

Контроль космічного та повітряного простору

УДК 629.7.016.533.661

doi: 10.26906/SUNZ.2019.3.008

Є. В. Спіркін

Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків, Україна

КОМПУВАННЯ ВИНИЩУВАЧА МАЛОРОЗМІРНИХ БПЛА ДЛЯ ЗАХИСТУ ЛОКАЛЬНО ОБМЕЖЕНОГО ПРОСТОРУ

Стаття присвячена вирішенню актуальної наукової задачі синтезу аеродинамічного компонування винищувача малорозмірних безпілотних літальних апаратів. Проведений аналіз БПЛА який свідчить про посилення ролі безпілотної авіації в світі. Викладена методика проведення експериментальних досліджень компонувань літальних апаратів в аеродинамічних трубах. Представлена розроблена методика визначення аеродинамічних характеристик компонувань, що містить комплексне використання експериментальних методів та числових методів – методу збурених потенціалів. Характерною рисою компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами є відсутність елементів, на які не впливають гвинти. Ця особливість істотно ускладнює проведення та автоматизацію експерименту в аеродинамічній трубці, оскільки існують проблеми забезпечення критеріїв подібності для працюючого повітряного гвинта; складність досягнення ідеального балансування гвинтів з жорстким приводом спричиняє наявність вібрації, рівень якої залежить від неконтрольованих факторів; неможливість знехтувати наявністю впливу тілесних елементів компонування на лопаті повітряних гвинтів; складність безпосереднього виміру тяги та крутного моменту повітряних гвинтів. Такий підхід дозволить поєднати високу достовірність експериментальних при дослідженні фізичної сутності явищ, високу точність визначення аеродинамічних сил при побудові положення вихрової пелени від повітряних гвинтів. Встановлені залежності є основою для розробки рекомендацій з вибору раціональних геометричних параметрів аеродинамічного компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами проти-лежного обертання.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, винищувач, аеродинамічні характеристики, аеродинамічне компонування, повітряний гвинт, повітряний простір.

Вступ

Прогрес у створенні бойових безпілотних авіаційних систем обумовлений людським, економічним і науково-технологічним факторами. Безпілотні літальні апарати відносно дешеві, мають модульну конструкцію, невеликі габарити, малу ефективну поверхню розсіювання та меншу, порівняно з пілотованими бойовими літаками, вразливість від вогню ППО, що робить їх ефективними засобами розвідки, наведення та радіоелектронної боротьби. Поява неметалічних конструкційних матеріалів і прогрес в області мініатюризації бортового встаткування створили об'єктивні передумови для створення малорозмірних БПЛА, або мікро-БПЛА. Основними перевагами бойових мікро-БПЛА є: можливість знизити рівень спостереження; підвищена мобільність за рахунок невеликих габаритів і ваги; високий ступінь боездатності; можливість масованого застосування з високою частотою пусків; зниження вимог до рівня кваліфікації та чисельності обслуговуючого персоналу; значне зниження витрат за рахунок автоматизації виробничих процесів при виготовленні конструкції з композиційних матеріалів.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями. Аналіз застосування БПЛА свідчить про посилення ролі безпілотної авіації. Так, наприклад, з підвищенням активності конфліктів кількість зафіксованих польотів розвідувальних БПЛА значно зростає. Проте, проблема ефективного

ураження БПЛА в локально обмеженому просторі засобами ППО залишається на теперішній час не вирішеною [1], що обумовлює необхідність розробки винищувачів, основне призначення яких – боротьба з малорозмірними БПЛА в повітрі. Таким чином, розробка спеціалізованого засобу боротьби з БПЛА – винищувача для боротьби з БПЛА в локально обмеженому просторі є актуальним науково-практичним завданням.

Аналіз досліджень і публікацій. Успіх вирішення завдання ураження малорозмірних БПЛА в повітрі залежить від вибору параметрів аеродинамічного компонування винищувача БПЛА. Найважливішими вимогами, які визначають аеродинамічне компонування такого винищувача БПЛА, будуть: вимога забезпечення високих сталих перевантажень і високих значень піднімальної сили для забезпечення переваги над розвідувально-ударними БПЛА (РУ БПЛА) в маневреному повітряному бою; малого опору для забезпечення переваги в швидкості над РУ БПЛА; високих значень максимальної піднімальної сили для забезпечення високих злітно-посадкових характеристик. Вимоги до аеродинамічного компонування винищувача БПЛА суперечливі, що обумовлює необхідність застосування компонувальних рішень з глибокою інтеграцією планера та силової установки. Одним із прикладів таких рішень з глибокою інтеграцією планера та силової установки є використання в якості несучої поверхні літака крила малого подовження, яке в компонуванні з повітряними гвинтами, розташованими на бічних

крайках крила, дозволяє отримати високі значення злітно-посадочних характеристик літака, відкриває можливість здійснення горизонтального польоту на гранично малих еволютивних швидкостях, підвищує максимальну швидкість горизонтального польоту.

Аеродинамічне компонування винищувача БПЛА з крилом малого подовження у взаємодії з повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках має ряд переваг над традиційними компонуваннями з крилами помірних та великих подовжень. Однак інтерференційні особливості такого компонування вивчені не достатньо повно, тому встановлення закономірностей інтерференційного впливу компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання для забезпечення переваги в льотно-технічних характеристиках винищувача БПЛА над РУ БПЛА є актуальною науковою задачею.

Мета статті. Метою статті є встановлення закономірностей інтерференційного впливу компонування винищувача БПЛА.

Виклад основного матеріалу

Існуючі розробки БПЛА суттєво нерівномірно розподілені по вказаним категоріям [1, 2], найбільш численну групу становлять малогабаритні БПЛА, тобто мікро-БПЛА (з максимальною польотною масою до 5 кг), міні-БПЛА (до 200 кг), а також БПЛА короткого, середнього радіуса дії з максимальною польотною масою до 10 кг. Це обумовлено відносною простотою експлуатації та доступністю, придатністю для виконання військових завдань [2]. Найбільш чисельні БПЛА, які мають наступні основні льотно-технічні характеристики:

- тривалість польоту – 60...120 хв.;
- радіус дії – 10...15 км;
- максимальна злітна вага – 1,5...6,5 кг;
- максимальна швидкість польоту – 80...

120 км/ч.

Можна зробити висновок про те, що БПЛА такого типу будуть типовою ціллю винищувача БПЛА. Отже ставиться завдання синтезу аеродинамічного компонування такого винищувача. Вирішення цього завдання передбачає:

- аналіз шляхів підвищення льотно-технічних характеристик винищувача застосуванням компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання;

- розробку та верифікацію теоретико-експериментальної методики визначення основних аеродинамічних характеристик компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках;

- проведення параметричних досліджень впливу геометричних та кінематичних параметрів компонування на його аеродинамічні характеристики, виявлення особливості обтікання компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання;

- виявлення закономірності зміни аеродинамічних характеристик компонування крила малого

подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання при зміні режимів роботи повітряних гвинтів, кінематичних параметрів обтікання, геометричних параметрів крила;

- розробку практичних рекомендацій конструкторам щодо застосування компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання на винищувачах БПЛА.

Ключовим моментом є розробка надійної теоретико-експериментальної методики визначення основних аеродинамічних характеристик складних просторових аеродинамічних компонувань з повітряними гвинтами.

Проблема інтерференції повітряних гвинтів з планером літака була та є однією з важливіших при формуванні аеродинамічних компонок літальних апаратів. Широке використання повітряних гвинтів на малозшвидкісних літаках обумовлено високим коефіцієнтом корисної дії повітряного гвинта як рушія, однак ефективна тяга гвинтомоторної силової установки істотно залежить від розташування повітряного гвинта на літаку. Крило малого подовження у взаємодії із повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках крила має максимально можливий інтерференційний вплив крила з повітряними гвинтами, тому аналіз попередніх досліджень аеродинамічної інтерференції повітряного гвинта з елементами планера літака є актуальним.

