

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 2018 рік

## ЗМІСТ

С.М.Богорад, Г.А.Вірченко МОДЕЛЮВАННЯ ПАНЕЛЕЙ З КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ У СИСТЕМІ САД/САМ/САЕ.....	4
М.І.Звягінцев, Г.А.Вірченко КОМПЛЕКСНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА ЛІТАКА З КОПМОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ.....	5
Д.В. Корчовий, Д.М.Зінченко ВПЛИВ ЕФЕКТУ СУПЕРЦИРКУЛЯЦІЇ ШВИДКОСТІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА .....	6
А.С. Носик, І.С. Кривохатько ВПЛИВ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЩИТКА КРЮГЕРА НА ПІДЙІМАЛЬНУ СИЛУ КРИЛА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ .....	7
В.О. Ненюк, Г.А.Вірченко БАГАТОСТІНКОВІ КОМПОЗИТНІ ОБОЛОНКИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	8
М.Ю. Вовк, В.В. Сухов МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ЕФЕКТИВНОСТІ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ З УРАХУВАННЯМ АЕРОПРУЖНОСТІ.....	9
О. С. Котченко , В. В. Сухов ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ .....	10
А.М. Лисенко ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОПЕРЕЧНОЇ V-ПОДІБНОСТІ КРИЛ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ».....	11
О.О. Птіцин, Ю. І. Бондар ВИЗНАЧЕННЯ МАТРИЦІ КОЕФІЦІЄНТІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО ВПЛИВУ ПО ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИМ ДАНИМ ДРЕНАЖНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ .....	12
Kabanyachyi V. V., Yankovsky S.S. ANALYSIS OF MOTION SYSTEM STATE OF FLIGHT SIMULATORS .....	13
Б.А. Гевко, Д.М.Зінченко ОСОБЛИВОСТІ АЕРОДИНАМІКИ КОМБІНОВАНОЇ НЕСУЧОЇ ПОВЕРХНІ ПРИ НАЯВНОСТІ ПРАЦЮЮЧОГО ГВИНТА .....	14
Kabanyachyi V. V., Ponomarov M. L. CONDITIONS OF FLIGHT CUEING ON FLIGHT SIMULATORS .....	15
А.С. Руденко ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ВІДХИЛЕНЬ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	16
М. Л. Пономарьов, Є.Ю. Карпенко МОБІЛЬНИЙ ДОДАТОК ОБМІНУ ЗАХИЩЕНИМИ ДАНИМИ З ВИКОРИСТАННЯМ ЗВУКОВИХ СИГНАЛІВ ..	17

Б. Г. Комаров, Д. М. Зінченко ВПЛИВ ГЕНЕРАТОРІВ ВИХОРИВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА СХЕМИ «КАЧКА».....	18
В.А. Мазепа, Д.М.Зінченко АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТРЕНУВАЛЬНОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ .....	19
І.А. Філонова, Д.М.Зінченко ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНУВАННЯ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА КЛАСУ «БІЗНЕС-ДЖЕТ ...	20
Є.О. Соловей, Д.М. Зінченко АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ПЛАНУЮЧОГО ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРА .....	21
Р.В. Панасюк І.С.Кривохатько ІНТЕГРАЛЬНЕ АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ .....	22

**С.М.Богорад, Г.А.Вірченко**  
**МОДЕЛЮВАННЯ ПАНЕЛЕЙ З КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ У**  
**СИСТЕМІ CAD/CAM/CAE**

**Постановка задачі.** Одним із перспективних напрямків розвитку модернізації літаків є заміна металевих елементів їх конструкції на композитні. Це стосується обшивок, лонжеронів, нервюр, панелей, лопаток вентиляторів двигунів та компресорів тощо. У даному випадку зменшується вага конструкції, підвищується її ресурс та корисне навантаження літака. Тому дослідження в окресленій галузі є актуальними.

**Викладення основного матеріалу.** Для опрацювання питання заміни металевих панелей на композитні було проведено порівняння характеристик сплавів металу та основних видів композитів, що використовуються при виготовленні панелей крила літака. За основу створення нової панелі були взяті параметри алюмінієвої панелі хвостової частини крила літака АН-32. Моделювання панелі виконано в системі автоматизованого проектування Solid Works.

Було здійснено комп'ютерне моделювання металевих панелей та отримано їх масові характеристики, виконано розрахунки на міцність методом скінченних елементів. Спираючись на попередні наявні дослідження з механіки роботи сотових конструкцій, проведений аналіз типових конструкцій авіаційних панелей із композитних матеріалів, було розроблено моделі композитних панелей у відповідності з геометричними параметрами наявних металевих панелей.

Отримані надалі результати розрахунків методом скінченних елементів показали, що масові характеристики композитних панелей майже на 20% кращі, ніж у металевих.

Розроблено технологію ремонту типових пошкоджених місць композитних панелей. Це забезпечує ефективну їх експлуатацію у процесі практичного використання літака.

**Висновки.** Досліджено питання проведення модернізації літаків із метою зменшення масових характеристик їх конструкції шляхом заміни алюмінієвих панелей на композитні. Запропоновану методику проілюстровано на прикладі військово-транспортного літака АН-32. Результати даної роботи свідчать, що існує можливість заміни на основі запропонованого підходу алюмінієвих панелей на всьому крилі без змін решти конструкції літака.

**М.І.Звягінцев, Г.А.Вірченко**  
**КОМПЛЕКСНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА ЛІТАКА З**  
**КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ**

**Постановка задачі.** Одним із перспективних напрямків розвитку літальних апаратів є застосування композиційних матеріалів у конструкції крила літака, що обумовлено їх кращими характеристиками ніж у традиційних матеріалів. Мету виконаного дослідження становить розроблення крила з композиційних матеріалів.

**Викладення основного матеріалу.** Для якісної оцінки опрацьовуваного крила з композиційних матеріалів підібрано профіль крила, визначено аеродинамічні характеристики цього крила, проведено розрахунки на міцність. За основу взято вже існуючий профіль. Виконаними розрахунками конструктивно-силової схеми було отримане композитне крило. При цьому застосовано поєднання запропонованого методу параметричних розрахунків та метод скінченних елементів.

