

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Матеріали науково-практичної конференції
студентів та молодих вчених

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

Київ 2019 рік

ЗМІСТ

Бобко Д.В., Вірченко Г.А. ВПЛИВ ТЕХНІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НА ШИММІ КОЛЕСА ШАСІ ЛІТАКА.....	4
Буртін М.В. Кривохатько І.С. ДОСЛІДЖЕННЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ПІД ЧАС ЗМІНИ ЙОГО КОНФІГУРАЦІЇ.....	5
Віщан М.В., Кабанячий В.В. УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОТИБЛЕДЕНЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ НА ЛІТАКУ МІСЦЕВИХ ПОВІТРЯНИХ ЛІНІЙ.....	6
Гевко Б.А., Бондар Ю.І. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ ПРИ ПОЛЬОТІ В НЕСПОКІЙНОМУ ПОВІТРІ.....	7
Гелашвілі Н., Мариношенко О.П. БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАК ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ З ПОВОРОТНИМИ АЕРОДИНАМІЧНИМИ ПОВЕРХНЯМИ.....	8
Грицан С.В., Зінченко Д.М. ВПЛИВ ПАРАМЕТРА КОМПОНУВАННЯ СПРЯЖЕНОГО КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	9
Демидов М.М., Зінченко Д.М. ВПЛИВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАКА-НОСІЯ.....	10
Доля Д.О., Кривохатько І.С. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	11
Кісельов В.О., Бондар Ю.І. ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА.....	12
Комаров Б.Г., Зінченко Д.М. АДАПТИВНЕ КРИЛО З РОТОРНИМ РУШІЄМ.....	13
Корнійчук Б.О., Сухов В.В. ДОСВІД ВИКОРИСТАННЯ ERP-СИСТЕМ В ЖИТТЄВОМУ ЦИКЛІ ВИГОТОВЛЕННЯ ВИРОБУ НА МАШИНОБУДІВНОМУ ВИРОБНИЦТВІ.....	14
Кравець М.О., Зінченко Д.М. ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ПРОФІЛЮВАННЯ МЕХАНІЗОВАНОГО КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	15
Краснонос А.С., Кривохатько І.С. ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА МЕХАНІЗАЦІЮ ЗАДНЬОЇ КРОМКИ КРИЛА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ЧИСЛОВИМИ МЕТОДАМИ.....	16
Лабунець В.А., Кривохатько І.С. ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ПІД ЧАС ВІДДІЛЕННЯ ВІД ЛІТАКА-НОСІЯ.....	17
Лапушенко В.В., Мариношенко О.П. БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАК ДЛЯ ЗАДАЧ ЛАЗЕРНОГО ДИСТАНЦІЙНОГО СКАНУВАННЯ ПОВЕРХНІ ЗЕМЛІ.....	18

Литвиненко Ф.В., Зінченко Д.М. ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНОВКИ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОГО БПЛА	19
Примачук Б.Ф., Зінченко Д.М. ВПЛИВ КІНЦЕВОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ПОВЕРХНІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БПЛАНА	20
Садык Н.А. СИСТЕМА УПРАВЛЕННЯ ПРОЦЕССОМ ПОДГОТОВКИ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ СМЕСЕЙ ДЛЯ ЗАЩИТЫ РАСТЕНИЙ	21
Торгашов А.П., Борисов В.В., Сухов В.В. ВПЛИВ ЕФЕКТУ СУПЕРЦИРКУЛЯЦІЇ ШВИДКОСТІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА	22
Хенченко Д.І., Мариношенко О.П., Толстой С.А. СИСТЕМА ДОЗАПРАВКИ У ПОВІТРІ ЯК ШЛЯХ ДО АВТОНОМНОСТІ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ.....	24
Хомин Т.В., Кривохатко І.С. АВТОМАТИЗАЦІЯ ЕНЕРГО-БАЛІСТИЧНОГО РОЗРАХУНКУ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА.....	25
Яценко І.О., Бондаренко О.М. ЛІТАК БІЗНЕС-КЛАСУ	26

УДК 629.735

Бобко Д.В., Вірченко Г.А.

ВПЛИВ ТЕХНІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НА ШИММІ КОЛЕСА ШАСІ ЛІТАКА

При коченні пневматичних коліс без проковзування по рівній поверхні можуть спостерігатися самозбуджуючі коливання, внаслідок можливості їх повороту та бокового зміщення. Такі коливання коліс, що спостерігаються у автомобілів та літаків, в 1920-х роках отримали назву “шиммі”.

В роботі за допомогою пакету програм MATLAB Simulink було проведено дослідження впливу технічних параметрів на шиммі колеса шасі літака.

Для проведення розрахунку шиммі були визначені та розраховані необхідні дані, а саме: маса установки шасі 310 кг; момент інерції відносно осей Ox та Oy 70 кг/м^2 ; маса шини 80 кг; момент інерції частин, що обертаються відносно осі Oz 30 кг/м^2 ; половина відстані між площинами обертання коліс 0,4м; діаметр шини 1 м; максимальна експлуатаційна швидкість 338 км/год; максимальний зарядний тиск 1,37 МПа, а також матриця податливості стояка від п'ятикомпонентного навантаження $(P_x, P_y, P_z, M_x, M_y)$.

З отриманих результатів можна зробити наступні висновки:

- збільшення обжимання амортизатора від 0 до 127 мм для всіх зарядних тисків супроводжується зменшенням значення критичної жорсткості рульового приводу на кручення;
- ступінь впливу бокової жорсткості шин на характер області стійкості найбільша;
- на малих і середніх величинах обжимання при будь-яких швидкостях руху кочення шини стійке;
- критична швидкість шиммі складає 30-50 м/с;
- при обжиманні амортизатора 424 мм для будь-якого зарядного тиску критична жорсткість рульового приводу перевищує його фактичне значення, тобто, стояк схильний до автоколивань на великих швидкостях руху літака (80 м/с та вище).

Наявного штучного розсіювання енергії не вистачає для забезпечення стійкості від шиммі в усьому розглядуваному діапазоні швидкостей.

УДК 629.735.3

Буртін М.В. Кривохатько І.С.

ДОСЛІДЖЕННЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ПІД ЧАС ЗМІНИ ЙОГО КОНФІГУРАЦІЇ

Зліт та посадка потенційно найбільш небезпечна ділянка польоту, яка при цьому характеризується високою складністю та суттєвою різницею при пілотуванні в порівнянні з іншими експлуатаційними режимами польоту. Зважаючи на навантаження, які припадають на пілота, під час цих ділянок польоту слід ретельно підходити до розрахунку злітно-посадкових характеристик.

На початку дослідження було визначено геометрії розрахункової моделі, до яких слід відносити розміри літака прототипу, розміри конструктивних елементів та агрегатів таких, як шасі та ступи шасі.

На основі визначеної геометрії, за допомогою універсальної програмної системи скінчено-елементного аналізу Ansys 19.1 побудована розрахункова модель з неструктурованою сіткою в автоматизованому режимі. Безпосередній розрахунок було виконано з типом розв'язувача *pressure-based*, моделями турбулентності Ментера та Спаларта-Алмараса з наступними параметрами: тиск — 1 атм., температура — 288 К, щільність — const, початковий ступінь турбулентності — 0,05%. Дослід виконувався при швидкостях 50, 75, 100 м/с.