Відомо, що перше дослідження аеродинамічної інтерференції гвинта з об'ємним тілом було проведено Ренкіном [3], ним вивчалися співвідношення тяги гребного гвинта й опору корпусу судна, отримані в експериментах як над ізольованими гвинтом і корпусом, так і в складі комбінації "гвинт-тіло". Експериментальні дослідження моторних гондол із працюючим повітряним гвинтом (Дюренд, Фейдж, Коллінз, Леслі, Ведров, Остославський, Халезов) дозволили кількісно оцінити взаємний вплив гондoli й повітряного гвинта [4]. Отримані емпіричні матеріали стали основою напівемпіричної теорії інтерференції (Глаурт, Остославський). Оптимізації компонування силової установки на літаку присвячені роботи [5-8]. Аеродинамічна інтерференція повітряного гвинта й планера також впливає на характеристики стійкості й керованості руху літака з гвинтовими рушіями.

В Україні подібні дослідження представлені в роботах [9-11]. Експериментальні дослідження проблеми інтерференції повітряних гвинтів з планером літака представлені в роботі [12], в якій удосконалена методика випробувань в аеродинамічній трубці моделей літаків з гвинтовими рушіями, встановлена номенклатура поправок до результатів випробувань і розроблені способи їх визначення. Встановлено, що середні квадратичні відхилення вимірів аеродинамічних навантажень, що діють на модель з працюючою силовою установкою, в 1,5 рази вище, ніж у звичайних вагових випробуваннях моделі без силової установки. Показано, що повітряні гвинти впливають на поздовжню стійкість літака, при цьому величина зсуву фокуса по куті атаки визначає-

ся двома домінуючими складовими: впливом струменів на планер і моментом нормальної сили гвинтів. Зроблено висновок про те, що вплив повітряних гвинтів на планер літака аеродинамічного компонування з розміщенням повітряних гвинтів на крилі проявляється в збільшенні потенційної несучої здатності літака, зростанні лобового опору та зниженні аеродинамічної якості.

Експериментальне дослідження аеродинамічної комбінації "крило - повітряний гвинт" значно складніше, ніж дослідження взаємного впливу гвинта та фюзеляжу. У випробуваннях моделі фюзеляжу з працюючим гвинтом експеримент, як правило, зводився до виміру осьових сил, що діють на гвинт і фюзеляж. У випробуваннях моделі комбінації "крило - повітряний гвинт" складність полягає в необхідності одержання значення, як мінімум, трьох компонентів навантаження, що діє на крило, а також значення осьової сили гвинта. Одночасне визначення збільшення лобового опору крила, що обдувається струменем гвинта, і тяги повітряного гвинта ускладнене. Таким чином, отримані в роботах [9-12] експериментальні дані не дозволили повно встановити взаємний вплив крила та повітряного гвинта, особливо, у випадку крил малих подовжень.

У роботах [13-17] показано, що крила малих подовжень мають ряд переваг: вони вигідні у ваговому відношенні, відносно міцності через малі згинальні моменти крила, фокус крил малих подовжень відносно мало зміщується при збільшенні швидкості польоту, а, отже, мало змінюються характеристики подовжньої стійкості. Літальні апарати із крильми малих подовжень мають малі, у порівнянні з літальними апаратами традиційних компонувань, моменти інерції, внутрішній простір таких літальних апаратів дозволяє раціонально розмістити корисний вантаж і екіпаж. Самим істотним недоліком крил малих подовжень є великий індуктивний опір, обумовлений значними кінцевими перетіканнями на бічних краях крила, і, як наслідок, низька аеродинамічна якість.

Порівняльний аналіз крил різного подовження та форм у плані дозволив зробити висновок про те, що максимальна піднімальна сила крил різних форм у плані забезпечується при подовженні порядку від 0,8 до 1,5. У роботах [16, 17] показано, що кінцеві аеродинамічні поверхні дозволяють підвищити аеродинамічну якість літального апарата з крилом малого подовження, розроблене раціональне компонування ЛА з крилом малого подовження та кінцевими крильцями, при якій забезпечуються прийнятні аеродинамічні характеристики та прийнятна подовжня статична стійкість і керованість ЛА, а аеродинамічна якість підвищена приблизно на 3 одиниці по-порівнянню з крилом без кінцевих аеродинамічних поверхонь.

Інтерференція крила малого подовження з повітряним гвинтом в найвищому ступені виявляє себе в компоновці "арочне крило – штовхаючий повітряний гвинт". У відомих роботах В.П. Пустовойтова, М.А. Орлова, М.Н. Міргазова, В.Ф. Сягаєва, С.Н. Зайцева, А.А. Дергачова, А.А. Давтаняна на

основі дослідження ародних крил в аеродинамічних трубах були отримані важливі відомості про характер протікання залежностей сумарних аеродинамічних сил і моментів, що діють на такого роду крило, від кута атаки, а також був досліджений взаємовплив ародного крила і повітряного гвинта. Показано, що система "арочне крило – штовхаючий повітряний гвинт" має унікальні аеродинамічні особливості і є привабливою альтернативою прямому крилу у тому випадку, коли експлуатаційні вимоги обмежують розмах крила до низьких величин або якщо призначення конструкції вимагає великої тривалості польоту при низьких швидкостях.

У роботах [18-21] на основі математичного та натурного моделювання встановлені особливості характеру течії над верхньою поверхнею ародного крила в компоновці "арочне крило – штовхаючий повітряний гвинт", а саме: істотне збільшення піднімальної сили крила і критичного кута атаки за рахунок впливу індуктивного потоку повітря перед повітряним гвинтом, забезпечення значного приросту аеродинамічної якості компоновки в порівнянні з ізольованим ародним крилом. На основі проведених параметричних досліджень отримані залежності аеродинамічної якості компоновки "арочне крило – штовхаючий повітряний гвинт" і тягових характеристик повітряного гвинта від місця розташування гвинта в каналі крила.

Оригінальний проект літака вертикального зльоту та посадки з вертикальним положенням фюзеляжу був запропонований Ч. Ціммерманом в 1933 р. і оформлений у патентній заявці в 1938 р. Особливістю його компонування є використання крила малого подовження ($\lambda=1$), майже круглої форми в плані з двома гвинтами великого діаметра, встановленими з перекриттям у гондолах на кінцях крила. Гвинти обертаються в сторони, протилежні напрямку обертання вихорів, що сходять з кінців крила. Таке розміщення гвинтів повинне було значно зменшити індуктивний опір системи "гвинт-крило" і в результаті одержати аеродинамічну якість 4, що дозволяло, по-перше, досягати великих швидкостей польоту, а по-друге, істотно розширити діапазон швидкостей горизонтального польоту за рахунок зменшення мінімальної швидкості [22, 23]. Передбачалося, що такий літак зможе робити вертикальний зліт і посадку, літати на режимі висіння подібно вертольоту та разом з тим буде мати максимальну швидкість польоту до 800 км/год. Посадка на режимі авторотації з непрацюючими двигунами, можлива для вертольота, не допускалася для такого літака через більше, ніж у вертольотів, навантаження на ометену гвинтами площу та, відповідно, дуже великих швидкостей зниження. Проведені в NASA дослідження повітряних гвинтів показали, що може бути знайдене компромісне рішення, тобто може бути створений гвинт, що одержав назву "ненавантажений пропелер", для якого можна одержати досить високий відносний КПД на режимах вертикального зльоту й посадки та разом з тим високий КПД у горизонтальному польоті ($\eta = 0,65 \dots 0,85$) до швидкостей, що відповідають числу $M = 0,8$. Було

встановлено, що в діапазоні швидкостей польоту від 0 до 400 км/ч зміни швидкості обертання гвинтів не потрібно, при збільшенні швидкостей від 400 до 640 км/ч бажано, а при швидкостях більше 640 км/ч – необхідно. Керування в горизонтальному польоті повинне забезпечуватися, як у звичайного літака, за допомогою аеродинамічних поверхонь; на режимах зльоту та посадки аеродинамічні рули повинні зберігати ефективність, тому що вони розташовані в потіці від гвинтів.