Таким чином, предметом дослідження даної роботи становлять:

- комплексні характеристики крила з композиційного матеріалу;
- критерії міцності та деформації;
- підбір аеродинамічного профілю крила та стрингерів;
- розроблені кріпильних елементів конструкції.

Для розрахунків прийнята абсолютна висота польоту 11 500 м, параметри атмосфери обрані відповідно до ГОСТ 4401-81. Розглядався крейсерський режим польоту зі швидкістю  $v = 870$  км/год при різних значеннях кута атаки  $0$ ,  $+11$ ,  $-7$  °. Максимальне значення тиску при кутах атаки  $+11$  і  $-7$  ° спостерігається з навітряного боку на поверхні крила, а мінімальне – з підвітряного, що і забезпечує підйомну силу. На відміну від кута атаки  $-7$  ° при куті атаки  $+11$  ° з підвітряного боку в кінцевій частині крила визначено нерівномірності в полях розподілу тиску і температури, що обумовлено виникненням зон турбулентності і зривом потоку. Отже, кут атаки  $+11$  ° є критичним. Даний факт може бути усунутий застосуванням елементів механізації, наприклад, щілинних закрилків, що забезпечують перетікання повітря з області підвищеного тиску (нижня поверхня крила) в область зниженого тиску (верхня поверхня крила), що перешкоджає утворенню завихрень і відриву потоку.

**Висновки.** Крило з композиційних матеріалів має достатньо переваг щоб замінити традиційні матеріали, зокрема, належну жорсткість та зносостійкість, високу питому міцність, забезпечує створенням більш складних вузлів, деталей тощо.

**УДК 533.6.04**

**Д.В. Корчовий, Д.М.Зінченко**

## **ВПЛИВ ЕФЕКТУ СУПЕРЦИРКУЛЯЦІЇ ШВИДКОСТІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА**

Постановка задачі. Визначення основних закономірностей характеристик роторного рушія в залежності від його параметрів для здійснення проектування літального апарату з роторним крилом, а також комплексне його застосування при дослідженні аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літального апарату такого типу.

Визначення впливу ефекту суперциркуляції на аеродинамічні характеристики крила застосовані методи математичного моделювання, зокрема методу скінчених елементів. Виконано порівняння результатів чисельного моделювання для варіантів розташування роторного рушія відносно основного крила. За основу для створення досліджуваного крила з роторним рушієм було взято крило сучасного БПЛА. В передній частині крила розташований лопатевий роторний рушій. Для вирішення поставленого завдання був використаний потужний математичний апарат програмного пакету ANSYS що реалізує вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса методом скінчених елементів.

Предметом аналізу впливу взаємного розташування крила і гвинта на аеродинамічні характеристики компоновки є несучі властивості крила, та сила тяги роторного рушія, у разі з коефіцієнтом корисної дії рушія.

Розрахункові дослідження проводилися для умов польоту  $Re = 1 \cdot 10^6$ ,  $M = 0.1$ , що відповідає умовам польоту БПЛА загального призначення.

Несучі властивості крила за наявності роторного рушія при збільшенні обертів лопатевого роторного рушія. Максимальне значення коефіцієнту підйімальної сили, що може бути реалізоване за умови роторного рушія може складати 12 одиниць та більше.

Найбільш вигідним є розташування роторного рушія максимально над крилом із віссю роторного рушія в  $\frac{1}{4}$  хорди крила. Проведені дослідження показали, що максимальний коефіцієнт корисної дії ротора в залежності від цілого діапазону швидкостей отримала розрахункова модель з горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами, проте це привело до меншої тяги порівняно з іншими трьома моделями. Крім цього, дослідження показали, що на більш високих швидкостях, коефіцієнт корисної дії зменшується. Більш високу тягу й більш низький коефіцієнт корисної дії ротора отримала розрахункова модель з горизонтальним вхідним отвором без западин, і масова витрата повітря з одиниці розмаху ротору в залежності від швидкості обертання була найвищою в розрахунковій моделі без западин, через велику область вхідного отвору. Також, ступінь підвищення тиску в залежності від швидкості обертання ротору, отримано найвищим для цієї ж розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором без западин, і наступним найвищим був отриманий для розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором із западинами, а для розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами ступінь підвищення тиску – найнижчий

**А.С. Носик, І.С. Кривохатько**  
**ВПЛИВ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЩИТКА КРЮГЕРА НА ПІДЙМАЛЬНУ СИЛУ КРИЛА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Механізація передньої кромки крила використовується на багатьох пасажирських літальних апаратах. Оскільки вона відіграє важливу роль на режимах зліту та посадки то в аеродинаміці постає задача її оптимізації. В даній роботі розглядається один із варіантів механізації передньої кромки крила – щиток Крюгера.

В роботі за допомогою пакету програм ANSYS 18.1 було проведено дослідження аеродинамічних характеристик профілю ВАС 463 окремо, та з додаванням різних конфігурацій механізації передньої кромки, а саме – щитка Крюгера.

На початку дослідження було визначено параметри геометрії та розміщення щитка Крюгера які ми будемо змінювати. До них входять: товщина щілини між профілем та щитком, кут встановлення та розташування. Далі була побудована структурована розрахункова сітка з моделюванням примежового шару. Безпосередній розрахунок було виконано з типом розв'язувача *pressure-based*, моделями турбулентності Ментера та Спаларта-Алмараса з параметрами, встановленими за замовчуванням, та в стандартних атмосферних умовах ( $H = 0$  м). Такий розрахунок не дозволяє визначити абсолютні величини опору, але дозволяє проводити їх порівняння для кількох подібних випадків.

Спочатку для щілини в 1.8% (від довжини хорди крила) та різних варіантів кута встановлення  $\theta = 125^\circ, 135^\circ, 145^\circ$  було проведено дослідження в якому ми визначили оптимальний кут встановлення щитка. Хоча і кожен з трьох варіантів має більші величини коефіцієнту підйімальної сили ніж гладкий профіль, але найбільше його значення ми отримали при  $\theta = 135^\circ$  ( $C_{u_{max}} = 2,24$ ).