На основі отриманих даних робимо висновок, що зміна аеродинамічних характеристик при моделюванні процесу зміни конфігурації, а саме сили опору, має складний ступеневий характер, який чітко продиляється при всіх швидкостях та моделях турбулентності. Отримані дані картелюються з даними, які були отримані в ході експерименту в аеродинамічній трубі, судячи по значеннях лобового опору при повністю випущеному та повністю прибраному шасі.

Наступним кроком є оцінка впливу отриманих значень на злітно-посадкові характеристики. Для цього в пакеті програмного забезпечення Matlab створюється відповідна математична модель руху літального апарату, від моменту відриву та до закінчення повного зльоту. Поперечний рух літального апарату не розглядається. Відповідне моделювання відбувається для двох розрахункових випадків, а саме при лінійній зміні аеродинамічних характеристик, на основі даних з експериментів в аеродинамічній трубі, та зі складним ступінчастим характером.

Отримані результати показують, що характер зміни таких параметрів, як швидкість, кут нахилу траєкторії приймає більш складний характер. Це у свою чергу збільшує навантаження на пілота.

УДК 532.526: 532.529.3

Віщан М.В., Кабанячий В.В.

УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОТИОБЛЕДЕНЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ НА ЛІТАКУ МІСЦЕВИХ ПОВІТРЯНИХ ЛІНІЙ

Протиобледенювальні системи використовуються для захисту всіх типів літаків від обледеніння в повітрі. Використовуються 5 видів таких систем, які залежно від принципу роботи мають переваги та недоліки, у використанні. Оскільки вона відіграє важливу роль для запобігання обледенінню, то постає задача її удосконалення. В даній роботі використовується пневматична протиобледенювальна система циклічної дії, з подальшим розрахунком.

На початку дослідження було сформовано методика розрахунку удосконаленої системи та аналіз діючих систем, згідно вимог нормативних документів АП-25 до протиобледенювальних систем.

В роботі сформоване обґрунтування вибору системи, вказані переваги над аналогами та опис роботи пневматики, що впроваджується.

За допомогою формул отримані основні значення метеорологічних параметрів: $T_{\text{нв}} = -5^{\circ}\text{C}$; $W(\text{водність}) = 0.7 \text{ г/м}^3$; d (середньоарифметичний діаметр крапель) = 20 мкм; $C_u = 0.8$; $H = 3000 \text{ м}$; $V = 520 \text{ км/год}$. Підставляючи дані в програму ANSYS FENSAP-ICE було проведене дослідження з обледеніння крила та стабілізатора регіонального літака для знаходження зон захисту, та визначення коефіцієнту намерзання (β) на передніх кромках крила для подальшого впровадження системи.

Робота пневматичної системи полягає, в надуванні закріплених камер(протекторів) повітрям, для знищення льодових покривів з поверхонь літака. Проведений розрахунок системи надування протекторів: площа заповнення сегмента $L_s = 2.98 \text{ см}^3$; крок протектора $A_p = 30 \text{ мм}$; сумарний об'єм повітря на ПН ПОС $V(\text{заг}) = 43 \text{ л}$; питома вага повітря в протекторі – 0.00275 кг/л^3 ; $P = 2.4 \text{ кг/см}^2$ - тиск в протекторах; $R = 29.27 \text{ кгм/кг гр.}$ – газова постійна; $T = 300 \text{ К} = 23^{\circ}\text{C}$ – температура повітря; вага необхідного повітря на 1 цикл складає $M_s = 0.1171 \text{ кг}$; витрата повітря при циклі 5 сек – надування, 55 сек – відкачки $G = 0.023 \text{ кг/с}$. Для вакуумування протекторів обраний насос 5866.

Гідравлічний розрахунок проведений в програмі «Сеть В», який показав витрату повітря в 1.5 рази менше ніж на існуючій системі та розробкою схем заповнення повітрям системи.

Створені розрахунки маси конструкції: сумарна довжина трубопроводу $\sum L = 73 \text{ м}$; зовнішній діаметр трубопроводу $D = 20 \text{ мм}$; внутрішній діаметр трубопроводу $D = 18 \text{ мм}$; матеріал – алюміній $\rho = 2700 \text{ кг/м}^3$, в результаті отримуємо масу трубопроводу – $11.6 \text{ кг} + \text{коєф кріплень } 1.2 = M_{\text{труб}} = 13.9 \text{ кг}$.

Сумарна довжина протекторів складає $\sum \text{прот.} = 34.3 \text{ м}$, питома вага одного метру протектора складає 1.5 кг/м , тому загальна вага протекторів $\sum \text{заг} = 51.5 \text{ кг}$; вага всіх агрегатів – 9 кг ; система керування ПОС не повинна перевищувати 2.5 кг .

В результаті маса удосконаленої системи $\sum M = 80 \text{ кг}$, а на літаку Ан-140 складає $\sum M = 110 \text{ кг}$.

УДК 629.735.33.015.4: 533.69.048.05

Гевко Б.А., Бондар Ю.І.

АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ ПРИ ПОЛЬОТІ В НЕСПОКІЙНОМУ ПОВІТРІ

Політ в неспокійному повітрі є одним з основних розрахункових випадків для визначення міцності при дії динамічних навантажень. У задачах міцності розглядаються два види поривів неспокійного повітря: дискретний порив і неперервна турбулентність. Екстремальні навантаження від однократного пориву використовують для визначення статичної міцності літака, тоді як навантаження від турбулентності використовують ще й для визначення ресурсу конструкції.

При визначенні навантажень на літак розглядають вертикальний і боковий пориви зі значними допущеннями, які спрощують розрахункові моделі, але знижують точність розрахунків:

- порив нормальний до траєкторії польоту, рівномірний за розмахом;
- кут тангажу і швидкість літака постійні;
- аеродинамічні сили повністю залежать від швидкості набігаючого потоку.

В роботі проведено аналіз існуючих методів визначення навантажень на конструкцію літака, що виникають при польоті в неспокійному повітрі та визначено особливості цих методів. Визначено загальний порядок розрахунку навантажень на літак при польоті в неспокійному повітрі:

1. Задається пружно-масова модель літака за допомогою: балкової схематизації, пружних дискретно підкріплених пластин, методу скінченних елементів (МСЕ) та їх комбінаціями;
2. Проводиться модальний аналіз конструкції де визначаються частоти і форми власних коливань, шляхом розв'язання спільної системи інтегральних і алгебраїчних рівнянь методами: послідовних наближень, Ланцоша чи Сімпсона.
3. Задається аеродинамічна модель, за допомогою тілесної, крилевої чи площинної аеродинаміки;
4. Визначаються аеродинамічні коефіцієнти, як для дозвукових так і надзвукових швидкостей польоту, з урахуванням чи без урахування ефектів нестационарності за допомогою методів: заданих циркуляцій, панельних, дискретних стаціонарних чи нестационарних вихорів, дипольної решітки (DLM) та постійних тисків (CPM);
5. Обчислюються прирости динамічних навантажень при польоті в неспокійному повітрі, та сумують з навантаженнями горизонтального польоту для отримання інтегральних сил і моментів.

Ускладнення пружно-масових схем конструкцій літаків, уточнення аеродинамічних теорій і посилення вимог сертифікаційних органів потребує удосконалення математичного забезпечення методів розрахунку, розробки такої математичної моделі зовнішніх навантажень, що дозволить швидко і ефективно формувати розрахункові моделі для проведення значної кількості параметричних досліджень, та підвищить точність визначення навантажень при польоті в неспокійній атмосфері.