Після проведення випробувань масштабних моделей в аеродинамічних трубах фірмою "Чанс-Воут" був побудований в 1941 р. експериментальний літак V-173, який через незвичайне компоновання та особливостей його аеродинамічної схеми було вирішено випробувати в аеродинамічній трубці науково-дослідного центру ім. Ленглі. Експериментальний літак V-173 почав проходити льотні випробування в 1942 р., вони тривали до 1947 р. Обмежена потужність установлених на літаку поршневіх двигунів, навіть при використанні величезних трилопатевих гвинтів діаметром 5,03 м, не могла забезпечити вертикальний зліт, але давала можливість літати з мінімальною швидкістю – усього 56 км/год. При злітній масі 1365 кг створювана обома гвинтами максимальна тяга не перевершувала 910 кг, що не забезпечувало вертикальний зліт, тому для зльоту з розбігом літак був постачений спеціальним шасі з довгими головними опорами, за допомогою яких при зльоті фюзеляж займав положення під кутом -40° до ВПП, що дозволяло робити зліт з коротким розбігом, усього 60 м, і посадку з дуже малим пробігом. Під час літних випробувань в 1942-1947 р. було виконано 210 польотів і були продемонстровані досить задовільні характеристики керованості при малих швидкостях польоту. При зустрічному вітрі 46 км/ч літак міг підніматися вертикально, у польотах досягалася швидкість 222 км/ч і висота 1524 м [22, 23].

В 1943 р. ВМС США уклали контракт із фірмою "Чанс-Воут" на розробку експериментального палубного винищувача суцільнометалевої конструкції, що отримав позначення XF5U-1. Перший політ був виконаний у січні 1947 р., у наступних польотах була досягнута рекордна для того часу швидкість – 811 км/год на висоті 8800 м. Була продемонстрована можливість вертикального зльоту та польоту на режимі висіння при зменшеній злітній масі.

У той же час, у відомих сучасних публікаціях практично відсутні відомості щодо впливу режиму роботи повітряних гвинтів, форми крила та взаємного розташування повітряних гвинтів та крила на протікання аеродинамічних характеристик такого компоновання, інтерференційний вплив крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках крила вивчено не достатньо повно. Параметричні дослідження геометричних параметрів ае-

родинамічного компоновання крила малого подовження у взаємодії з повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках не проводилися, що актуалізує проведення таких досліджень.

У даній статті для визначення АХ крила малого подовження у взаємодії із повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках крила, з огляду на економію машинного часу розрахунку та достовірність отримуваних результатів пропонується комплексне використання експериментальних методів та числових методів – методу збурених потенціалів (панельного методу Моріно) для визначення потенціалу тілесних елементів компоновання та модифікованого методу дискретних вихорів (ММДВ) для визначення положення вихрового сліду повітряних гвинтів. Такий підхід дозволить поєднати високу достовірність експериментальних при дослідженні фізичної сутності явищ, які відбуваються при обтіканні крила малого подовження у взаємодії з повітряними гвинтами протилежного обертання на бічних крайках крила, високу точність визначення аеродинамічних сил на основі панельного методу Моріно з ефективним та раціональним застосуванням ММДВ при побудові положення вихрової пелени від повітряних гвинтів.

Дана стаття є узагальненням робіт [24-26]. В розробленій методиці визначення аеродинамічних характеристик компоновання крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання на кожному розрахунковому кроці вимагається виконання умови «непротікання» вихровими відрізками пелени, яка сходить з лопатей гвинтового рушія, панелей, на котрі розбивається поверхня мотогондоли. Визначення положення вихрової пелени за крилом малого подовження з урахуванням нелінійності її просторового положення проводиться за допомогою ММДВ. Структурно-логічна схема сумісного розв'язання задачі обтікання з використанням ММДВ і методу збурених потенціалів в розробленій методиці визначення аеродинамічних характеристик, представлена на рис. 1, елементи, які повторюються при розрахунку по крокам за часом, виділені.

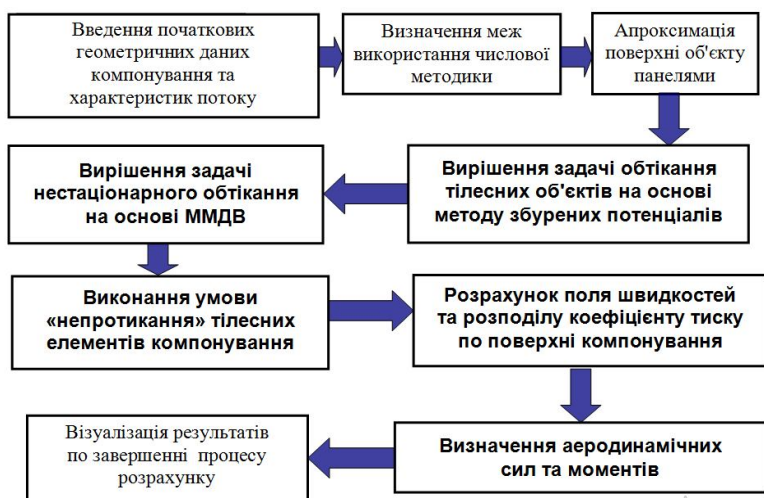


Рис. 1. Структурно-логічна схема сумісного розв'язання задачі обтікання з використанням ММДВ і методу збурених потенціалів

Експериментальні дослідження аеродинамічної інтерференції гвинтових рушіїв і планера літака ускладнені.

При фізичному моделюванні аеродинамічних компонувань з повітряними гвинтами, крім виконання вимог відповідності чисел Рейнольдса та Маха, необхідно витримати відповідність ще безрозмірного параметру – навантаження на площу, що омітається гвинтом:

$$B = P / (q_{\infty} F_{z\theta}),$$

де $q_{\infty} = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 / 2$ – розмірний коефіцієнт швидкісного напору;

$\rho_{\infty}, V_{\infty}$ – густина та швидкість незбуреного потоку;

$F_{z\theta} = \pi d_{z\theta}^2 / 4$ – площа, що омітається гвинтом;

$d_{z\theta}$ – діаметр гвинта.

При моделюванні роботи повітряного гвинта необхідно враховувати безрозмірні параметри $\bar{\alpha}$ і $\bar{\beta}$, які знаходяться із співвідношень:

$$P_{z\theta} = \bar{\alpha} \rho n_c^2 d_{z\theta}^4;$$

$$N = \bar{\beta} \rho n_c^3 d_{z\theta}^5,$$

де $\bar{\alpha}$ – коефіцієнт тяги повітряного гвинта,

$\bar{\beta}$ – коефіцієнт потужності гвинта,

$P_{z\theta}$ – тяга гвинта,

N – потужність гвинта,

n_c – кількість обертів гвинта в секунду.

При моделюванні роботи повітряного гвинта необхідно задовольнити наступним вимогам:

$$\bar{\alpha} = \text{idem}, \bar{\beta} = \text{idem}, \lambda = \text{idem},$$

де $\lambda = V / (n_c d_{z\theta})$ – визначальний коефіцієнт швидкості.

Подібність по в'язкості та по стисливості повітря розглядається відносно лопатей повітряного гвинта. З умови відповідності чисел Рейнольдса для подібних радіусів натурального гвинта та його моделі:

$$\omega_{\text{моделі}} = \omega \left(\frac{r}{r_{\text{моделі}}} \right) \left(\frac{b}{b_{\text{моделі}}} \right),$$

де $\omega = 2\pi n_c$ – кутова частота обертання гвинта.