Далі ми порівняли результати при куті встановлення  $\theta = 135^\circ$  та щілинах 1,8, 2,5 і 3,0 %. Після розрахунку ми отримали, що  $C_{u_{max}}$  для кожного з варіантів відрізняється менш ніж на 1%, тобто практично однаковий при майже однакових  $C_x$ . Але при цьому варіант зі щілиною в 3% має більші величини підйімальної сили на закритичних кутах атаки, що відіграє важливу роль для безпеки польоту, але з точки зору конструктивних міркувань, виготовлення механізму висунання такого щитка буде складнішим ніж варіантів зі щілинами 2.5% та 1.8%.

Для різних положень щитка при однакових його параметрах (щілина 3%,  $\theta = 135^\circ$ ) було досліджено аеродинамічні характеристики та порівняно з профілем без механізації. Найкращі показники ми отримали при верхньому положенні щитка Крюгера збільшивши коефіцієнт підйімальної сили, в порівнянні з нижнім положенням, на  $\Delta C_u = 0,48$  та в порівнянні з гладким профілем на  $\Delta C_u = 0,55$ .

**В.О. Ненюк, Г.А.Вірченко**  
**БАГАТОСТІНКОВІ КОМПОЗИТНІ ОБОЛОНКИ ЛІТАЛЬНИХ**  
**АПАРАТІВ.**

В рамках даної магістерської було оглянуто використання композитних матеріалів в світі, в різних галузях. Також описано використання в авіабудуванні та ракетно-космічній техніці, на прикладі оболонок ракет-носіїв та фюзеляжей літаків. Оглянуто ряд переваг застосування композитів, а саме механічні характеристики, хімічні, стійкість до високих температур, простота технології виготовлення, відсутність потреби в членуванні конструкції, в відсутність кріплень та стиків деталей. Ознайомлено з технологією намотування оболонок, та основними конструктивно-силовими схемами багатостінкових оболонок.

Розглянуто основні методики розрахунку циліндричних оболонок на стійкість. Оглянуто види втрати стійкості циліндричної оболонки при критичному осьовому навантаженні. Також ознайомлено з методом розрахунку для підкріплених циліндричних оболонок повздовжніми та поперечними силовими елементами, так звана стрингерно-шпангоутна схема.

Розраховано осьове навантаження що діє на перехідний блок ракети-носія, що летить в атмосфері з прискоренням, враховуючи силу ваги та лобового опору.

Розрахована обшивка оболонки, яка складається з чотирьох шарів вуглепластику з різними кутами армування та товщинами, на міцність та стійкість. Визначено межу міцності для обшивки по першому руйнуванні шару. Проаналізовано вплив геометричних параметрів повздовжніх та поперечних елементів на жорсткість всієї конструкції та стійкість відповідно.



**М.Ю. Вовк, В.В. Сухов**  
**МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ЕФЕКТИВНОСТІ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ З**  
**УРАХУВАННЯМ АЕРОПРУЖНОСТІ**

**Вступ.** В наш час розвиток авіаційної техніки зумовив виникнення багатьох нових наукових напрямків, серед яких особливе місце займає аеропружність. Поява даного наукового напрямку обумовлюється збільшенням швидкостей польоту та відносних розмірів несучих поверхонь літального апарату (ЛА), що викликає підвищену чутливість деформації агрегатів ЛА до зміни аеродинамічного навантаження. При цьому можливе виникнення такого негативного явища, як реверс органів керування. При проектуванні ЛА, який повинен відповідати сучасним нормативним вимогам авіаційної безпеки, потрібно враховувати вплив аеропружності на ефективність органів керування. Так, як сучасні концепції проектування керуються тенденцією зменшення конструктивної маси ЛА для підвищення конкурентоспроможності на ринку авіаційного транспорту і, як наслідок, покращення якості надання авіаційних послуг, то це вимагає створення конструкції ЛА з оптимальним співвідношенням масових і жорсткісних характеристик.

**Постановка задачі.** Після аналізу літератури, який показав, що сьогодні для розрахунку ефективності органів керування використовують високоточні пакети скінчено-елементного аналізу, було зроблено висновок що їх застосування більш доцільне на пізніх етапах проектування, коли необхідно доопрацьовувати готову конструкцію.

На початкових етапах проектування, коли потрібно прораховувати багато варіантів конструкцій раціональніше застосовувати більш прості та ефективні методи розрахунку. Тому для аналізу ефективності елеронів пропонується розробити нову розрахункову методику. Суть її полягає у представленні несучого агрегату літака у вигляді розрахункової схеми, що складається з елементів, які характеризують пружність і аеродинамічні навантаження. Аналіз розрахункової схеми здійснюється шляхом її перетворення, виключаючи проміжні вузли. Математично це здійснюється шляхом матричних операцій.

**Результати.** В результаті була створена методика, яка дає можливість оцінити вплив ефектів аеропружності на ефективність органів керування на початкових етапах створення ЛА та вибрати оптимальні конструктивні параметри. За допомогою даної методики була створена математична модель крила з органом керування, яка описує його взаємодію з повітряним потоком. Проведено розрахунок ефективності елеронів прототипу крила транспортного літака, застосовуючи дану математичну модель. Отримані результати показали високу збіжність з методом скінчених елементів. Таким чином перевірка даної методики розрахунку показала адекватність її результатів, і в майбутньому вона може лягти в основу алгоритму роботи програмного комплексу, що дасть можливість оптимізації конструктивних параметрів ЛА у відповідності до заданих експлуатаційних вимог.

**О. С. Котченко , В. В. Сухов**  
**ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ**  
**ЕНЕРГІЇ**

**Вступ.** Літальний апарат на сонячній енергії відрізняється від традиційних тривалістю польоту, яку не можна досягнути з використанням двигунів внутрішнього згорання. На сьогоднішній день літальні апарати даного типу досягли достатнього ступеня досконалості, який дає можливість використовувати їх як реальні засоби для вирішення нагальних задач народного господарства.

**Постановка задачі.** На сьогоднішній день існує велика кількість ЛА, що використовують сонячну енергію для живлення двигуна та електросистеми. Дані апарати відрізняються від інших злітною масою, габаритами, принципами вибору аеродинамічної схеми, типами та кількістю сонячних елементів, їх розміщенням. Вибір вказаних вище параметрів ЛА є ключовою задачею для отримання бажаних характеристик. Ціллю роботи є встановлення впливу параметрів ЛА на сонячній енергії на його експлуатаційні характеристики.

