейсі.

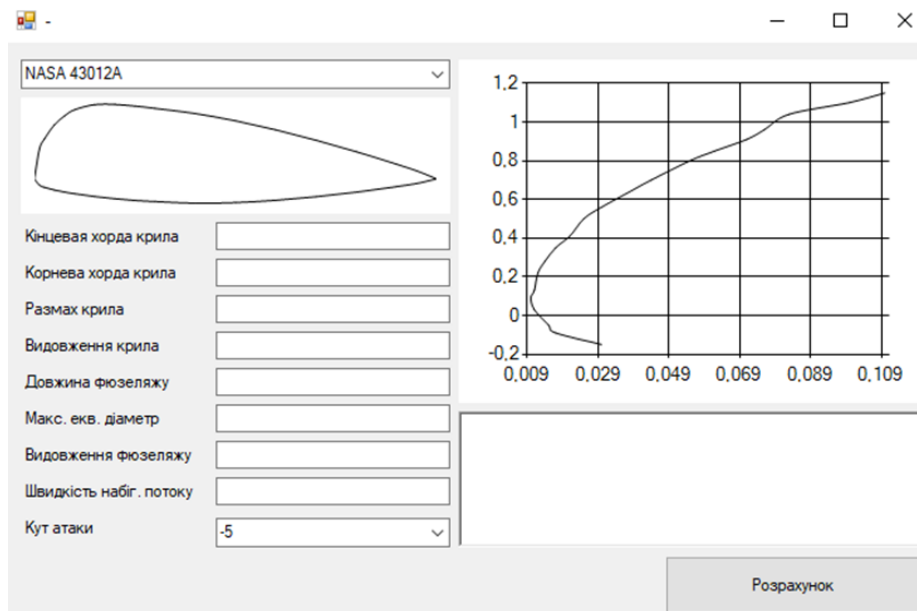


Рис. 1. Інтерфейс програми для розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів.

В інтерфейсі реалізовано таку послідовність розрахунку:

1. Визначення коефіцієнтів підйомної сили та сили опору для крила літака для обраного профілю з видовженням рівним нескінченості.
2. Визначення індуктивного опору крила, та перерахунок коефіцієнтів для даного видовження крила.
3. Визначення коефіцієнту опору фюзеляжу.
4. Розрахунок підйомної сили та сили опору літака.

5. Розрахунок потрібної потужності.

Оцінка якості роботи програмного комплексу було проведено на основі літака типу А-32 компанії АЕРОПРАКТ. Порівнювалась потрібна потужність, підйомна сила, аеродинамічна якість. Похибка обчислень не перевищилі 20 %. Також за допомогою розробленого програмного комплексу була оцінена точність аеродинамічних розрахунків методом скінчених елементів в програмі Simulatoін CFD (пробна версія). Для цього було розроблено креслення літака та його тривимірна модель на основі прототипу А-32. По обраному профілю крила видовження 5 було введено поправочні коефіцієнти до підйомної сили (0,7) та профільного опору (0,2).

В результаті продувки моделі літака із врахуванням поправочних коефіцієнтів одержана методом кінцевих елементів аеродинамічна якість літака склала 12, що відповідає задекларованим характеристикам прототипу. Таким чином, використання розробленого програмного комплексу разом із програмами кінцево-елементних розрахунків дозволяє проводити достатньо якісні розрахунки літальних апаратів будь якої аеродинамічної форми.

Тетерін Д. Ю., Кривохатько І. С.

**МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА
АСИМЕТРИЧНОГО КОМПОНУВАННЯ**

Темпи розвитку авіаційної промисловості ще близько десятиліття назад перетнули свого апогею через складність подальшого збільшення ефективності силових установок і неохочого пошуку принципово нових схем літальних апаратів, зважаючи на ризик фінансування комерційно непривабливих проєктів. За наявності перевіреного методу аеродинамічного розрахунку літаків асиметричного компонування, імовірно, багато компаній та окремих конструкторів зможуть втілити у життя свої розробки, що будуть більш продуктивними та вигідними за існуючі аналоги.