УДК 629.735

Гелашвілі Н., Мариношенко О.П.

БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАК ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ З ПОВОРОТНИМИ АЕРОДИНАМІЧНИМИ ПОВЕРХНЯМИ.

На даний момент експлуатуються два основні типи ДПЛА ВЗП:

1. Схема з трьома або більше поворотними двигунами. Двигуни повертаються для здійснення вертикального зльоту та посадки.
2. Схема з поворотними аеродинамічними поверхнями, якими, найчастіше, є консолі крила. Крило повертається для вертикального зльоту і посадки.

У роботі пропонується схема з двома двигунами на обох поворотних консолях. Така конфігурація має певні переваги такі як менший опір під час вертикальному режимі польоту та можливість використання поворотних поверхонь для здійснення управління.

Відсутність необхідності зльоту зі злітно-посадкової смуги дозволяє збільшити навантаження на крило, що збільшує льотно-технічні характеристики до відносно великих значень для цього класу ДПЛА.

Завдяки своїй універсальній схемі, запропонований апарат має ряд практичних і економічних переваг:

- Невелика злітна маса – 6 кг;
- Зручність у транспортуванні – 1100x300x300мм;
- Відсутність необхідності стартового обладнання;

Обертання консолей здійснюється за допомогою сервоприводів, які обертають лонжерони крила.

Здійснено аеродинамічний розрахунок літака та проведено розрахунок ЛТХ літака. Проаналізовані оптимальні конфігурації встановлення двигунів. Результат розрахунків показує перевагу ЛТХ цього літака в горизонтальному польоті в порівнянні з класичною конфігурацією. Перспективним завданням є вивчення динаміки польоту та впровадження управління польотом у поперечному каналі шляхом повороту консолей. Таким чином очікується спрощення процедури складання і демонтажу так само як і технології виробництва.

УДК 533.6.04

Грицан С.В., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРА КОМПОНУВАННЯ СПРЯЖЕНОГО КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Крило – невід’ємна частина більшості літальних апаратів адже воно генерує більшу частину підйомної сили. Оптимізація його форми, розмірів та інших характеристик критично важлива для безпечного та ефективного польоту. У даній роботі проводиться аналіз впливу параметру компонування спряженого крила на аеродинамічні характеристики.

В роботі за допомогою програми PANSYM було проведено дослідження аеродинамічних характеристик моделі ЛА з крилом, що має профіль NASA0012, та з додаванням другого крила у різних варіаціях спряження і без нього.

На початку дослідження було визначено геометричні параметри крила та його розміщення на фюзеляжі, а також геометричні параметри спряженого крила та їх варіанти. До них входять: розмах крила, його площа та видовження, координата розміщення крила, стрілоподібність та тип спряження. Безпосередній розрахунок було виконано з $Re = 3.1 \times 10^6$ та $M = 0.1$ для кутів атаки $\alpha = -5 \dots 25^\circ$ за допомогою програми PANSYM.

Отримані результати проаналізовано за допомогою програми Origin, побудовані графіки залежності $C_{Ya}(\alpha)$, $K(C_{Ya})$, $K/(C_{Ya})^{0.5}(C_{Ya})$.

Очевидним є той факт, що взаємне розташування переднього і заднього крил разом із способом спряження їх кінцівок визначає інтегральну вихрову систему несучих поверхонь, безпосередньо впливає на індуктивний опір крила та, відповідно, на рівень аеродинамічної досконалості та критерій максимальної дальності.

Найбільш оптимальною з точки зору максимального значення аеродинамічної досконалості виявилася розрахункова модель літального апарату із стрілоподібним низько розташованим переднім та прямим високо розташованим заднім крилом, які поєднуються кінцівкою тунельного типу. Зазначене компонування має максимальне значення аеродинамічної досконалості, що перевищує дані інших моделей на $\Delta K_{MAX} = +2.6$ од.

За результатами аналізу характеру обтікання елементів типу «крило» розрахункових моделей, найбільш безпечним виявилось застосування розрахункової моделі з іншим розташуванням крил – переднє стрілоподібне крило розташовано в горі, заднє пряме крило розташоване в низу. Розглянутий варіант компонування має дещо менше максимальне значення аеродинамічної досконалості ($\Delta K_{MAX} = +2.2$ од), проте в разі польоту на критичному куті атаки відрив потоку буде мати місце з початку на стрілоподібному крилі та турбулізоване повітря не потрапить на заднє крило, яке, в свою чергу, забезпечить автоматичне зменшення кута атаки та перехід літака в режим сталого обтікання. У цьому випадку, не зважаючи на дещо кращі характеристики, є ризик потрапляння зірваного потоку повітря з переднього крила на пряме заднє та, відповідно, втрати стійкості.

УДК 533.695.14

Демидов М.М., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА-НОСІЯ

Наявність транспортної системи завжди є ознакою розвиненої цивілізації. Перелік задач, що вирішує транспортна система, на пряму залежить від характеристик транспортних засобів. Є наочним фактом, що кількість перевезень людей у світі значно зросла з появою комерційної авіації.

Застосування десантного планера в класичний спосіб здійснюється за допомогою літака, що буксує десантний планер в точку роз'єднання із застосуванням тросу певної довжини. В заданій точці десантний планер відчіплюється від тросу та планує в точку приземлення. Власне зниження планеру після відчеплення не складає ніяких труднощів з точки зору пілотування, але самим складним та ризикованим є режим злету системи літак-планер та політ з планером на буксирі в умовах турбулентності. В практиці сучасного спортивного планеризму режим злету за літаком на причепленому тросі вважається самим складним та ризикованим.

Дослідження полягає в визначенні впливу параметрів компонування системи доставлення вантажу на її характеристики.

Нерозв'язаними задачами є визначення аеродинамічних та, відповідно, льотно-технічних характеристик системи до моменту роз'єднання носія і контейнеру, оскільки саме аеродинамічні характеристики системи в цілому визначають радіус дії такої системи та її ефективність.

З використанням методів обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання впливу різних варіантів компонування транспортного контейнера на значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{БАЛ}}$, коефіцієнту підйімальної сили $C_{y_{\text{БАЛ}}}$, критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{y_{\text{БАЛ}}}}$ та стійкості $m_z^{C_{y_{\text{БАЛ}}}}$ системи носій-контейнер.

При формуванні розрахункових моделей не було виконано моделювання агрегатів, що не створювало значний внесок в створення підйімальної сили від шасі, двигунів і т.п.

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

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{МАХ}} = 18,7$;
- Балансування безпілотної носія відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості $K_{\text{МАХ}}$;
- Рівень статичної стійкості компонування безпілотної носія складає $m_z^{C_y} = -0,33$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;
- Максимальні несучі властивості літака-носія в збалансованому стані характеризуються значенням $C_{y_{\text{МАХ_БАЛ}}} = 1,6$.

УДК 629.735.33

Доля Д.О., Кривохатько І.С.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Дослідження впливу обледеніння літака на його аеродинамічні характеристики є обов'язковим етапом при сертифікації літака. Ці дослідження проводяться експериментально в аеродинамічній трубі із накладанням імітаторів льоду на поверхню літака, або при проведенні льотних випробувань. Всі ці методи вимагають великих матеріальних витрат та витрат часу на обробку отриманих результатів, але використання методів обчислювальної аеродинаміки може суттєво зменшити ці витрати.