**Проведена робота.** Для визначення впливу аеродинамічної схеми на вихідні характеристики запропоновано спроектувати ЛА класичної схеми, тандем та літаюче крило з подібними масовими, габаритними та енергетичними характеристиками. За допомогою методу кінцевих елементів проведено розрахунок аеродинамічних характеристик, зокрема силу аеродинамічного опору та підйомну силу на різних режимах польоту. Визначені залежності підйомної сили від сили супротиву при різних режимах польоту, які дозволяють порівняти дані аеродинамічні схеми. За допомогою методу кінцевих елементів було проведено розрахунок на міцність конструкції спроектованих літальних апаратів.

**Результати.** В результаті розрахунку аеродинамічних характеристик встановлено, що ЛА схеми літаюче крило є найефективнішою схемою з точки зору аеродинамічного обтікання, але дана схема має гірші характеристики по керованості. Тому ЛА даної схеми рекомендовано використовувати в безвітряних погодних умовах. ЛА схеми тандем має найбільші показники з підйомної сили та сили опору. ЛА класичної схеми займає проміжну позицію серед двох описаних вище аеродинамічних схем.

Визначено, що ЛА класичної схеми попри велике значення видовження крила має найбільші показники напруження в кореневих перерізах крила, що накладає обмеження для використання даної схеми в умовах вітряної погоди та в умовах різкого маневрування.

Таким чином можна зробити висновок, що вибір параметрів ЛА даного типу має компромісний характер та напряму залежить від умов експлуатації.

А.М. Лисенко

## ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОПЕРЕЧНОЇ V-ПОДІБНОСТІ КРИЛ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»

В авіації відома аеродинамічна схема літальних апаратів (ЛА) «тандем» з порівняними за площею переднім та заднім крилами. Вона дозволяє отримати вигреш у підймальній силі та у вантажопідйомності при обмеженому розмаху крил. Завдяки цьому вона знайшла нове застосування у сучасних безпілотних літальних апаратах (БПЛА).

Однак збільшення кількості несучих поверхонь призводить і до збільшення лобового опору літального апарата через їх негативну інтерференцію. Для зменшення взаємоіндукції крил, тобто збільшення аеродинамічної якості, та підвищення поперечної та шляхової стійкості на літальних апаратах використовують поперечну V-подібність крил.

В даній роботі дослідження аеродинамічних характеристик схеми «тандем» проведено методами обчислювальної аеродинаміки з розв'язанням рівнянь Нав'є-Стокса. Об'єктом дослідження є система крил літального апарата схеми «тандем» (без фюзеляжу та вертикального оперення) з переднім крилом високопланом та заднім крилом – низькопланом. Аеродинамічні характеристики зведені до площі обох крил, а моментні характеристики – для типової центрівки 45 % відстані між фокусами крил.

Зроблено висновки, що надання різнознакової V-подібності в  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  і  $15^\circ$  передньому і задньому крилам дозволяє істотно зменшити взаємодію кінцевих вихорів, тобто негативну інтерференцію крил. Як наслідок, зменшується опір взаємоіндукції, загальна аеродинамічна якість зростає на 1,2...1,5 одиниці, тобто на 10 % і більше. Незначним недоліком надання V-подібності є зменшення максимального коефіцієнта підйимальної сили на величину до 0,04, причому критичний кут атаки залишається постійним з точністю до  $1^\circ$ . Через те, що скіс потоку від переднього крила на задньому зменшується з наданням V-подібності, заднє крило починає створювати більшу частку підйимальної сили. Відповідно фокус системи крил зміщується назад – згідно даного методу на величину до 18,5 % суми хорд.

Випробування, проведені в аеродинамічній трубі ДП «Антонов», показали ріст аеродинамічної якості моделі порядку 1,0 при появі кута поперечного V  $-9^\circ$  лише у заднього крила. Тобто експериментальні результати показують той самий порядок величин, що і методи обчислювальної аеродинаміки. Перспективним є порівняння бокових аеродинамічних характеристик ЛА, визначених різними методами.

**О.О. Птіцин, Ю. І. Бондар**  
**ВИЗНАЧЕННЯ МАТРИЦІ КОЕФІЦІЄНТІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО**  
**ВПЛИВУ ПО ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИМ ДАНИМ ДРЕНАЖНОГО**  
**АЕРОДИНАМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ**

Рішення проблем аеропружності займає центральне місце в проблемі проектування ЛА, оптимального за масою, і безпосередньо пов'язане із забезпеченням безпеки його польоту, пошуком шляхів продовження втомного ресурсу конструкції, створенням необхідних умов для роботи екіпажу, приладів і бортового обладнання та комфорту для пасажирів. Актуальність проблеми аеропружності викликана не тільки небезпечними (найчастіше катастрофічними) наслідками виникнення аеропружних коливань і явищ аеропружної нестійкості типу флатера, дивергенції, реверсу і т.д., але і неможливістю через відсутність надійних методів розрахунку заздалегідь в ході проектування передбачити їх з достатньою точністю.

Метою роботи є визначення матриці коефіцієнтів аеродинамічного впливу по експериментальним аеродинамічним даним та порівняння навантажень по жорсткому та пружному стрілоподібному крилу. Раніше проведені дослідження показують, що для прямого стрілоподібного крила врахування ефектів статичної аеропружності призводить до зміщення центру погонного повітряного навантаження до кореня крила.

Матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу визначається за модифікацією теорії несучої смуги Прандтля, запропоновану Вессингером по перерізам Мультихуппа. В разі наявності експериментальних даних матриця може бути визначена знаючи розподіл  $\left[ \frac{1}{c_y^\alpha} \right]$  по крилу. Експериментальні дані взяті із дренажного експерименту моделі крила Ан-70, проведеного на ДП «Антонов».

Метод коефіцієнтів впливу має суттєву перевагу перед іншими методами, яка полягає в тому, що одноразово визначена матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу може бути використана в різних сценаріях навантаження. Це дає змогу зменшити витрати часу на розрахунках та виключає необхідність повторних експериментів.

Врахування ефектів статичної аеропружності веде до зменшення зовнішнього навантаження в деяких перетинах за розмахом крила до 9-14%.

Порівняння відносних моментів демонструє зменшення згинального моменту в корені крила на 9.5% в порівнянні із жорстким крилом. В порівнянні із іншими методами, наприклад методом балочної аналогії, що застосовується на ДП «Антонов», за даним методом отримані згинальні моменти менші на 1.5%. Відповідно це дає змогу зменшити масу конструкції крила, що дозволяє підвищити економічну ефективність літака в цілому.