Задля досягнення зазначеної мети у роботі було розроблено метод аеродинамічного розрахунку літака асиметричного компонування на базі відомих аналогів для класичних літаків із їх модернізацією, що полягає у врахуванні під час розрахунків вплив стрілоподібності крила літака і куту поперечного V . За розробленим методом було проведено практичні розрахунки літака асиметричного компонування. За отриманими під час аналітичного розрахунку даними проведено порівняння із результатами отриманими чисельною методикою за допомогою програмного забезпечення ANSYS (Fluent). За аналізом порівняння було зроблено висновки щодо доцільності використання і точності розробленого методу аналітичного аеродинамічного розрахунку літака асиметричного компонування. Було надано рекомендації щодо проєктування літальних апаратів асиметричного компонування.

Розроблений метод визначення аеродинамічних характеристик літака є прийнятним, однак потребує доробок, а саме: врахування геометрії лопатей двигуна і врахування розташування крила по висоті фюзеляжу. Найістотніші відмінності у порівнянні результатів розрахунків полягають у неточності побудови аеродинамічного обрису поверхонь агрегатів літака, через відсутність детальних геометричних параметрів заданого літака у відкритому доступі, а також через спрощення геометрії літака задля полегшення розрахунку за числовим методом.

Розроблений метод дозволяє на початкових етапах проєктування обирати основні геометричні параметри асиметричного ЛА. Це зменшує витрати на експериментальні дослідження та оптимізує процес проєктування в цілому.

СИСТЕМА ТЕХНІЧНОГО ЗОРУ КВАДРАКОПТЕРА ДЛЯ ТОЧНОГО ЗЕМЛЕРОБСТВА

Вступ. Останні роки характеризуються стрімким зростанням технологічності сільськогосподарського виробництва, яке все ширше використовує найсучасніші технології для підвищення еколого-економічної ефективності. Особливістю сільського господарства в Україні є відсутність зонування родючості землі, що не дозволяє мати ефективно з точки зору економіки землеробство та веде до виснаження ґрунтів та падіння врожайності.

Точне землеробство є тим напрямом розвитку сільського господарства, що відкриває нові можливості у підвищенні «віддачі» від кожної земельної ділянки завдяки врахуванню її специфічних особливостей щодо ґрунтових та агрокліматичних характеристик на поточний час. Сама ідеологія точного землеробства передбачає просторово диференційований підхід до застосування технологій вирощування сільгоспкультур залежно від властивостей ґрунту, забезпеченості рослин поживними речовинами та вологою, стану рослин на певному етапі їх розвитку. Тому питання отримання та обробки вказаної інформації за допомогою сучасних засобів моніторингу є дуже актуальними.

Постановка задачі. Необхідною умовою ведення точного землеробства є детальна та динамічна оцінка просторової неоднорідності стану ґрунтів та сільськогосподарської рослинності, що забезпечує своєчасне застосування адекватних агрозаходів саме в тих місцях, що цього потребують.

В класичному варіанті для точного землеробства використовують комплекс супутникових та комп'ютерних технологій, що включає в себе технології глобального позиціонування (GPS), географічні інформаційні системи (GIS), технології оцінки врожайності (Yield Monitor Technologies), технологію змінного нормування (Variable Rate Technology) і технології дистанційного зондування землі. Нажаль ці сучасні технологічні рішення потребують дуже значних вкладень як в апаратне, так і програмне забезпечення. В сьогоденних умовах України затрати на супутникові інформаційні системи не можуть собі дозволити навіть крупні агрохолдинги, не кажучи вже про середні, дрібні та фермерські господарства.

Проте існує альтернативний, більш економічний варіант, при якому для ведення точного землеробства застосовуються дані дистанційних моніторингових спостережень високої роздільної здатності отримані від безпілотних літальних апаратів (БПЛА), оснащених системами технічного зору (СТЗ). Проте в цьому випадку доводиться вирішувати ряд супутніх достатньо складних задач, пов'язаних з вибором або розробкою необхідного

обладнання та програмного забезпечення, просторовою прив'язкою отриманих даних та їх обробкою, застосуванням отриманих результатів для поопераційного ведення сільськогосподарських робіт. Саме на вирішення цих задач була спрямована робота.