Метою цієї роботи є дослідження можливості проведення розрахунку впливу обледеніння крила на його аеродинамічні характеристики на базі програмного забезпечення ANSYS Fluent. Для цього результати експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі ДП «Антонов» АТ-1 порівнювалися із результатами розрахунків. В цій роботі використовувалися результати експерименту для двох прямокутних секцій крил транспортних літаків. Прямокутні секції мають однакові геометричні характеристики, а сама ефективно видовження $\lambda = 6,2$ та довжину хорди $b = 0,5$ м, на передню поверхню цих секцій накладалися імітатори льоду, що відповідають випадкам утворення льоду при працюючій та непрацюючій протиобліднювальній системі.

Для економії часу на розрахунки та спрощення побудови розрахункових моделей було обрано проводити розрахунки для двовимірних розрахункових моделей, що в свою чергу викликало потребу проведення додаткових досліджень для визначення оптимального методу перерахунку отриманих результатів на крило кінцевого видовження.

В роботі для розрахунків використовувалися чотири різні моделі турбулентності: Spalart-Allmaras, $k-\omega$ SST, Transition $k-k1-\omega$ та Transition SST. Основними результатами по яких проводився аналіз кожної із моделей турбулентності є визначення максимального значення коефіцієнта підймальної сили $c_{y \max}$ та кута атаки $\alpha_{кр}$, що цьому значенню відповідає; визначення значень коефіцієнта підймальної сили в лінійній зоні його залежності від кута атаки; визначення мінімального значення коефіцієнта лобового опору $c_{x \min}$ та кута атаки, що йому відповідає.

За отриманими результатами було проведено аналіз переваг та недоліків кожної із моделей, виведено рекомендації щодо використання певних моделей для визначення характеристик, що перераховані вище.

Для додаткової візуалізації процесів обтікання поверхні крила в умовах природного обледеніння було побудовано картини розподілу тиску та картини обтікання поблизу аеродинамічного профілю, особлива увага приділялася зоні поблизу ІмЛ. За допомогою цих картин проводився аналіз на достовірність відображення цих процесів методами розрахункової аеродинаміки.

УДК 629.7.03

Кісельов В.О., Бондар Ю.І.

ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА

Профілювання повітрязабірника є відповідальним етапом проектування силової установки практично будь-якого літака. Профілювання виконують багаторазово: варіюють режим польоту, ряд проектних параметрів (включаючи компоновку силової установки) з метою відшукування найбільш ефективного варіанту, при уточненні початкових даних у міру розвитку проекту і виконання додаткових експериментальних досліджень. Крім того, роботу повітрязабірника аналізують на різних режимах польоту, при різних кутах атаки і ковзання, крок гвинта, а також в аварійних і позаштатних ситуаціях.

У роботі була реалізована сукупність процедурних моделей для проведення розрахункових досліджень геометрії вхідного пристрою двигуна, впроваджена методика визначення геометрії профілювання втулки гвинта, обтічника редуктора, зовнішніх обводів та вхідної кромки турбогвинтового двигуна АІ-20, математична модель геометрії вхідного пристрою даного двигуна літального апарату з використанням рівнянь витрати, збереження енергії та кількості руху.

Також у роботі розглянуто питання складання розглядуваної конструкції з різних матеріалів.

Запропоновано оптимізувати процес проектування ВП за допомогою комп'ютерних технологій. За рахунок того, що всі розрахункові процеси оптимізовані за допомогою комп'ютерних програм увесь процес проектування проходить значно швидше і це дозволяє скоротити процес проектування ВП за рахунок того, що його геометрія оцифрована.

Як результат така технологія розрахунку дозволяє оминати інженерні опрацювання геометрії на плазово-шаблонному етапі виробництва та може бути спрямована на обладнання з числовим програмним управлінням (ЧПУ), що скорочує процеси проектування приблизно на 8%.

Технологічний цикл інженерного опрацювання складає приблизно 157 год/міс, а завдяки цифровій передачі процес може скоротитися до 150 год/міс.

Результати наукових досліджень впроваджені у наукову базу знань та інформації інвестиційної компанії «Боміс», що підтверджено відповідним актом. За результатами роботи розроблено методичні вказівки до виконання лабораторних робіт з дисципліни «Конструкція авіаційних і ракетних двигунів».

УДК 629.735.5: 629.7.012: 629.7.018: 533.694.7

Комаров Б.Г., Зінченко Д.М.

АДАПТИВНЕ КРИЛО З РОТОРНИМ РУШІЄМ

Дослідження аеродинаміки несучих поверхонь з додатковими джерелами підйимальної сили є надзвичайно актуальними, оскільки стрімкий розвиток урбанізації сучасного світу посилює вимоги щодо базування літальних апаратів. Застосування в компонуванні літака рушія у вигляді ротора дозволяє поєднувати джерело створення тяги та підйимальної сили, що дозволяє створити літак скороченого, або вертикального зльоту. Схема може бути перспективною та забезпечувати більшу ефективність у порівнянні з наявними у даний час.

З огляду літератури стало відомо, що на сьогодні відсутня теоретична і практична база для літаків з вертикальним зльотом і посадкою при використанні роторної установки, та адаптивного крила.

На даний час для оптимізації процесу проектування і роботи з даними було розглянуто:

- теоретичні та фізичні моделі літаків, а також проведено їх аналіз;
- залежності впливу форми та орієнтації лопаток ротору на характеристики створеної ним тяги, та споживаної кількості енергії як необхідної потужності у ватах при цьому;
- залежності форми статичного крила при його взаємодії з роторною силовою установкою, використання ефекту Коанда та ефекту Магнуса для підвищення віддачі системи.

Було складено загальний порядок першого етапу дослідів, а саме розрахунку теоретичних і фізичних моделей, який складається з:

1. Порівняння високошвидкісних роторів малого діаметра для різних швидкостей обертання, визначення залежності кількості лопатей для найбільшої продуктивності системи в програмних засобах Ansys та XFlow.
2. Підбір найбільш аеродинамічно досконалої форми крила для вдалих варіантів роторної установки, та проведення аналізів на міцність, для забезпечення відтворення реальної конструкції.
3. Прототипування конструкції та проведення попередніх фізичних експериментів з перевіркою в першу чергу міцності.
4. Визначення сил які виникають при дослідах з фізичною моделлю крила та роторною силовою установкою, порівняння результатів з розрахунковими.
5. Визначення та оптимізація інших параметрів системи, для мінімізації ваги конструкції.

У зв'язку зі значною ресурсоемістю чисельного моделювання доцільно зробити акцент на проведенні серії фізичних експериментів.

УДК 658.512.4

Корнійчук Б.О., Сухов В.В.

ДОСВІД ВИКОРИСТАННЯ ERP-СИСТЕМ В ЖИТТЄВОМУ ЦИКЛІ ВИГОТОВЛЕННЯ ВИРОБУ НА МАШИНОБУДІВНОМУ ВИРОБНИЦТВІ

На сучасному етапі інноваційного розвитку машинобудування України авіаційна і ракетно-космічна галузі є рушійними силами, які визначають конкурентоспроможність країни і напрямки в розвитку науки. Незважаючи на прогресивність вище зазначених галузей сьогодні їх розвиток далеко не так динамічний, проходить в умовах дефіциту фінансових і людських ресурсів. У зв'язку з цим особу актуальність набуває проблема організації процесу управління ресурсним забезпеченням виробництва наукомісткої продукції.