**Kabanyachyi V. V., Yankovsky S.S.**  
**ANALYSIS OF MOTION SYSTEM STATE OF FLIGHT SIMULATORS**

The six-degree-of-freedom motion systems with hydraulic jacks is the best technical tool for force cueing of non-maneuvers aircrafts, since they provide larger ranges of motion system platform displacement, more payload, lower frictional forces, less mass of moving parts, better dynamic characteristics and simpler construction compared with other structural diagrams of motion systems.

For achievement of high force cueing quality it is necessary to standardize static and dynamic characteristics of jacks and motion system. The standardized characteristics of jack regulation are error, overregulation, time of transient process and number of jack oscillations relatively to constant value during a transition process. Normalized static characteristics of motion system are zone of insensitivity, gain, displacement hysteresis and nonlinearity. The normalized dynamic characteristics of motion system are relaxation coefficient of acceleration amplitude, phase shift, mean square deviation of motion system acceleration from useful value of controlled degree of freedom, and mean square deviation of angular velocities of motion system in uncontrollable degrees of freedom.

The proposed method for assessing of motion system state (using the developed control of motion system and its jacks) allows to identify all possible set of motion system deficiencies and specific jacks and to assess a motion system state and its suitability for use of flight simulator for training and retraining of pilots.

The reaction of jacks to sinusoidal program signal allows both to detect and evaluate their inconsistency.

The reaction of jacks to stepped program signal allows both to detect and evaluate the available jerks and cross-parasitic accelerations.

Analysis of the static characteristics of motion system makes it possible with displacement nonlinearity characteristics to identify a jack failure.

The analysis of dynamic characteristics of motion system gives an opportunity to detect backlash, excessive friction in bearings and seals of jacks, increased sensitivity thresholds in spools, jack locking.

**Б.А. Гевко, Д.М.Зінченко**  
**ОСОБЛИВОСТІ АЕРОДИНАМІКИ КОМБІНОВАНОЇ НЕСУЧОЇ**  
**ПОВЕРХНІ ПРИ НАЯВНОСТІ ПРАЦЮЮЧОГО ГВИНТА**

**Постановка задачі.** Одним з перспективних напрямків розвитку літальних апаратів є застосування несучих поверхонь, створених тканинною повітронепроникною обшивкою, необхідну форму якій надає набігаючий потік повітря. Використання повітряного гвинта для надування цієї поверхні дозволить підвищити жорсткість та стійкість надувного крила.

**Викладення основного матеріалу.** Для якісної оцінки досліджуваного м'якого комбінованого крила (МКК) визначено аеродинамічні характеристики цього крила, зроблено порівняння результатів чисельного моделювання для чотирьох варіантів розташування повітряного гвинта. За основу для створення досліджуваного комбінованого крила було взято крило перспективного БПЛА. Модифікувавши хвостову частину цього крила було отримано потрібне МКК. Для вирішення поставленого завдання був використаний один з загальноприйнятих методів математичного моделювання обтікання літального апарату - панельно-вихровий метод симетричних особливостей.

Предметом аналізу впливу взаємного розташування крила і гвинта на аеродинамічні характеристики компоновки є:

- несучі властивості крила, що представлені у вигляді залежності коефіцієнту підйімальної сили від кута атаки  $C_{y_a} = f(\alpha, B)$ .
- поляра крила, представлена у вигляді залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнта підйомної сили  $K = f(C_{y_a}, B)$ ;

Розрахункові дослідження проводилися для умов польоту  $Re = 1 \cdot 10^6$ ,  $M = 0.1$ , що відповідає умовам польоту БПЛА загального призначення.

Несучі властивості комбінованого крила при збільшенні обдувки повітряним гвинтом зростають. Приріст коефіцієнту підйімальної сили становить від  $\Delta C_{y_a} = 0,1 \div 0,2$  за кожні 20% приросту швидкості струменю повітря за гвинтом по відношенню до швидкості руху крила. Несучі властивості для різних значень  $X_{гв}$  практично не змінюються. При зміні розташування гвинта  $X_{гв}$  коефіцієнт підйомної сили зростає на 2-3% за кожні  $0,25b_{сах}$  віддалення гвинта від передньої крайки крила.

Зменшення  $X_{гв}$  при заданому значенні  $C_{y_a}$  значно знижує значення аеродинамічної досконалості  $K$  компоновання, що наочно демонструє істотний вплив інтерференції на рівень лобового опору, аналогічна ситуація відбувається і при збільшенні числа  $B$ , при цьому спостерігається, що хоча значення аеродинамічної досконалості зменшується при збільшенні числа  $B$  але воно стає більш сталим у широкому діапазоні кутів атаки.

**Висновки.** Найбільш вигідним є розташування гвинта максимально перед крилом  $X_{гв} = -b_{сах}$ . При цьому чим ближче розташований гвинт до передньої крайки крила, тим негативніше впливає струмінь гвинта на аеродинамічні характеристики компоновання, в першу чергу через ріст опору.

**Kabanyachyi V. V., Ponomarov M. L.**  
**CONDITIONS OF FLIGHT CUEING ON FLIGHT SIMULATORS**

Motion cueing represents a closed process. It consists in use of special control laws on basis of kinematic parameters of motion system motion and applied method of motion cueing. Program signals are synthesized in such way that the characteristic signs of motion cueing would be close to real ones under the same control actions.

It was formulated the basis of creation of high-quality motion cueing tools:

- characteristic signs of perceived motion cues (time, direction, intensity, duration of perception) should be simulated;
- character and direction of motion cues must correspond to real;
- time discrepancy in motion perception in flight simulator and aircraft should be the least and be within the limits which depend on requirements of motion cueing quality;
- intensity and duration of motion cues should be proportional to intensity and duration of motion cues occurring in real flight;
- for effective use of working displacement range of motion system, it is necessary motion cueing only motion cues perceived by pilot in aircraft.