Розробка структурної схеми СТЗ. Найчастіше для моніторингу сільгоспугідь застосовують БПЛА, зокрема, квадрокоптери, що мають прийнятні технічні характеристики, прості у керуванні та мають відносно не високу вартість. Основним питанням при їх застосуванні є вибір або розробка СТЗ, характеристики якої будуть відповідати поставленій задачі.

Для окреслених задач була розроблена структурна схема СТЗ квадрокоптера та проведений її аналіз. За результатами структурного аналізу отримані математичні рівняння для визначення основних технічних характеристик кожного з блоків СТЗ. В більшості випадків для мінімізації затрат для оптико-електронної частини СТЗ доцільно застосовувати серійні фото- відео-камери (далі просто камери), визначивши, за отриманими в роботі співвідношеннями, їх необхідні характеристики.

Для вирішення задач точного землеробства можуть застосовуватись:

- камери, які проводять зйомку у видимому діапазоні;
- NIR-модифіковані камери, що працюють у ІЧ-діапазоні;
- мультиспектральні камери, які дозволяють здійснювати зйомку як у видимому так і у ІЧ-діапазоні.

Звичайно ж, мультиспектральна зйомка є найбільш інформативною завдяки можливості більш детального змістовного дешифрування знімків, в тому числі через розрахунки допоміжних індексів, наприклад індексу NDVI, який традиційно використовують для оцінки поточного стану рослинності. Однак мультиспектральні камери, призначені для зйомки з БПЛА, є досить дорогим задоволенням.

Практичний досвід показує, що навіть знімання звичайною фотокамерою з високої роздільною здатністю дозволяє отримати гарні результати щодо оцінки стану посівів та прогнозу врожаїв. Це обумовлено особливістю даних, отриманих за допомогою фотозйомки з БПЛА, особливо квадрокоптера, а саме:

- висока та навіть надвисока просторова роздільна здатність, що обумовлена кількома факторами, зокрема: вибором камери з високою роздільною здатністю, відносно низькою висотою та швидкістю польоту, що дозволяє досягти високої деталізації даних (знімків);
- можливість планувати та виконувати зйомку у найбільш зручний для досягнення заданої мети час.

Саме це є найсуттєвішою перевагою дронів перед супутниковою зйомкою. Тому було прийнято рішення щодо застосування для поставлених задач точного землеробства промислового квадрокоптеру, оснастивши його СТЗ із застосуванням серійної камери.

Відповідно був обраний квадрокоптер типу DJI Mavic 2 Pro з наступними основними характеристиками: максимальна швидкість польоту - 72 км/год; максимальна висота - 6000 м; час польоту - 31 хв.

За отриманими в роботі результатами були розраховані необхідні за роздільною здатністю характеристики камери з урахуванням характеристик обраного квадрокоптера, а саме: роздільна здатність не менше 18 Мп, апертура на рівні $f/3 - f/10$. За цими характеристиками була обрана камера Mavic 2 Pro, що повністю відповідає за конструктивними кріпленнями обраному квадрокоптеру та має роздільну здатність 20 Мп, і апертуру $f/2,8 - f/11$.

Практичні результати. Наведемо деякі практичні результати, що були отримані в ході проведення робіт за технологією точного землеробства із застосування розробленої СТЗ квадрокоптера. Дослідження проводились на тестовій ділянці площею 57,4 га, що була розташована в Чаплинському районі Херсонської області.

За допомогою обраного обладнання був отриманий знімок ділянки та сформований ортофотоплан з зонами однорідності сходу рослин (рис. 1).

Наступними кроками було:

- отримання супутникового знімку в форматі NDVI малої роздільної здатності. Проведення аналізу цього знімку дає змогу окреслити основні зони поточного стану рослин на досліджуваній ділянці, але його роздільна здатність не дає змоги формувати необхідні дані для наступних кроків точного землеробства;

- проведення агрохімічного аналізу за окремими мікроелементами ґрунту.