Більшість машинобудівних підприємств в Україні наразі мають морально застарівшу систему ведення документації, яка не задовольняє вимогам сучасного світу. Одним із найбільш ефективних і менш затратних підходів до вирішення цього питання є використання спеціалізованих систем планування ресурсів підприємства (ERP-систем).

Більшість ERP-систем створені у вигляді спеціалізованого софту, який необхідно розробляти під специфіку виробництва і встановлювати на кожен робочу станцію підприємства окремо. Це веде за собою додаткові витрати на розробку необхідного для роботи софту і час на роботу високооплачуваного ІТ-персоналу для встановлення і налаштування на місцях під специфіку виконуваної роботи. Фахівці чудово розуміють рівень складності такого завдання, особливо коли оперативна інформація потрібна постійно.

Наведених вище недоліків пропонується уникнути шляхом створення спеціалізованої WEB ERP-системи, з єдиною базою даних на основному сервері. Данні будуть додаватися, редагуватися, поповнюватися, зберігатися і обновлюватися в реальному часі. Вигрузку даних можливо реалізувати шляхом передачі XML посилань у створену систему, яка в свій час відображає всю необхідну інформацію, в залежності від присвоєного рівня доступу. Вище вказана система працює в 2-3 рази швидше, при цьому навантаження на веб-сервер нижче на 30-50%, а трафіку споживається менше, ніж при доступі з додатку. Крім того, не потрібно наявності кваліфікованих фахівців у всіх віддалених точках підприємства. Навіть не потрібно оновлювати версії додатків на кожному робочому місці, тому що доступ здійснюється через звичайний браузер.

Аналіз результатів досліджень показав, що застосування запропонованої системи під час підготовки документації дозволяє істотно знизити роль суб'єктивного фактору на якість розробки, а за умови зниження необхідного об'єму фінансових (у 2 рази) та людських (у 3 рази) ресурсів забезпечить виконання у повному обсязі виробничих завдань за усіма етапами життєвого циклу виготовлення виробу.

УДК 533.695.14

Кравець М.О., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ПРОФІЛЮВАННЯ МЕХАНІЗОВАНОГО КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Дослідження присвячено визначенню впливу параметрів компонування механізованого крила надлегкого літака на несучі властивості та критичний кут атаки в залежності від кутів відхилення ланок закрилку.

Виконано моделювання методами обчислювальної аеродинаміки (панельно-вихровий метод) обтікання розрахункових моделей механізованого крила надлегкого літака з різними значеннями кутів відхилення ланок закрилку. Отримані аеродинамічні характеристики, здійснено аналіз зміни максимального значення коефіцієнту підйімальної сили та критичного кута атаки. Проведено оцінку доцільності конфігурації механізації задньої крайки крила для надлегкого літака.

Як походить із порівняння несучих властивостей розрахункових моделей крила із прибраними та відхиленими закрилками, застосування 2-х ланкового закрилку із двома аеродинамічними щілинами здатне більш ніж у два рази збільшити максимальні несучі властивості крила надлегкого літака

У разі застосування 2-х ланкового закрилку зміна кривини профілю здійснюється більш уповільнено ніж у крила з одно ланковим закрилком, а наявність другої аеродинамічної щілини дозволяє за наявності енергетично насиченого струменю реалізувати значний приріст підйімальної сили

Застосування одно ланкового закрилку з однією аеродинамічною щілиною доцільно для кута відхилення до 25 градусів, оскільки подальше збільшення кута відхилення не призводить до істотного збільшення несучих властивостей

В подальшому доцільно визначити вплив струменів працюючих рушіїв на несучі властивості крила надлегкого літака. Основні результати наведені в графічній формі для всіх розрахункових моделей.

УДК 629.735.33

Краснонос А.С., Кривохатько І.С.

ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА МЕХАНІЗАЦІЮ ЗАДНЬОЇ КРОМКИ КРИЛА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ЧИСЛОВИМИ МЕТОДАМИ

В умовах крила кінцевого розмаху характер обтікання механізації та її вплив на аеродинамічні характеристики можуть істотно змінитися. Тому з'ясування того, як впливають стрілоподібність і видовження крила і які геометричні параметри повинна мати механізація на конкретному крилі, є дуже важливими практичними завданнями.

В роботі за допомогою пакету програм ANSYS Fluent розглядається аналіз двох варіантів виконання закрилка транспортного літака, що відрізняються, як ефективністю з точки зору створення підйімальної сили і опору, так і діючими на них навантаженнями, а також контуром і положенням осі обертання закрилку.

Після моделювання геометрії та проведеного дослідження ідентифіковано характерні явища розгону, гальмування, відриву потоку в залежності від параметрів течії та варіантів виконання закрилку. Досліджена зміна максимальних значень розрідження при зміні кутів атаки. Аналогічно розглянуто зміщення точки відриву потоку по контуру закрилку при зміні кута атаки.

Розглядаючи конфігурацію закрилку з відкидною нижньою панеллю та верхньою панеллю, який випущено на максимальний кут 45° при випущеному передкрилку, спостерігаються два характерних явища: 1) гальмування потоку в носовій частині профілю основної ланки закрилку, яке призводить до повної ліквідації розрідження; 2) інтенсивний відрив на хвостовій частині. Точка відриву знаходиться поблизу перегину контуру.

Розглядаючи конфігурацію закрилку з профільованою панеллю за заднім лонжероном в тих самих умовах, спостерігається: 1) монотонний розгін потоку починаючи з передньої кромки до точки максимального розрідження, а далі гальмування майже з тим самим градієнтом, і на 0.65..0.70 хорди відбувається відрив потоку, далі тиск тримається "на полиці" не змінюючись до хвостової кромки; 2) збільшення кута атаки викликає поступове зменшення розрідження на верхній поверхні і збільшення тиску на нижню.

Максимальне значення розрідження в обох випадках сягає коефіцієнта тиску (C_p) -1.5 та точка відриву потоку знаходиться на ділянці 0.65 хорди. Точка відриву пов'язана з переходом від контуру закрилка до контуру профілю крила. Це стрибкоподібна зміна другої похідної (кривизни контуру), яка індукує відрив. Щодо дефлектору то спостерігаємо незначну відмінність в епюрах, перша конфігурація демонструє більше розрідження на верхній поверхні, проте конфігурація номер два компенсує це більшим тиском на нижній. Проаналізовано вплив явищ на розподіл тиску і інтегральні характеристики механізованого профілю та зроблено висновок про якісну перевагу другого варіанту виконання закрилку над першим.

УДК 519.688

Лабунець В.А., Кривохатько І.С.

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ПІД ЧАС ВІДДІЛЕННЯ ВІД ЛІТАКА- НОСІЯ

Окремі частини ЛА, розташовані одні від одної на відстані, приблизно рівній їх характерним розмірам здійснюють взаємний вплив на їх обтікання. Ця взаємодія виражається в зміні полів швидкостей і тисків, в результаті чого змінюється розподіл сумарних аеродинамічних сил і моментів. На початкових етапах руху тіло на підвісці знаходиться під впливом значних додаткових сил викликаних, що може викликати значні коливання та суттєво змінити ефективну траєкторію.