The control cycle includes steps:

- speedup step, on which motion system an speedup acceleration derivative reaches a value of acceleration derivative;
- follow-up step on which motion system derivative acceleration is constant and equal to speedup derivative acceleration;
- step of transition to stabilization in which motion system acceleration reaches a value of stabilization acceleration;
- stabilization step in which motion system acceleration is constant and equal to value of stabilization acceleration;
- step of transition to braking, on which stabilization acceleration reaches a value of braking acceleration;
- braking step on which motion system is braked to stop;
- return step in which motion system returns to its original position.

The required length of jacks of the six-degree-of-freedom motion system for force cueing of non-maneuvers aircraft is equal to 1.25 m.

**А.С. Руденко**  
**ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ВІДХИЛЕНЬ НА**  
**АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ**  
**АПАРАТІВ**

На етапі серійного виробництва повинен знайти практичну реалізацію весь потенціал, закладений при створенні літальних апаратів (Далі - ЛА)

Такі особливості контуру обшивки, як виступаючі заклепки або хвилястість поверхні, сходинки, щілини, пробіскові вогні викликають додатковий опір.

В різних джерелах [3] [4, с. 5-6, с. 120-121] [5] можна знайти інформацію щодо методик обчислення додаткового опору, але не має місяця підтвердженню, на скільки ці методики являють собою закономірність, тобто можуть претендувати на універсальність розрахунків.

В роботі методами обчислювальної аеродинаміки досліджено вплив технологічних відхилень на аеродинамічні характеристики і льотно-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів

Дослідження проведено в програмі *Profili 2.2*, яка використовує розрахунковий код XFOIL, що показав високу збіжність результатів розрахунку з експериментальними даними для низьких чисел Маха і в широкому діапазоні чисел Рейнольдса. Кожен з профілів був прорахований з різними координатами розташування відхилення, та з різною величиною відхилення від теоретичного контуру. Також процедура розрахунку була проведена для різних чисел Рейнольдса

Всього вийшло вісімнадцять поляр різних профілів. Також було представлено дванадцять залежностей  $\Delta c_x$  і  $\Delta c_y \max = f(h, x, Re)$  у вигляді таблиць і графіків. Було проведено порівняння розрахункового впливу відхилень поверхні на аеродинамічні характеристики з узагальненими закономірностями.

В результаті проведеного розрахунку було показано, що загалом зміщення западини назад зменшує її вплив на аеродинамічні характеристики, так як товщина примежового шару збільшується і глибина западини відносно цієї товщини менше; загалом зменшення числа Рейнольдса зменшує вплив западини на аеродинамічні характеристики профілю з тієї ж причини збільшення товщини примежового шару. Отримані результати відповідають відомим закономірностям і є підтвердженням коректності обраного методу дослідження. Разом з тим було виявлено, що вплив відхилень від теоретичного контуру суттєво залежить від форми конкретного профілю навіть якщо ці профілі мають однакову товщину та геометрично близькі. Порівняння з аналітичними узагальненнями показало, що розраховані результати мають з ними один порядок величин, але на відміну від теорії є більш складними, нелінійними залежностями від глибини западини.



Перспективними є подальші дослідження інших аеродинамічних профілів різної товщини та кривизни з аналогічними відхиленнями від теоретичного контуру; а також використання більш потужних числових методів (розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса)

**УДК 629.7**

**М. Л. Пономарьов, Є.Ю. Карпенко**  
**МОБІЛЬНИЙ ДОДАТОК ОБМІНУ ЗАХИЩЕНИМИ ДАНИМИ З**  
**ВИКОРИСТАННЯМ ЗВУКОВИХ СИГНАЛІВ**

Мобільні додатки стали одним з головних трендів у розвитку інформаційних технологій в останні роки. Основною перевагою мобільних додатків є те, що користувач може отримати доступ до них, перебуваючи в будь-якому місці та в будь-якій ситуації. Тому важливу роль відіграє чи може користувач оперувати та ділитися даними зі свого пристрою.

Наприклад, одним з безлічі типів додатків для мобільних пристроїв є додатки для подорожей і туризму. Під час таких подорожей вони повинні краще працювати в офлайн-режимі, тому що то не завжди у будь-якому місці та в будь-якій ситуації, у вас буде доступ до інтернету або мобільного оператора.

На основі аналізу технологій обміну даними що існують, був розроблений мобільний додаток з архітектурою, яка зображена на рис. 1.

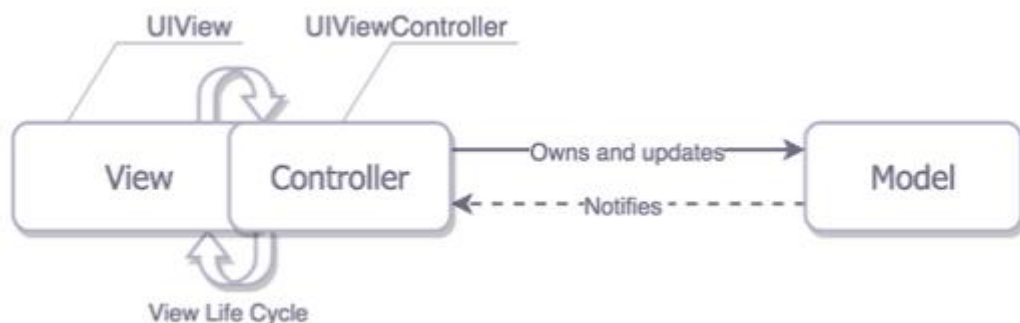


Рис. 1 – Практичний Apple MVC

У цьому шаблоні архітектури, контролер буде посередником між View і Model, що б ці два об'єкти не знали про існування один одного [1].

У мобільному додатку було обрано три технології для обміну даними: інтернет, QR-код, звукові сигнали. Внаслідок використання звукових сигналів пристрій стає більш автономним для обміну даними, тому що не всі мобільні пристрої мають камеру, або належного операційного обладнання для зчитування QR-коду.

**Б. Г. Комаров, Д. М. Зінченко**  
**ВПЛИВ ГЕНЕРАТОРІВ ВИХОРІВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ**  
**ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА СХЕМИ «КАЧКА»**

**Постановка задачі.** Одним з перспективних напрямків розвитку літальних апаратів є застосування генераторів вихорів, які створюють контрольовані збурення потоку повітря, та дозволяють покращити аеродинамічні характеристики. Генератори вихорів набігаючого потоку, які спрямляють повітря мають покращити стійкість та керованість.