Виконання умови подібності по в'язкості та по стисливості повітря потребує при випробуваннях моделей гвинтів створення більших кутових частот, при яких впливом стисливості повітря знехтувати вже не можна.

Необхідність виконання умови відповідності чисел Маха:

$$\omega_{\text{моделі}} = \omega \left(\frac{r}{r_{\text{моделі}}} \right)$$

створює суттєву проблему.

Складність експериментального дослідження аеродинамічної інтерференції гвинтових рушіїв і

планера літака також обумовлена необхідністю виміру приросту аеродинамічних навантажень порядку малості нижче першого, оскільки в експерименті необхідно визначити не самі величини піднімальної сили, сили лобового опору від обдування, а їх збільшення для різних положень повітряного гвинта відносно крила. Ця особливість накладає свої вимоги як до експериментального обладнання та вимірювальних пристроїв, так і до методики проведення експерименту.

Неможливість забезпечення одночасного виконання подібності по в'язкості та стисливості повітря при експериментальних дослідженнях аеродинамічної інтерференції гвинтових рушіїв і планера літака, технічні складності проведення та висока вартість таких досліджень обумовлює порівняно малу кількість публікацій, присвячених моделюванню руху ЛА з працюючими повітряними гвинтами [27-29]. Дослідження впливу струменів від повітряних гвинтів проводилися раніше на великомасштабних моделях літаків в великих АДТ (ЦАГИ Т-101). Однак такі дослідження закінчувалися, як правило, після початку льотних випробувань (що обумовлено складністю технічного завдання), тому результати експериментальних досліджень запізнювалися для аналізу забезпечення безпеки початкових випробувальних польотів літака [29]. Це, в свою чергу, актуалізує проведення експериментальних досліджень аеродинамічного компонування крила малого подовження у взаємодії з повітряними гвинтами, обумовлює необхідність використання чисельних методів аеродинаміки.

Як відомо, АДТ є високоточним приладом, призначеним для отримання аеродинамічних характеристик з максимально можливою достовірністю. Досконалість АДТ як приладу залежить від якості повітряного потоку в робочій частині та від точності приладів, які вимірюють аеродинамічні навантаження та параметри потоку [30, 31]. АДТ малих дозвукових швидкостей Т-1 Харківського національного університету Повітряних Сил безперервної дії з відкритою робочою частиною призначена для дослідження аеродинамічних характеристик моделей літаків на режимах зльоту, посадки та малих швидкостей польоту.

Обґрунтування достовірності результатів розрахунку проведено шляхом порівняння результатів розрахунку за створеною методикою з даними проведених фізичних експериментів, фізичними експериментами та числовими розрахунками інших авторів і аналітичними розв'язаннями.

Аналіз представлених залежностей [8&] дозволив зробити висновок про кількісно добре співпадіння відомих та отриманих експериментальних даних, що свідчить про працездатність розробленої методики для визначення аеродинамічних характеристик повітряних гвинтів.

Характерною рисою компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами є відсутність елементів, на які не впливають гвинти. Ця особливість істотно ускладнює проведення та автоматизацію експерименту в аеродинамічній трубі,

оскільки існують проблеми забезпечення критеріїв подібності для працюючого повітряного гвинта; складність досягнення ідеального балансування гвинтів з жорстким приводом спричиняє наявність вібрації, рівень якої залежить від неконтрольованих факторів; неможливість знехтувати наявністю впливу тілесних елементів компонування на лопаті повітряних гвинтів; складність безпосереднього виміру тяги та крутного моменту повітряних гвинтів.

Таким чином, можливості проведення вагового експерименту в аеродинамічній трубі обмежені, що робить доцільним комбіноване використання експериментальних і чисельних методів аеродинаміки.

Для визначення впливу кута атаки компонування та режиму роботи повітряних гвинтів на несучі властивості компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання було обрано компонування двох чотирьохлопатевих повітряних гвинтів, складених з лопатей повітряного гвинта СДВ-1 та прямого крила подовженням 1, 2, 4 одиниці, панельна модель компонування представлена на рис. 2.

На рис. 3-5 представлені отримані за розробленою методикою залежності коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили крила подовженням 1 одиниця від коефіцієнту лобового опору та режиму роботи повітряних гвинтів (коефіцієнту навантаження на площу повітряного гвинта B) при числах $Re = 116500$ та $Re = 1165000$, розрахованому по хорді крила.

Аналіз представлених залежностей (рис. 3-5) та залежностей для крил інших подовжень та чисел Re дозволив сформулювати полумпіричні формули залежностей коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили від кута атаки компонування та режиму роботи повітряних гвинтів

На рис. 6-13 представлені отримані за розробленою методикою поля індуктивних швидкостей за компонуванням. Аналіз поля індуктивних швидкостей на рис. 6-10 дозволяє зробити висновок про те, що наявність крила, яке обдувається закрученими у протилежні сторони струменями від повітряних гвинтів, призводить до суттєвої несиметричності в площині ZOX у порівнянні з ізольованими гвинтами (рис. 11-13), та, головне, до зниження інтенсивності кінцевих вихорів крила.

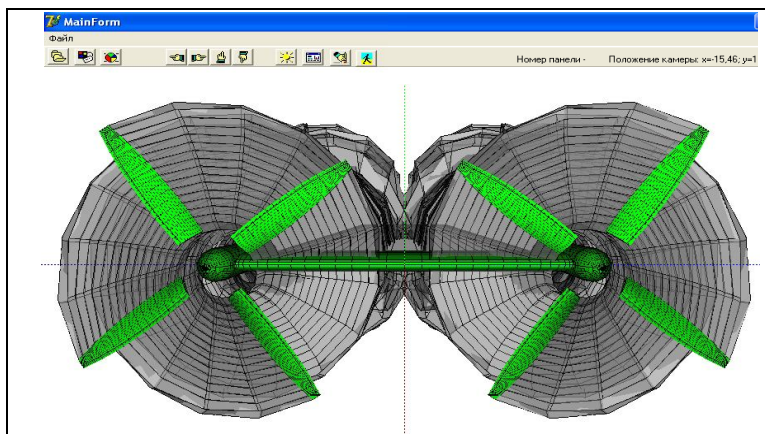


Рис. 2. Панельна модель компонування чотирьохлопатевих повітряних гвинтів протилежного обертання, мотогондולי та прямого крила

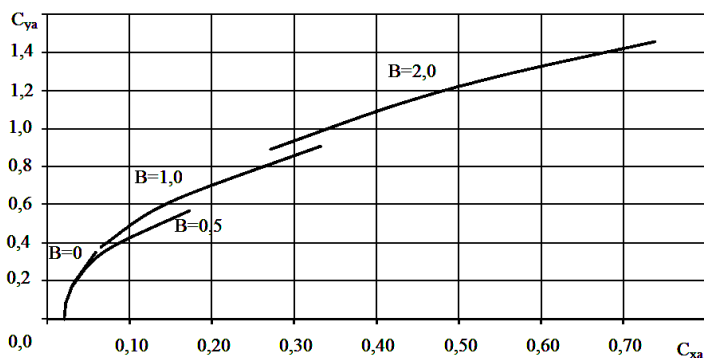


Рис. 3. Залежність коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили крила від коефіцієнту лобового опору та режиму роботи повітряних гвинтів при $Re = 116500$

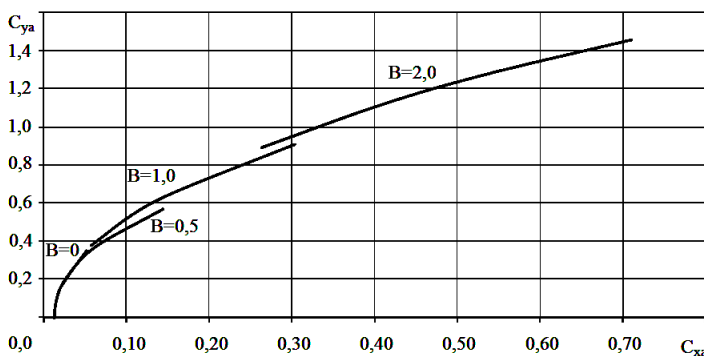


Рис. 4. Залежність коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили крила від коефіцієнту лобового опору та режиму роботи повітряних гвинтів при $Re = 116500$