Для проведення моделювання за допомогою чисельних методів буде використовуватись метод скінченних елементів з вирішенням рівнянь Нав'є-Стокса, усереднених за Рейнольдсом в пакеті програм ANSYS Fluent. На першому етапі дослідження було визначено аеродинамічні характеристики ізольованого авіаційного комплексу в залежності від числа M (в діапазоні від 0,4 до 0,8 з кроком 0,2) та кута атаки (в діапазоні від 0° до 12°). Для цього була побудована неструктурована розрахункова сітка з моделюванням примежового шару, а в якості моделі турбулентності було обрано модель Spalart-Allmaras з налаштуваннями за замовчуванням та в стандартних атмосферних умовах ($H=5\text{км}$). Коефіцієнти C_x , C_y приведені до площі міделя – $S=0,1352\text{мм}^2$. Результатом проведених розрахунків є залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ для кожної з швидкостей, що показали незначну зміну лобового опору C_x з ростом швидкості для $\alpha=0^\circ$ і збільшення на 15% для $\alpha=12^\circ$. Зміну коефіцієнта C_y зручно приставити у вигляді похідної по куту атаки від числа M . Розрахунок показав, що приріст коефіцієнту підйимальної сили C_y^α збільшився з 0,47 для $M=0,4$ до 0,54 для $M=0,8$.

Для імітації процесу відділення було побудовано моделі в яких досліджуваній авіаційний комплекс знаходиться в 3 різних положеннях відносно літака-носія – на відстані 0 (на пілоні), 0,4, 0,8 метра для $\alpha=0^\circ$, $\alpha=2^\circ$, $\alpha=4^\circ$, $\alpha=8^\circ$. Розрахунок проводився з аналогічними налаштуваннями та умовами. Аналізуючи отримані дані, можемо простежити певні закономірності, такі як значне зменшення лобового опору та підйимальної сили. Наприклад, для $\alpha=0^\circ$, $M=0,6$ лобовий опір зменшився у 2,56 рази для положення на вузлі підвіски в порівнянні з ізольованим варіантом, водночас для $\alpha=2^\circ$, підйимальна сила зменшилась в 8,35 рази та в 1,37 рази для $\alpha=8^\circ$. Такі закономірності спровоковані тим, що потік, обтікаючи консоль крила, значно гальмується на нижній поверхні, на верхній та задній частині комплексу утворюється зона підвищеного тиску. Результатом такої взаємодії і є виникнення від'ємної підйимальної сили АК та зменшення його опору. Виходячи з цього, зрозуміло, що зі збільшенням числа Маха вплив цього ефекту буде більшим, але зі збільшенням кута атаки, внаслідок віддалення донного зрізу від зони підвищеного тиску, він втрачає свою силу.

УДК 533.65.013.622

Лапушенко В.В., Мариношенко О.П.

БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАК ДЛЯ ЗАДАЧ ЛАЗЕРНОГО ДИСТАНЦІЙНОГО СКАНУВАННЯ ПОВЕРХНІ ЗЕМЛІ

Під час виконання завдання на магістерську дисертацію був спроектований, сконструйований та виготовлений дослідний зразок безпілотного літака для задач лазерного дистанційного сканування поверхні Землі.

Виходячи з отриманих льотно-технічних характеристик, можна говорити про наступні переваги, у порівнянні з існуючими зразками аналогічного призначення:

- найменша злітна маса – 13 кг;
- відносно невеликі транспортні розміри – 120x85x35 см;
- зліт з катапульти та посадка під парашутом, не потрібна ЗПС;
- два двигуни, можливість повернення на точку старту при відмові одного з них;
- наявність рятувальної системи, парашут відкриється чисто механічно при зникненні живлення на борту;
- рятувальна система з автономним бародатчиком, парашут відкривається при непередбаченому зниженні нижче заданої висоти.

Як можна побачити, велика увага приділена рятувальним засобам. Вони відпрацьовані на FLIRT Arrow та FLIRT Cetus, що у поєднанні з двома двигунами забезпечить досить високий рівень безпеки для корисного навантаження.

Також розміщення двигунів дозволить після опрацювання цієї схеми та ліквідації недоліків, які напевно проявляться під час подальших льотних випробувань та початку експлуатації, розробити силову установку, до складу якої входитимуть чотири поворотні двигуни. Це дасть можливість створити модифікацію цього БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою.

Процес виготовлення фюзеляжу надав значну частину досвіду у цій технології, і хоча результат вийшов далеко не ідеальним, проте він дозволив провести успішні льотні випробування дослідного зразку, які підтвердили правильність розрахунків.

УДК 533.695.14

Литвиненко Ф.В., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНОВКИ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОГО БПЛА

Дослідження присвячено визначенню впливу параметрів компонування на аеродинамічні характеристики транспортного безпілотного літального апарата. Виконано моделювання методами обчислювальної аеродинаміки (панельно-вихровий метод) обтікання розрахункових моделей компоновки типу парасоль, оскільки вона найкраще задовольняє основні критерії, такі як критерій максимальної дальності і аеродинамічної досконалості.

Було визначено зміни аеродинамічних параметрів БПЛА, в залежності від схеми розрахункових моделей, таких як крило і фюзеляж; крило, фюзеляж, оперення; також визначений вплив працюючого гвинтового рушія та несучі властивості крила і його аеродинамічні характеристики.

В ході виконання роботи при розрахунку стійкості та балансування було виявлено те, що в компоновки «крило, фюзеляж та оперення» критерій максимальної дальності є недостатнім, тому було прийнято рішення застосовувати руль висоти в різних діапазонах (відповідні розрахунки були зроблені), або встановлювати крило під кутом відносно оперення та фюзеляжу.

В процесі дослідження впливу компонування «фюзеляж, крило, горизонтальне оперення і вертикальне оперення» було помічено, що вертикальне оперення суттєво змінює різницю аеродинамічної досконалості ($\Delta C_{Y_a} = +0.16$), при умові, що руль висоти буде відхилено на 2° вгору. А застосування аеродинамічних гребенів, навпаки, створює додатковий опір та зменшує критерій максимальної дальності, наприклад при куті установки крила 5° , гребінь здатний зменшити цю величину на 6.6 одиниць, а критерій аеродинамічної досконалості зменшується на 0.69 одиниць.

Основні результати наведені в графічній формі для всіх розрахункових моделей.

УДК 533.695.14

Примачук Б.Ф., Зінченко Д.М.

ВПЛИВ КІНЦЕВОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ПОВЕРХНІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БІПЛАНА

Схема біплан використовується на літальних апаратах у сільському господарстві, основною перевагою при цьому є низька швидкість польоту.

В дисертаційному дослідженні обґрунтовано доцільність подальшого покращення льотно-технічних характеристик літаків схеми «біплан» шляхом вдосконалення аеродинамічних характеристик. Додання до аеродинамічного компонування схеми «біплан» кінцевої аеродинамічної поверхні надає можливість зменшити індуктивний опір та збільшити значення аеродинамічної досконалості, що у свою чергу, здатне покращити основні льотно-технічні характеристики – тривалість польоту, градієнт набору висоти, витрати пального та інші.

Параметричні дослідження, виконані в дисертації, базуються на моделюванні обтікання компонування розрахункових моделей за допомогою панельно-вихрового методу з різними варіантами компонування кінцевих аеродинамічних поверхонь. Предметом аналізу є аеродинамічні характеристики розрахункових моделей у вигляді залежностей аеродинамічної досконалості від коефіцієнта підйімальної сили. Також для аналізу впливу кінцевих аеродинамічних поверхонь на несучі властивості та умови балансування здійснено аналіз залежностей коефіцієнту підйімальної сили та коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки.