**Викладення основного матеріалу.** Для якісної оцінки досліджуваних генераторів вихорів (ГВ) визначено аеродинамічні характеристики при використанні їх на ПГО, крилі, та одночасно на обох несучих поверхнях, проведено оптимізацію. Зроблено порівняння результатів чисельного моделювання для чотирьох варіантів розташування та кількості їх для встановлення. Також було досліджено дві оптимальні форми, та проведено їх порівняння. За основу для створення досліджуваних моделей було взято надлегкий одномісний літак. Для вирішення поставленого завдання був використаний один з загальноприйнятих методів математичного моделювання обтікання літального апарату - панельно-вихровий метод симетричних особливостей.

Предметом аналізу є аеродинамічні характеристики, а саме:

- несучі властивості крила та ПГО, що представлені у вигляді залежності коефіцієнту підіймальної сили від кута атаки  $C_{y_a} = f(\alpha, B)$ .
- поляр крила, представлена у вигляді залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнта підйомної сили  $K = f(C_{y_a}, B)$ ;

Розрахункові дослідження проводилися для умов польоту  $Re = 1 \cdot 10^6$ ,  $M = 0.15$ , що відповідає умовам польоту для надлегкого літака.

Одночасне використання генераторів вихорів досить сильно покращує аеродинамічні характеристики, досконалість збільшилась майже на 5 одиниць, а разом з тим стійкість та керованість характер залежності  $m_z^{C_y}$  зберігається лінійним та більш стабільним набагато довше, ніж без використання генераторів вихорів, або при використанні лише на одній із несучих поверхонь. Критичний кут атаки при цьому має більш згладжений характер, та після його досягненні розпочинається досить плавне падіння підіймальної сили.

**Висновки.** Найбільш вигідним є розміщення 14 генераторів вихорів на ПГО, та 12 утричі більшої площі на крилі. При цьому необхідно їх встановлювати у точно визначених місцях, рекомендовано трохи вище перед носком профілю крила, тому що при незначній зміні положення вони стають малоефективними, або дають негативний ефект.

**В.А. Мазепа, Д.М.Зінченко**  
**АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТРЕНУВАЛЬНОГО**  
**БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

За допомогою методів обчислюваної аеродинаміки шляхом проведення параметричних досліджень визначити закономірності геометричного компоунування, здатного реалізувати: достатній рівень аеродинамічної досконалості за наявності блоків з апаратурою, що розташована на зовнішній підвісці; високий рівень несучих властивостей крила; плавний характер процесу звалювання; достатня ефективність оперення за будь яких режимів польоту, як штатних так і не штатних.

Для вирішення поставленої задачі на базі аналізу даних безпілотних літаків загального призначення сформовані вимоги до аеродинамічного компоунування тренувального БПЛА. На підставі розглянутих особливостей аеродинаміки крила при польоті на критичних кутах атаки сформовані рекомендації що до застосування системи керування примежовим шаром у вигляді утворювачів вихрив, розташованих на передній крайці горизонтального оперення. Виконаний аналіз прийнятності методів обчислюваної аеродинаміки, обґрунтовано застосування панельно-вихрового методу симетричних особливостей. Розроблені розрахункові моделі компоунування тренувального БПЛА для панельно-вихрового методу, виконано математичне моделювання обтікання поверхні тренувального БПЛА в цілому так і окремих агрегатів. Отримані основні аеродинамічні та льотно-технічні характеристики літального апарату, виконано оцінку ефективності оперення в польотному діапазоні кутів атаки, порівняно отримані характеристики стійкості та керованості із вимогами норм льотної придатності літаків.

Несучі властивості компоунування, наочно свідчать про сталість значення похідної коефіцієнту підйимальної сили від кута атаки  $C_{ya}^{\alpha}$  для будь якого з прийнятих значень  $\varphi_{ГО}$ , що дозволяє зробити висновок про сталість аеродинамічних навантажень на конструкцію крила тренувального БПЛА. За максимальним значенням коефіцієнту підйимальної сили  $C_{yamax}=1.4$  та критичного кута атаки  $\alpha_s=11.5^{\circ}$  компоунування тренувального БПЛА відповідає максимальним несучим властивостям літаків сучасних безпілотних комплексів ; За максимальним значенням аеродинамічної досконалості  $K_{MAX} = 12$  компоунування тренувального БПЛА відповідає середньостатистичній літаючій моделі літака загального призначення що спрощує задачу підготовки пілотів-операторів; Характеристики стійкості розрахункової моделі для значення кута встановлення горизонтального оперення  $\varphi_{ГО}=-2^{\circ}$  дозволяє реалізувати максимальне значення аеродинамічної досконалості  $K_{MAX}$  без додаткового відхилення руля висоти; Застосування на передній крайці ГО утворювачів вихорів забезпечує збереження ефективності оперення за наявності відриву потоку з поверхні крила, чому також сприяє запропонована Т-подібна схема оперення, що розміщує оперення в зоні поза зоною відриву.

**І.А. Філонова, Д.М.Зінченко**  
**ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНУВАННЯ НА АЕРОДИНАМІЧНІ**  
**ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА КЛАСУ «БІЗНЕС-ДЖЕТ»**

**Постановка задачі.** За допомогою методів обчислюваної та експериментальної аеродинаміки визначити вплив параметрів компонування літака класу «бізнес-джет» на його аеродинамічні та льотно-технічні характеристики. За результатами аналізу параметричних досліджень сформувані аеродинамічне компонування літака класу «бізнес-джет» з відповідним рівнем льотно-технічних характеристик.

**Викладення основного матеріалу.** Для ефективного вирішення задачі дисертаційного дослідження було розглянуто компонування сучасних легких комерційних літаків, узагальнені геометричні та льотно-технічні характеристики, сформовано технічне завдання на проектування літака. Детально розглянуті особливості аеродинаміки компонувань схем комерційних літаків, сформовані теоретичні засади для визначення впливу параметрів компонування складових агрегатів літака – профілювання крила, фюзеляжу, гондол рушіїв. Розглянуто нюанси аеродинамічного компонування механізації крила, органів стабілізації та керування за тангажом, креном та курсом. З використанням панельно - вихрового методу обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання впливу загальної схеми компонування літака, прийняте рішення про застосування схеми компонування «низькоплан» з рушіями, розташованими на верхній поверхні крила. Виконаний аналіз впливу висоти розташування гондoli рушія, типу кінцівки крила, ефективності горизонтального оперення, скомпоновано високо-ефективну механізацію крила літака. На базі аналізу результатів математичного моделювання обтікання розрахункових моделей був вдосконалений алгоритм аеродинамічного проектування сучасних комерційних літаків, підвищена точність розрахунку обчислюваних методів.