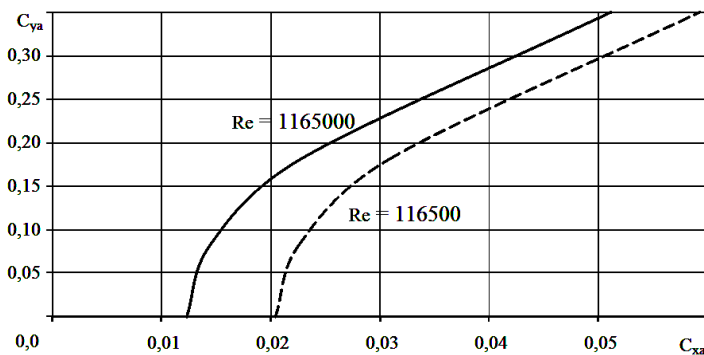


Рис. 5. Залежність коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили ізольованого крила від коефіцієнту лобового опору при $Re = 116500$

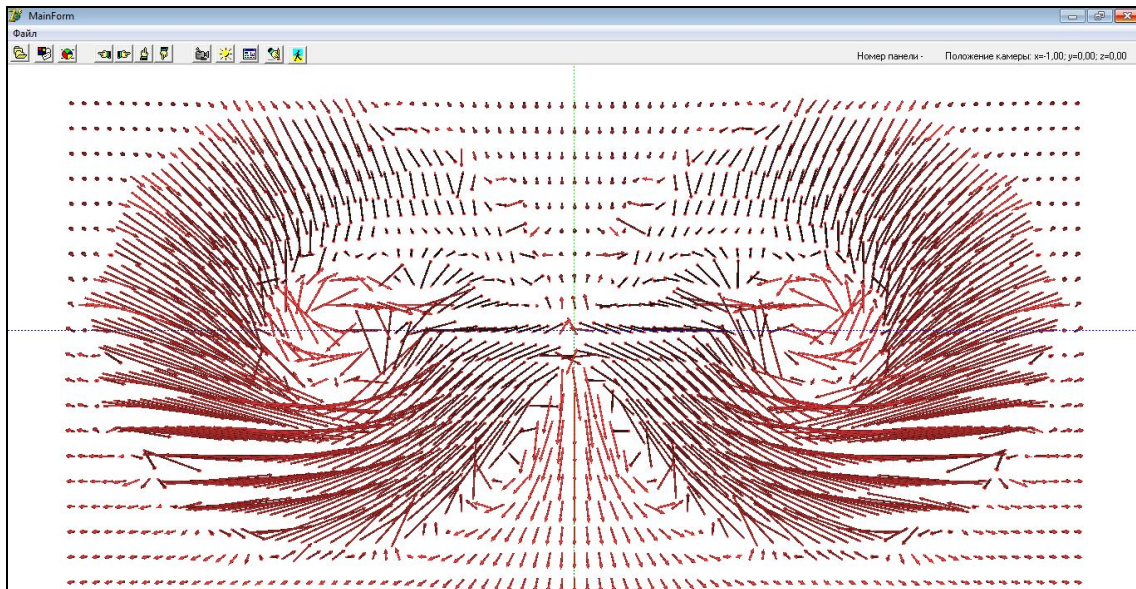


Рис. 6. Поле швидкостей при $\alpha=0^\circ$, $B=1$ ($C_{ya}=0,097$)

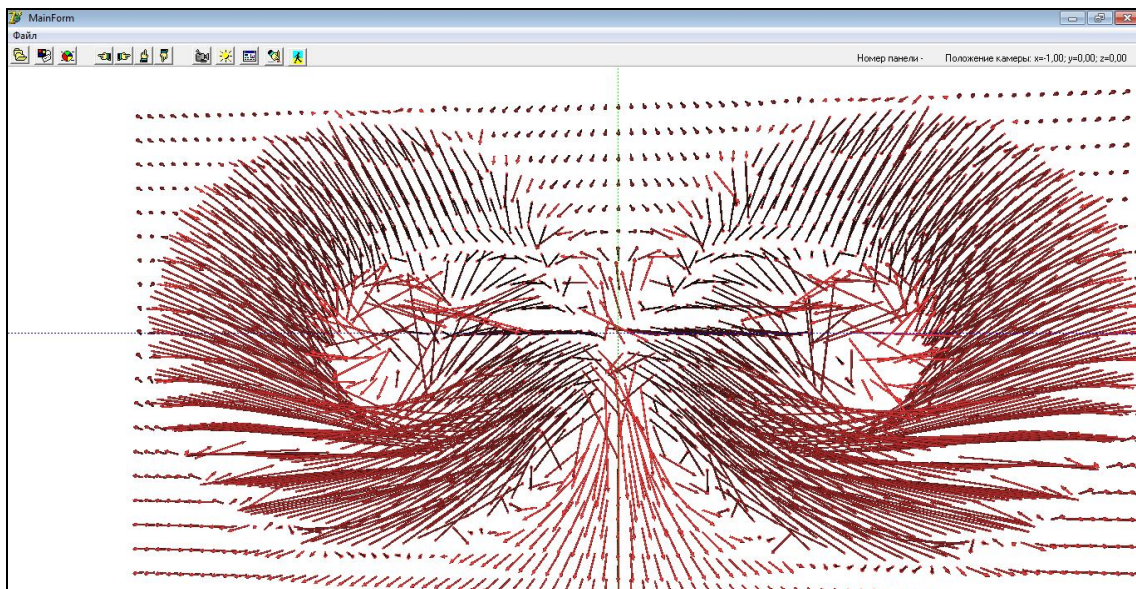


Рис. 7. Поле швидкостей при $\alpha=0^\circ$, $B=2$ ($C_{ya}=0,1728$)