За результатами обчислюваного експерименту визначене компонування кінцевої аеродинамічної поверхні, що забезпечує максимальний приріст значення аеродинамічної досконалості ($\Delta K_{\text{MAX}} = +1,5$ од) в порівнянні із базовим компонуванням. Доведено, що вплив обраного варіанту компонування кінцевої аеродинамічної поверхні на несучі властивості та умови балансування (та відповідно зміну аеродинамічних навантажень) є незначним.

Сформовані рекомендації щодо проектування кінцевих аеродинамічних поверхонь для встановлення на літак схеми «біплан».

УДК 631.171

Садык Н.А.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ПОДГОТОВКИ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ СМЕСЕЙ ДЛЯ ЗАЩИТЫ РАСТЕНИЙ

Развитие сельского хозяйства хотя и насчитывает более 10 тыс. лет, но сильно зависит от природы. Недостатком такого развития стал дисбаланс в экосистемах. С каждым урожаем почва теряет значительное количество питательных веществ, что приводит к её истощению, и в свою очередь к распространению вредителей и болезней, губящих урожай.

Основная задача – справиться с хрупкостью растений, проблемой защиты урожая, а так же рассчитать систему управления ультразвуковыми датчиками для смешивания воды и 3 компонентов: адаманта, микроэлементов и пестицидов в резервуаре. Поэтому необходим расчет времени поступления сигналов на датчик.

Для расчетов используем бак объемом 5 м^3 . Время работы датчиков вычисляем при нормальном атмосферном давлении и стандартной (применяемой в аграрной промышленности) температуре $t = 27^\circ$. Чтобы не сжечь и не перекармливать растения выбираем питательную смесь, состоящую из 80% пестицидов, 15% адаманта, 5% микроэлементов, разведенных в воде до 70% концентрации.

Находим время заполнения бака Q . Из первого бака с помощью датчика $K1$ подается 80% пестицидов ($q1$). Из второго – 15% адаманта ($q2$). Из третьего – 5% микроэлементов ($q3$). И из четвертого – вода ($q4$), которая разбавляет смесь до 70% концентрации допустимого раствора. Все смешивается в основном резервуаре $\Sigma Q = q1 + q2 + q3 + q4$. Получается, в баке должна быть 100% смеси ΣQ , которой можно обрабатывать растения. Чтобы узнать время опустошения баков и заполнения резервуара, нужно рассчитать работу датчика. Работа любого датчика K будет рассчитываться по формуле цикла $f = 1/T$.

Тогда время заполнения резервуара $\lambda = c/f$.

Проведя несложные математические вычисления, определяем, что каждый датчик установленный на соответствующем баке, будет обрабатывать информацию бак за 0,2 секунды, до полного его опустошения или заполнения.

УДК 629.7.022

Торгашов А.П., Борисов В.В., Сухов В.В.
**ВПЛИВ ЕФЕКТУ СУПЕРЦИРКУЛЯЦІЇ ШВИДКОСТІ НА
АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА**

Одною з найважливіших задач, які розв'язуються при проектуванні транспортних літаків, є задача аналізу розподілення напруження в елементах повздовжнього набору кесона крила. Існуючі інтегральні методи не дозволяють з необхідною точністю розраховувати напружено-деформований стан довільних складних конструкції, що не дає можливості застосовувати їх для оптимізації жорсткісних параметрів крила літака транспортної категорії. Також інтегральні методи не враховують взаємного впливу деформацій суміжних елементів конструкції, а також вплив елементів, призначених для сприйняття зосереджених навантажень, які суттєво впливають на результати розрахунку напружень. Для розв'язання цієї проблеми в результати інтегральних розрахунків вводяться поправки, величини яких задаються у вигляді емпіричних залежностей, визначених на основі експериментальних досліджень певних типів конструкцій.

Інтегральні методи розрахунку параметрів жорсткості елементів конструкції консолі не забезпечують необхідну точність визначення навантажень, що ускладнює аналіз розподілення нормальних та дотичних напружень. Введення емпіричних поправок звужує діапазон конструкцій, для яких може виконуватись аналіз напружено-деформованого стану (НДС). Найбільш ефективним методом рішення задачі визначення впливу деформацій на НДС конструкції являється метод скінченного елемента, який являється універсальним методом розрахунку НДС довільних конструкцій.

Аналіз НДС кореневої частини ВЧК виконувався за методом скінченного елемента. Формування скінченно-елементної моделі (СЕМ) ВЧК, а також розрахунок ті аналіз НДС здійснено за допомогою розрахункового програмного комплексу FEMAP. При формуванні структури СЕМ використовувалися скінченні елементи (СЕ) зі стандартної бібліотеки скінченних елементів FEMAP.

Окрім того, враховуючи великий розмір крила, кількість моделей стрингерів зменшено, з метою виключення випадваючих стрингерів.

Верхня та нижня обшивки є основними силовими елементами повздовжнього набору кесону крила. Вони працюють на розтяг, стиснення та зсув. Тому для моделювання обшивок використано СЕ типу «Plate», що сприймають розтягуючі, стискаючі, а також зсувні навантаження та згинальні моменти.

Моделі стрингерів мають спрощену структуру, яка являє собою набір послідовно з'єднаних стрижневих СЕ типу «Bar», які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також кручення та згинальні моменти. Особливості перетинів стрингерів не моделювались.

Спрощені СЕМ лонжеронів містять моделі поясів, стінок та стійок. Для моделювання поясів лонжеронів використано стрижневі елементи типу «Bar»,

які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також кручення та згинальні моменти. Стінки лонжеронів призначені для сприймання зсувних загрузок від крутного моменту, який діє на крило. Крім того, по стінкам передається, у вигляді перерізуючих сил, підйомна сила крила. Тому для моделювання стінок лонжеронів використано СЕ типу «Plate», які сприймають розтягуючі, стискаючі, а також зсувні навантаження та згинаючі моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Спрощені моделі нервюр включають моделі стінок та стійок. Моделі поясів нервюр та посиленних обшивок в зоні кріплення нервюр моделюються СЕ типу «Bag». Кніци та компенсатори не моделюються. Для моделювання стінок нервюр застосовано СЕ типу «Plate», які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні напруження та згинаючі моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Стійки нервюр забезпечують стійкість стінок під дією стискаючих та зсувних загрузок. При взаємодії зі стінкою та поясом нервюри стійки сприймають згинальні напруження. Тому для їх моделювання використані стержневі елементи типу «Bag», які працюють на загальний НДС.

Формування КЕМ відсіку кесону, а також розрахунок ті аналіз напружено-деформованого стану здійснюється за допомогою розрахункового програмного комплексу Femap. При цьому ввід координат вузлів, а також вибір кінцевих елементів та задання їх властивостей проходило в інтерактивному режимі, з використанням стандартної бібліотеки кінцевих елементів Femap. В якості матеріалу конструкції використовувався алюмінієвий сплав Д16Т.

Було проаналізовано розподілення напруження в елементах повздожнього набору кесона крила. Також інтегральні методи не враховують взаємного впливу деформацій суміжних елементів конструкції, а також вплив елементів, призначених для сприйняття зосереджених навантажень, які суттєво впливають на результати розрахунку напружень. Для вирішення проблеми інтегральних методів розрахунку були введені різні поправки, величини яких в основному визначаються на основі емпіричних залежностей, розроблених на основі експериментальних даних, які отримані для існуючих класів конструкцій. Для заміни емпіричним методам розрахунку було обрано метод кінцевого елемента, який являється універсальним методом розрахунку НДС довільних конструкцій.