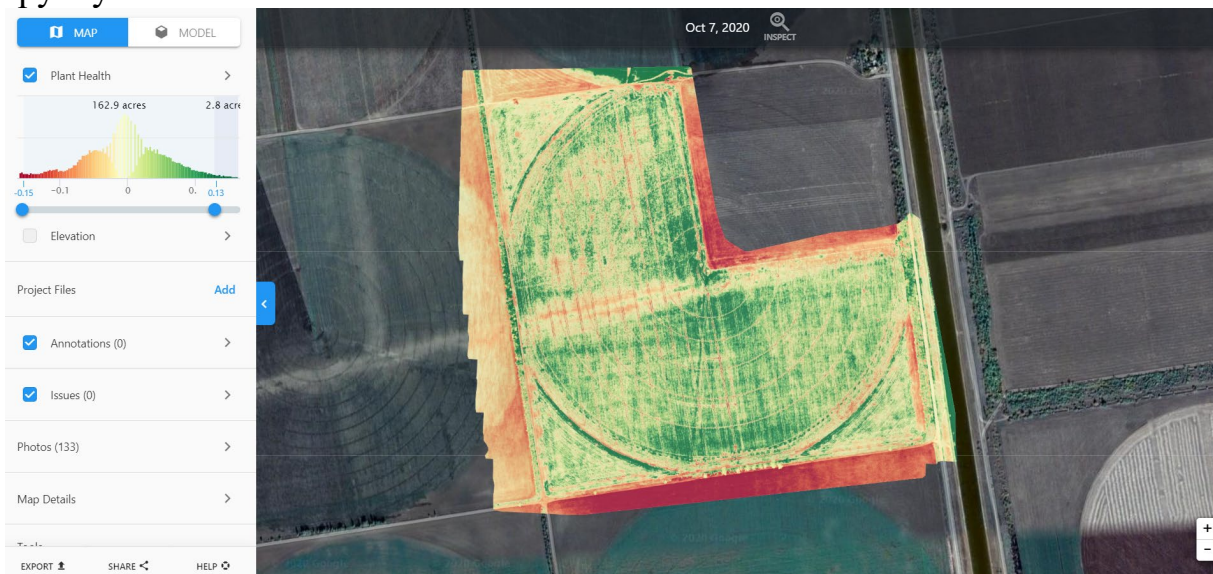


Рис.1. Ортофотоплан з зонами однорідності сходу рослин

Агрохімічний аналіз проводиться із залученням регіональних спеціалізованих сертифікованих лабораторій. Відбір проб ґрунту здійснюється за результатами аналізу зон на супутниковому NDVI знімку.

Аналіз результатів по досліджуваній ділянці (рис. 1) показав, що вона має досить неоднорідний агрохімічний склад за вмістом рухомого фосфору та рухомих форм сірки. Зони неоднорідності мають безпосередній зв'язок з зонами родючості, які були відображені на NDVI знімку. Мала роздільна здатність NDVI знімку не дає можливості використовувати його для конструювання завдання для конкретних агрооперацій для спеціальної техніки для точного землеробства.

Для вирішення проблеми можуть бути застосовані результати, отримані за допомогою СТЗ нашого квадрокоптера. Для цього за допомогою алгоритму ідентифікації щільності зросту рослин були відображені зони родючості ортофотопланом з надвисокою просторовою роздільною здатністю та помірною похибкою геоприв'язки (рис. 1). Саме ці результати дозволили розробити карту завдань агрооперацій для техніки точного землеробства. Зокрема, для коригування нестачі вказаних вище рухомих форм фосфору та рухомих форм сірки була розроблена карта внесення добрива Амофос розкидачем Suzuki Sulky, обладнаного системами для точного землеробства.

Висновки. На основі проведеного аналізу систем точного землеробства був обраний напрямок розробки на основі застосування СТЗ квадрокоптера. Була розроблена структурна схема СТЗ та за результатами її аналізу отримані формули для розрахунку необхідних технічних характеристик, а також визначені шляхи реалізації. На основі цього були визначені технічні характеристики СТЗ квадрокоптера для застосування в точному землеробстві.

Був також розроблений алгоритм ідентифікації зон родючості сходів рослин за отриманими від СТЗ знімками, супутниковими NDVI знімками малої роздільної здатності та результатами агрохімічних аналізів.

Проведені польові дослідження на реальній тестовій ділянці площею 57,4 га в Чаплинському районі Херсонської області повністю підтвердили правильність розрахунків та роботоздатність запропонованих алгоритмів.