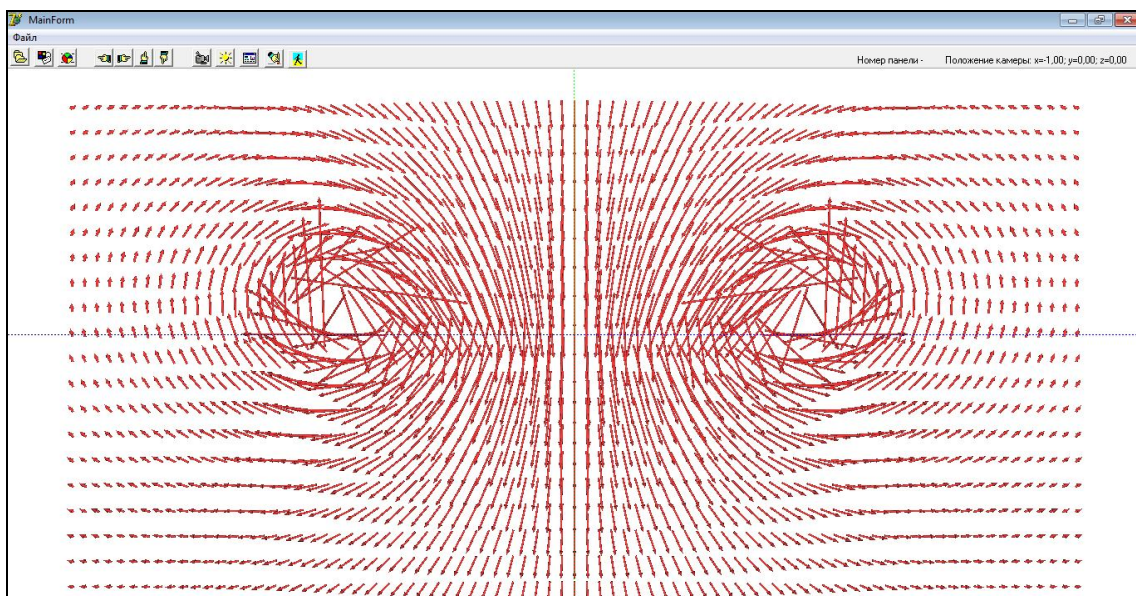


Рис. 8. Поле швидкостей при $\alpha=10^\circ$, $B=0$

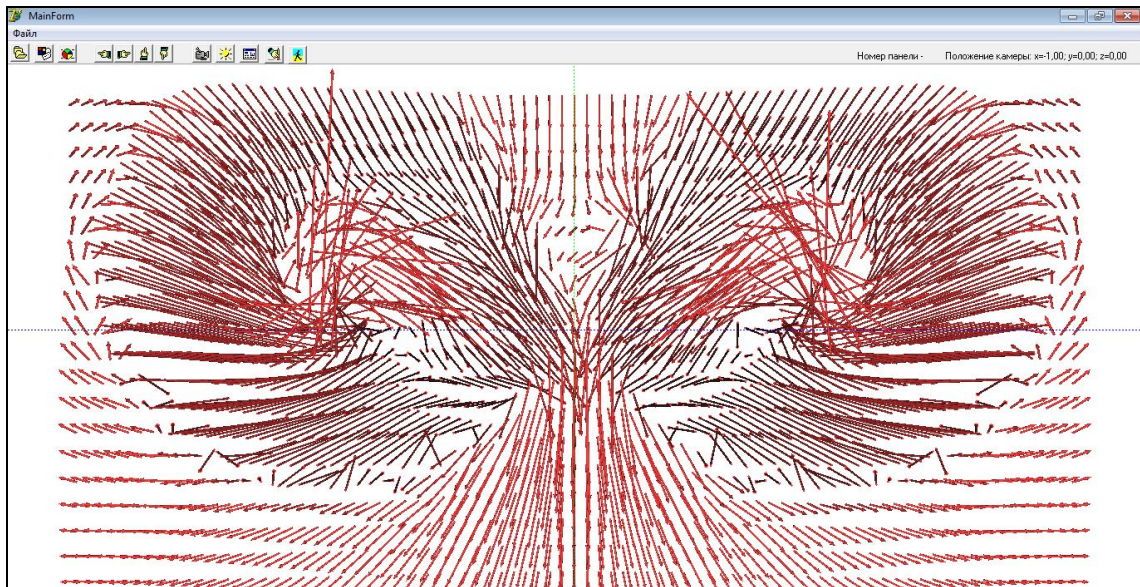


Рис. 9. Поле швидкостей при $\alpha=10^\circ$, $B=1$

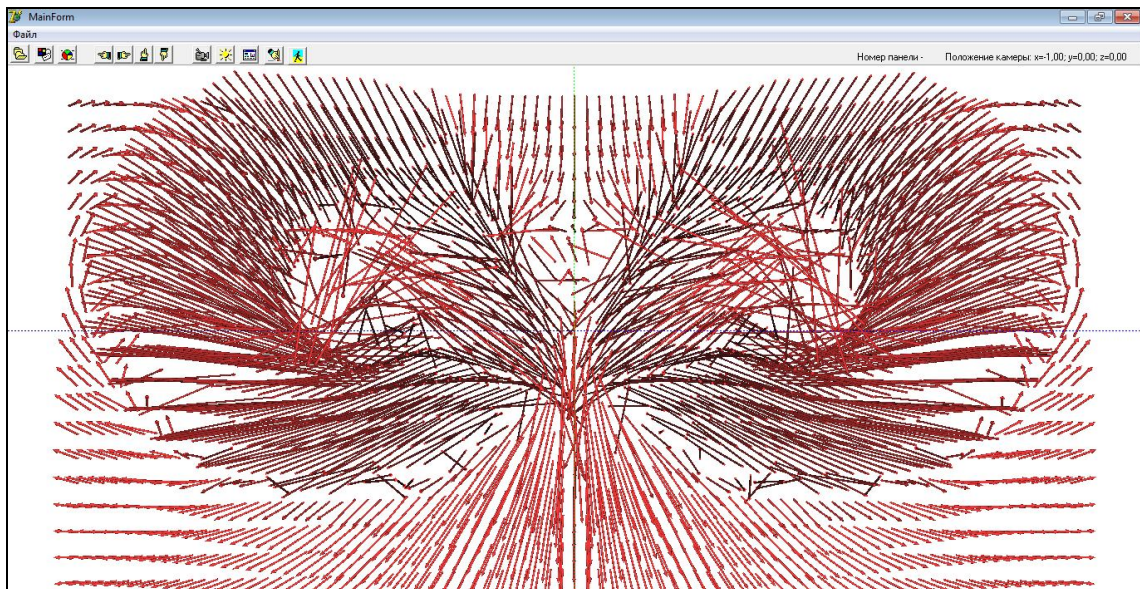


Рис. 10. Поле швидкостей при $\alpha=10^\circ$, $B=2$

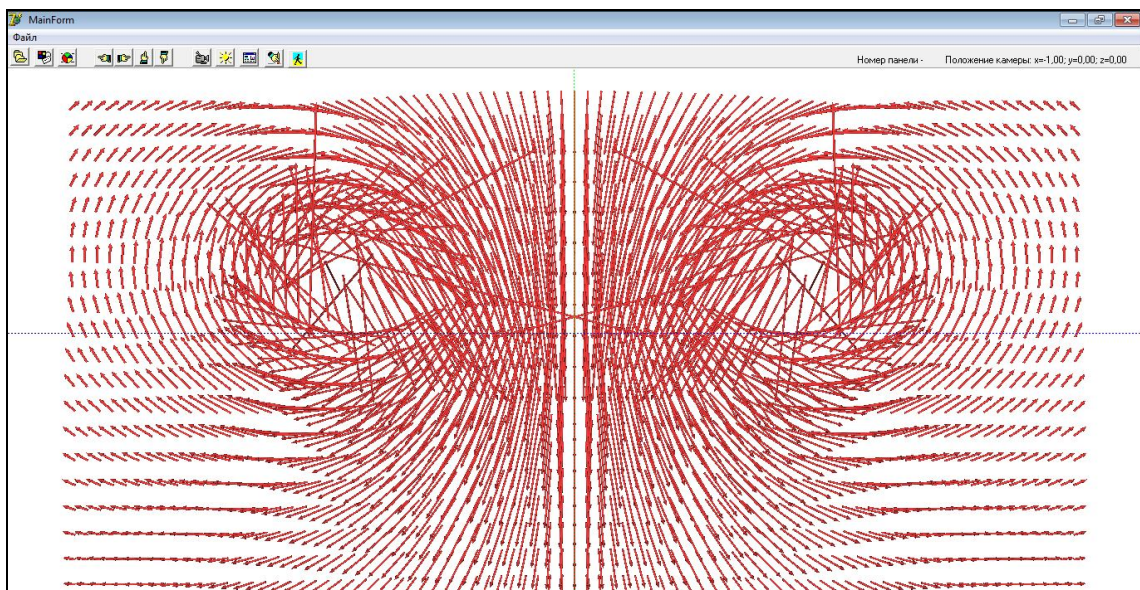
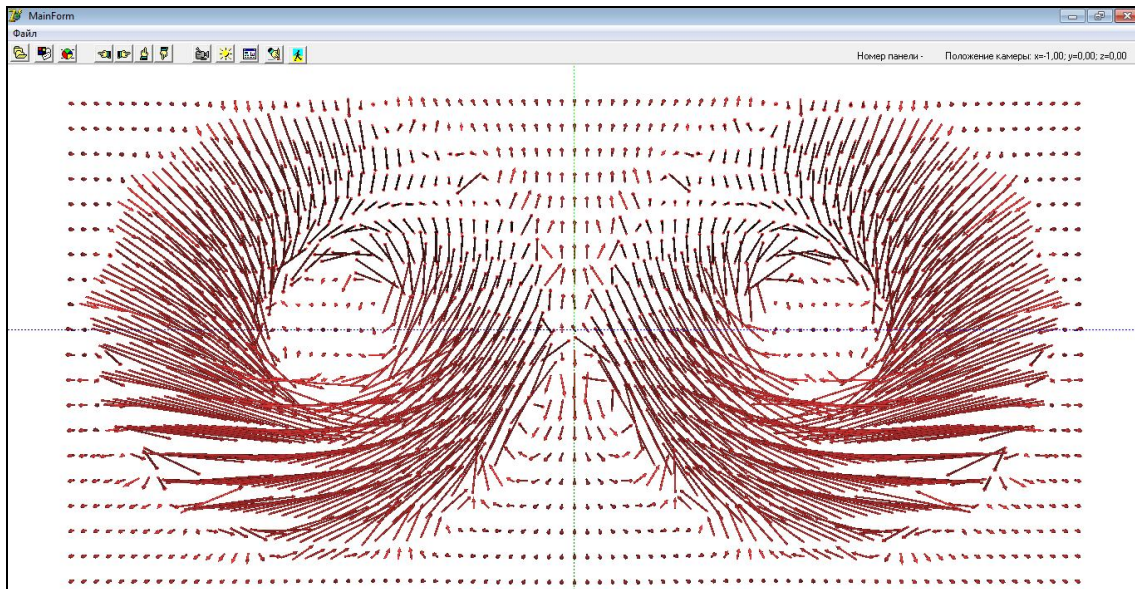
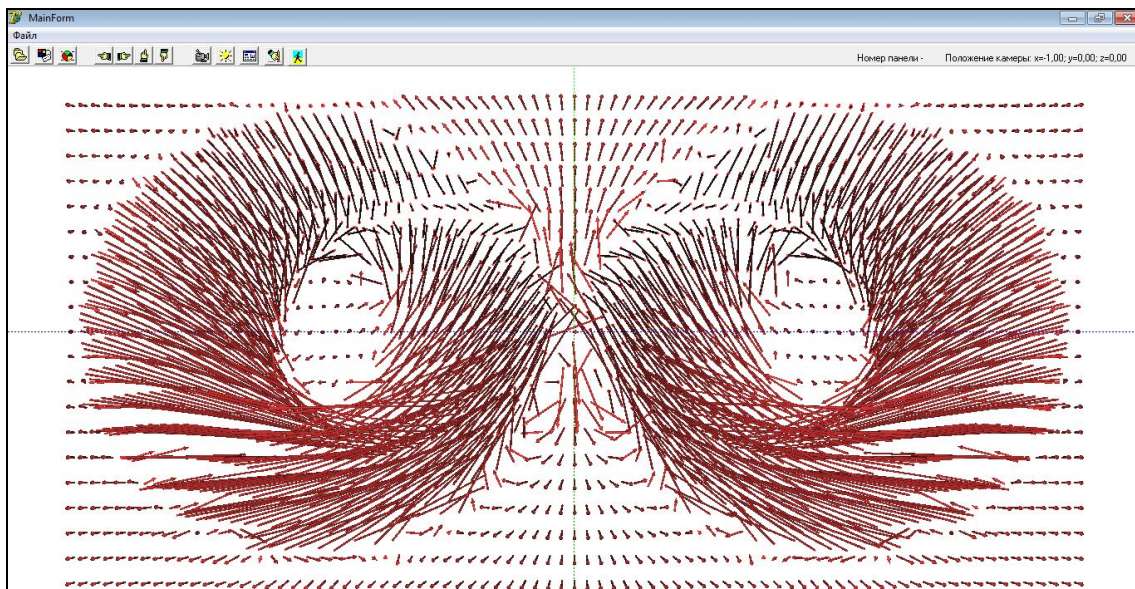


Рис. 11. Поле швидкостей при $\alpha=20^\circ$, $B=0$

Рис. 12. Поле швидкостей при $\alpha=0^\circ$, $V=1$ (ізолювані гвинти)Рис. 13. Поле швидкостей при $\alpha=0^\circ$, $V=2$ (ізолювані гвинти)

Зниження інтенсивності кінцевих вихорів крила призводить до зниження індуктивного опору компонування, та, як наслідок, до збільшення швидкості польоту.

Характер течії не має протиріч з відомим характером течії за крилом малого подовження. Близько розташовані повітряні гвинти суттєво взаємовпливають один на інший.

Так, порушується симетричність закручених струменів за повітряними гвинтами (рис. 11-13), виявлено поява вторинних вихорів при зустрічному русі закручених струменів за повітряними гвинтами. При цьому зі збільшенням навантаження на повітряні гвинти (збільшенням коефіцієнту V) збільшується несиметричність закручених струменів за повітряними гвинтами та інтенсивність вторинних вихорів.

Встановлені залежності аеродинамічних характеристик компонування крила малого подовження з

повітряними гвинтами протилежного обертання від геометричних та кінематичних параметрів компонування дозволили отримати полуемпіричні формули залежності коефіцієнту аеродинамічної підйомної сили від геометричних та кінематичних параметрів компонування для інших подовжень та звужень крил, та можуть бути основою для розробки рекомендацій з вибору раціональних геометричних параметрів аеродинамічного компонування крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання.

Висновки

В результаті комплексного теоретичного та експериментального дослідження вирішено наукове завдання встановлення залежності аеродинамічних характеристик компонування винищувача БПЛА, а саме крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання від геометричних та

кінематичних параметрів компоновання, важливої при створенні безпілотної авіаційної техніки військового призначення. Для вирішення цього завдання розроблено теоретико-експериментальну методику визначення аеродинамічних характеристик компоновання крила малого подовження з повітряними гвинтами протилежного обертання, яка на відміну від відомих комплексно використовує експеримен-

тальні (для визначення меж використання числових методів та верифікації даних числових експериментів) та числові (для параметричних досліджень) методи аеродинаміки.