УДК 532.5

Хенченко Д.І., Мариношенко О.П., Толстой С.А.

СИСТЕМА ДОЗАПРАВКИ У ПОВІТРІ ЯК ШЛЯХ ДО АВТОНОМНОСТІ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ

Сучасна геополітична ситуація у країні передбачає необхідність поповнення парку літальних апаратів спеціального та суто військового призначення сучасними моделями літаків та вертольотів. Широкий спектр задач, що виконують армійські літаки, передбачає досить високі вимоги до тривалості знаходження у повітрі, без можливості періодичної посадки на аеродроми базування для дозаправки паливом. Це, в свою чергу, веде до необхідності наявності на борту систем дозаправки у повітрі (СДуП), якою не обладнаний жодний із літаків ВПС України.

Розглянуто аналоги літаків, що експлуатуються або в перспективі можуть бути передані ВПС України, з точки зору наявності у них СДуП. Пропозиція щодо модернізації літаків «Ан», які знаходяться на озброєнні, у цьому контексті є тим більше актуальною. Виконано аналіз конструкції та особливостей експлуатації існуючих СДуП. На сьогоднішній день використовуються три види СДуП, які відрізняються комплектом спеціального обладнання для виконання дозаправки. Так, у якості такого комплекту можуть бути: троси і гнучкий шланг; жорстка телескопічна труба; гнучкий шланг і конус.

Запропонована конструкція СДуП за використанням гнучкого шлангу і конуса може розглядатися як базовий варіант для обговорення з розробником літаків «Ан». У якості останнього, найдоречнішим варіантом є відповідні проектні підрозділи ДП «АНТОНОВ». Відсутність досвіду у виконанні таких робіт може нівелюватися відповідним фінансуванням та організацією ряду відряджень на відповідні фірми світу. Крім цього, кооперація у виробництві компонентів СДуП теж не виключається.

Більш перспективним є варіант саме модернізації існуючих у силових відомствах України літаків під заправники і тих, що можуть дозаправлятися у повітрі. Програма встановлення СДуП на літаки військово-транспортної авіації України може стати одним із тих нетрадиційних процесів, які зроблять поштовх до поновлення серійного виробництва українських літаків.

УДК 519.688

Хомин Т.В., Кривохатко І.С.

АВТОМАТИЗАЦІЯ ЕНЕРГО-БАЛІСТИЧНОГО РОЗРАХУНКУ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

В даній роботі, методом чисельного інтегрування, було реалізовано систему диференційних рівнянь для вирішення задачі розрахунку енерго-балістичної траєкторії польоту корегованого реактивного снаряда у вигляді програмного забезпечення та досліджено вплив підтримки кута нахилу траєкторії за допомогою імпульсних двигунів відразу після виходу з транспортно-пускового контейнеру на дальність польоту виробу, який здійснює обертання навколо своєї поздовжньої осі.

Відомо, що кут нахилу траєкторії залежить від швидкості, отже, чим більша швидкість ЛА, тим повільніше кут нахилу траєкторії буде змінюватись під дією сили тяжіння. Тому, підтримуючи цей кут за допомогою імпульсних двигунів в перші секунди польоту, коли швидкість виробу є незначною, ми отримуємо істотний приріст в дальності польоту.

Для дослідження було спроектовано два твердопаливні кореговані реактивні снаряди, які є аналогічними за конструкцією та відрізняються тільки наявністю блоку імпульсних двигунів (БІД).

Перевагою реалізації даного методу у вигляді програмного забезпечення є широкі можливості змінювати початкові умови, параметри літального апарату, умови польоту, відображення наочних результатів розрахунків, швидкість розрахунків, що дуже важливо для вирішення задач проектування.

Провівши розрахунки, було отримано необхідні графіки, які відображають характер польоту двох виробів за енерго-балістичними траєкторіями.

Так, уже на 5 секунді польоту різниця між кутами нахилу траєкторії, при куті пуску 50 градусів, становить 10,3 градусів, і при зменшенні кута пуску ця різниця тільки зростає. Таким чином, провівши розрахунки траєкторії польоту, ми отримали наступний приріст в дальності:

- 30° – 8109 м, що складає 29,46% приросту в дальності польоту;
- 35° – 7146 м, що складає 22,23% приросту в дальності польоту;
- 40° – 6150 м, що складає 18,26% приросту в дальності польоту;
- 45° – 4734 м, що складає 11,35% приросту в дальності польоту;
- 52° – 2056 м, що складає 4,34% приросту в дальності польоту;

Максимальна швидкість польоту, в зв'язку зі збільшенням маси та сили опору від блоку імпульсних двигунів, знизилась з 1167 м/с до 1047 м/с.

Виходячи з результатів розрахунку, ми можемо спостерігати тенденцію, що при збільшенні кута пуску, ефективність підтримки кута нахилу траєкторії за допомогою імпульсних двигунів падає, це пов'язано з тим, що чим більший початковий кут пуску, тим менше графітаційна складова впливає на зміну кута нахилу траєкторії літального апарата під час польоту.

УДК 629.735.33

Яценко І.О., Бондаренко О.М.
ЛІТАК БІЗНЕС-КЛАСУ

В зв'язку із збільшенням темпу життя актуальним стає питання підвищення швидкості переміщень і зменшення витрат часу на транспорт. Розвиток технологій матеріалів, здешевлення авіаційних приладів, широка інтеграція людини із інтелектуальними системами дозволили зробити легку авіацію доступним транспортним засобом як за ціною, витратами на обслуговування, так і за вміннями і навичками її власників, безпекою і суспільним контролем. Легкий повітряний транспорт набуває індивідуальних рис під кожного власника, стає сімейним та бізнесовим.

До таких літаків відноситься розроблений авторами п'ятимісний літак асиметричної конструкції. Розробку було, в тому числі, направлено на оцінку можливостей сучасних пакетів програм Autodesk (Inventor Professional, Simulation CFD, 3D-Max, AutoCAD) для повноцінного вирішення задачі проектування літака бізнес-класу. Зазначеними засобами успішно проведено 3D моделювання зразка літака згідно із передумовленими сучасністю вимогами, досліджено аеродинамічні характеристики, оцінено ресурс одного із найвідповідальніших вузлів – крила, виконано рендерінг бізнес-ідеї майбутнього зразка літака.

В якості базового прототипу літака бізнес класу було взято літак 202 Boomerang. Для крила обрано ефективний за аеродинамічною якістю профіль крила FX60-126. Було проведено симуляцій аеродинамічних навантажень потоком повітря з крейсерською швидкістю $V=240$ км/год з урахуванням стисливості і турбулентності при заданому кута установки, 3 градуси. Побудовано поляру літака для різних кутів встановлення крила від мінус 2 до плюс 10 град. Максимальна аеродинамічна якість крила досягає $K=13$.

Методом заданої і потрібної потужності польоту, прийнятної для літаків гвинтового типу, було визначено дальність польоту $L=3590$ км та тривалість одного польоту $T=13$ год. Розрахований ресурс крила планеру (без врахування механізації) при циклах польоту земля-повітря-земля склав більше 250 тис. льотних годин.

Одержана конструкція літака бізнес-класу обґрунтована розрахунками та має можливість набути конкурентних переваг на ринку малих авіаційних пасажирських перевезень.