**Висновки.** На підставі аналізу аеродинамічних компоновок сучасних літаків бізнес-класу за результатами комплексного аналізу аеродинамічних характеристик та загального компонування встановлено найбільш прийнятну несучу схему літака класу «бізнес-джет». – низькоплан із рушіями, розташованими над верхній поверхні крила. Сформовані основні вимоги до прототипу літака класу «бізнес-джет». Створені розрахункові моделі літака класу «бізнес-джет». для параметричних досліджень впливу на аеродинамічні та льотні характеристики та характеристики стійкості за параметрами : місця розташування крила (високоплан/низькоплан); місця розташування гондoli рушія (під крилом/над крилом); висоти розташування гондoli рушія над крилом з врахуванням режиму роботи рушія; форми та розмірів кінцевої аеродинамічної поверхні КАП; кута встановлення оперення; кута відхилення руля; наявності та кута відхилення закрилку.

Є.О. Соловей, Д.М. Зінченко  
**АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ПЛАНУЮЧОГО  
ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРА**

**Постановка задачі.** З використанням методів експериментального моделювання та математичного моделювання обтікання виконати моделювання впливу різних варіантів компоновання плануючого транспортного контейнеру на значення аеродинамічної досконалості  $K_{BAL}$ , коефіцієнту підйимальної сили  $C_{ya}$  бал та швидкості планування  $V_{BAL}$ .

**Викладення основного матеріалу.** Дослідження виконано для малих дозвукових швидкостей польоту в стандартній атмосфері, які характеризуються значеннями  $M = 0,1$ ;  $Re = 10 \cdot 10^6$ .

Наведені характеристики стійкості компоновання у вигляді залежностей коефіцієнту повздовжнього моменту від коефіцієнту підйимальної сили  $m_z = f(C_{ya})$  для різних положень центру ваги контейнеру. Залежність балансувального значення коефіцієнту підйимальної сили від положення центру ваги  $C_{yab} = f(X_T)$ . Залежність аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підйимальної сили  $K = f(C_{ya})$  для обраного варіанту.

**Висновки.** За результатами математичного моделювання аеродинамічних характеристик встановлено, що найбільш придатним для компоновання плануючого транспортного контейнеру є схема «літаюче крило». Спрощена схема пірамідального типу (технологічно простий варіант №1) для компоновання плануючого транспортного контейнеру є неприйнятною через не виконання вимог до стійкості та максимальної аеродинамічної досконалості, в першу чергу через наявність розвиненого відриву потоку з задньої крайки ;

- Застосування в компоновці плануючого контейнеру кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП) дозволяє суттєво збільшити максимальне значення  $K_{MAX}$  та забезпечити виконання умови стійкості  $m_z^{C_{ya}} < 0$  ;
- Застосування в компоновці КАП також сприяє збільшенню максимальних несучих властивостей крила через сприятливий вплив на кінцевий аеродинамічний вихор крила;
- Реалізація автоматичного балансування плануючого контейнеру на режимі планування із максимальним значенням  $K_{MAX}$  можливо шляхом забезпечення положення центру ваги в положенні  $X_T = 0.168 \cdot b$ ;
- Зміна положення центру ваги плануючого контейнеру в межах  $X_T = 0.1 \cdot b \dots 0.25 \cdot b$  дозволяє регулювати швидкість планування в межах  $\pm 40\% V_{BAL}$  .

**Р.В. Панасюк І.С.Кривохатько**  
**ІНТЕГРАЛЬНЕ АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ**  
**БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

**Постановка задачі.** Досліджень створення БПЛА інтегральної схеми покращення злітно-посадкових характеристик, та досягнення більшої підйомної сили порівняно зі світовими аналогами. Актуальність досліджень визначена фактором розробок проектів світових лідерів в галузі проектування та будівництва БПЛА інтегральної схеми. Особливість інтегральної компоновки полягає у тому, що фюзеляж приймає участь у створенні загальної підйомної сили. Також інтегральна компоновка дозволяє поліпшити масові характеристики БПЛА і найбільш раціонально використовувати внутрішній об'єм фюзеляжу.

**Викладення основного матеріалу.** Для адекватного порівняння аеродинамічних характеристик всі моделі сформовані на базі прямого крила з однаковими параметрами. Для дослідження аеродинамічних характеристик схеми «тандем» переднє і заднє крила приймаються з площею які дорівнюють відповідно 45% та 55% від розрахункової площі крила. Значення хорд переднього і заднього крил приймається рівним  $\frac{1}{2}$  хорди аналогічного основного крила. Профілювання переднього та заднього крил приймається аналогічним основному крилу. Геометричні розміри оперення для класичної компоновальної схеми та схеми «качка» приймаються однаковими. Вертикальне оперення в розрахункових моделях не розглядається через його однаковий внесок до інтегральних аеродинамічних характеристик компоновання різних схем. Характеристики фюзеляжу для різних компоновальних схем приймаються також однаковими.

**Висновки.** Найбільш прийнятною для застосування в інтегральному аеродинамічному проектуванні безпілотного літального апарату є схема «качка модифікована» із переднім горизонтальним оперенням, піднятим над фюзеляжем на відстані одного діаметру фюзеляжу від його вісі. В цьому випадку реалізується найбільший рівень аеродинамічної досконалості з усіх досліджених схем компоновання одночасно із забезпеченням високих несучих властивостей компоновання ;

Аналіз отриманих аеродинамічних характеристик свідчить, що в раз застосування схеми компоновання безпілотного літального апарату із переднім горизонтальним оперенням, не інтегрованим з фюзеляжем а піднятим над його поверхнею за умови збереження рівня аеродинамічної досконалості К максимальні несучі властивості компоновки (Суамах) можуть бути значно збільшені (в 1.544 рази, згідно рис.35). При цьому швидкість звалювання може бути зменшена на 25% та, відповідно є можливим зменшити рівень аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію літального апарату;