Розроблена методика є основою підвищення обґрунтованості рекомендацій з поліпшення льотно-технічних характеристик компоновань безпілотної літальних апаратів.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В.С. Фетисов, Л.М. Неугодиноква, В.В. Адамовский, Р.А. Красноперов; Под ред. В.С. Фетисова. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.
2. Малогабаритные беспилотные авиационные комплексы: [монографія] / [Башинский В.Г., Бзот В.Б. та ін., всього 9 авторів]. – Запоріжжя: «АО Моторсiч», 2014. – 262 с.
3. Rankine W.J. On the Mechanical Principles of the Action of Propellers / Rankine W.J. // Transactions Institute of Naval Architects. – Volume VI. – 1865. – P. 13-39.
4. Аэродинамика. Том IV. Прикладная теория крыла и фюзеляжа самолета; теория воздушного винта; влияние воздушного винта на части самолета. Под ред. Дюрэнда В.Ф. ред. пер. В.В. Голубев. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1940. – 462 с.
5. Wood D.H., Bioletti C. Tests of Nacelle-Propeller Combinations in Various Positions with Reference to Wings. Part VI. Wings and Nacelles with Pusher Propeller. NASA TR-507, 1934. – P. 619-649.
6. Борин А.А. Влияние обдувки частей самолета струей от винта на характеристики взлета и разбега / Борин А.А. // Труды ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. Отдел ЦАГИ, 1970. – Вып. 1278. – 16 с.
7. Золотко Е.М. Подъемная сила крыла, обдуваемого струей от винтов, при изменении коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь от 0 до ∞ / Золотко Е.М. // Труды ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. Отдел ЦАГИ, 1984. – Вып. 2235. – С. 3-10.
8. Труды ЦАГИ, вып. 1312, 1971. Наумов С.Я., Пустовойтов В.П., Руденя В.И. Методика расчета влияния воздушных винтов на аэродинамические характеристики самолета. – 40 с.
9. Українець Е.А. Аэродинамические характеристики несущих систем летательных аппаратов с соосными винтовыми двигателями / Українець Е.А. // Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01. – К.: КМУЦА, 1998. – 148 с.
10. Миргород Ю.І. Дослідження впливу кількості лопатей на ступінь нестационарності струменя за гвинтовим рушієм / Миргород Ю.І., Калкаманов С.А., Українець Є.О. // Зб. наук. праць Харківського інституту льотчиків – Х.: ХІІ, 1998 – Вып. 2 – С. 44-47.
11. Гоцак В.В. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик складних компоновань / Гоцак В.В., Українець Є.О. // Збірник наукових праць ХІ ВПС – Х.: ХІ ВПС, 2003. – Вып. 1 (9) – С. 11-16.
12. Деришев С.Г. Аэродинамическая интерференция воздушных винтов и планера двухдвигательного самолета / Деришев С.Г. // Дис. ... канд. техн. наук: 01.02.05. – Новосибирск, 2000. – 171 с.
13. Лемко О.Л. "Летающие крылья". История и возможные пути развития / Лемко О.Л. – К.: НЦ ВВС ВСУ, 2002. – 91 с.
14. Луков Г.И. Исследование при малых скоростях физической картины распределения завихренности потока около моделей самолета схем «бесхвостка» и «утка» с крылом малого удлинения / Луков Г.И., Киселева А.М. // Труды ЦАГИ. – 1987. – Вып. 2341. – С. 3-29.
15. Degani D. Thin us full Navier-Stokes computation for high – angle – of - attack aerodynamics / Degani D., Mareus S.W. // AIAA Journal. – 1997. – Vol 35, №3. – P. 565-567.
16. Коваль М.О. Аеродинамічні компоновки перспективних літаків вертикального зльоту та посадки / Коваль М.О., Калкаманов С.А., Чигрин Р.М. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сборник научных трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков: НАКУ, 2004. – Вып. 36(1). – С. 37-42.
17. Калкаманов С.А. Методика расчета обтекания дискообразного крыла потоком идеальной жидкости / Калкаманов С.А., Чигрин Р.М. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – НАКУ «ХАИ», 2003. – Вып. 21. – С. 63-66.
18. Корнієнко А.П. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик системи "арочне крило – штовхаючий гвинт" / Корнієнко А.П., Українець Є.О., Мокрий Ю.В. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. трудов. – Харьков: НАКУ "ХАИ", 2004. – Вып. 39 (4). – С. 71-79.
19. Корнієнко А.П. Экспериментальные исследования характера обтекания изолированных прямого и арочного крыльев / Корнієнко А.П. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", 2005. – № 42(3). – С. 118-123.
20. Корнієнко А.П. Экспериментальные исследования картины распределения давления по поверхности арочного крыла в системе "арочное крыло – толкающий воздушный винт" / Корнієнко А.П. // Збірник наукових праць ХУПС. – Харків: ХУ ПС, 2005. – Вып. 5(5). – С. 10-13.
21. Корнієнко А.П. Оценка влияния относительного положения воздушного винта на аэродинамические характеристики комбинации "арочное крыло – воздушный винт" / Корнієнко А.П., Леонтьев А.Б., Українець Е.А. // Системы обработки информации. – Харків: ХУ ПС, 2006. – Вып. 4 (53). – С. 87-94.
22. Кудишин И.В. Раритеты американской авиации / Кудишин И.В. – М.: АСТ, 2001. – 160 с.
23. Ружицкий Е.И. Американские самолеты вертикального взлета / Ружицкий Е.И. – М.: Астрель АСТ, 2000. – 193 с.
24. Українець Е.А. Аэродинамические характеристики несущих систем летательных аппаратов с соосными винтовыми двигателями // Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01. – К.: КМУЦА, 1998. – 148 с.

25. Гоцак В.В. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик складних компоновань / В. В. Гоцак, Є.О. Українець // Збірник наукових праць ХІВПС. – Харків: ХІВПС. – 2003. – Вип. 1(9). – С. 11 – 16.
26. Гоцак В.В. Синтез методу збурених потенціалів та методу дискретних вихорів для розрахунку нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик літаків / В.В. Гоцак // Збірник наукових праць ХУПС. – Харків: ХУПС. – 2005. – Вип. 3(3). – С. 29 – 31.
27. Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика / А.Н. Радциг. – М.: МАИ, 2004. – 296 с.
28. Miranda, L.R. and Brennan, J.E.: "Aerodynamic effects of wing tip mounted propellers and turbines", AIAA 86-1802, 1986, pp. 221-228
29. И.С.Васин Исследование влияния струй от воздушных винтов на аэродинамические характеристики самолета // Научный вестник МГТУ ГА. – № 151. – 2010. – С. 39-43.
30. Радциг А.Н. Модельный эксперимент в аэродинамических трубах / А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков. – М.: Изд-во МАИ, 1992. – 65 с.
31. Журавлев В.Н. Аэродинамический комплекс ХАИ – основные этапы развития и научной деятельности [текст] / В.Н. Журавлев – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 156 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Є. О. Українець

Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Received (Надійшла) 12.04.2019

Accepted for publication (Прийнята до друку) 05.06.2019

Аэродинамическая компоновка истребителя БПЛА для защиты локально ограниченного пространства

Е. В. Спиркин

Статья посвящена решению актуальной научной задачи синтеза аэродинамической компоновки истребителя малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. Проведенный анализ БПЛА свидетельствующий об усилении роли беспилотной авиации в мире. Изложена методика проведения экспериментальных исследований компоновок летательных аппаратов в аэродинамических трубах. Представлена разработанная методика определения аэродинамических характеристик компоновок, содержащий комплексное использование экспериментальных методов и численных методов - метода возмущенных потенциалов. Установлены зависимости аэродинамических характеристик компоновки крыла малого удлинения с воздушными винтами противоположного вращения от геометрических и кинематических параметров компоновки. Анализ установленных зависимостей позволяет сделать вывод о количественно хорошее совпадение известных и полученных экспериментальных данных, свидетельствует о работоспособности разработанной методики для определения аэродинамических характеристик воздушных винтов. Характерной чертой компоновки крыла малого удлинения с воздушными винтами является отсутствие элементов, на которые не влияют винты. Эта особенность существенно затрудняет проведение и автоматизацию эксперимента в аэродинамической трубе, поскольку существуют проблемы обеспечения критериев подобия для работающего воздушного винта; сложность достижения идеальной балансировки винтов с жестким приводом вызывает наличие вибрации, уровень которой зависит от неконтролируемых факторов; невозможность пренебречь наличием влияния телесных элементов компоновки на лопасти воздушных винтов; сложность непосредственного измерения тяги и крутящего момента воздушных винтов. Такой подход позволит совместить высокую достоверность экспериментальных при исследовании физической сущности явлений, высокую точность определения аэродинамических сил при построении положения вихревой пелены от воздушных винтов. Установлены зависимости является основой для разработки рекомендаций по выбору рациональных геометрических параметров аэродинамической компоновки крыла малого удлинения с воздушными винтами противоположного вращения.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, истребитель, аэродинамические характеристики, аэродинамическая компоновка, воздушный винт, воздушное пространство.

Aerodynamic layout of ship-based fighter for fight with UAVs

E. Spirkin

The developed method of determination of aerodynamic characteristics of layouts, which contains complex use of experimental methods and numerical methods - the method of perturbed potentials, is presented. The dependences of the aerodynamic characteristics of the layout of the wing of small elongation with the propellers of opposite rotation on the geometric and kinematic parameters of the layout are established. The analysis of the established dependences allows us to conclude that the well-known and obtained experimental data are well-coincidental, indicating the performance of the developed methodology for determining aerodynamic characteristics of air propellers. A characteristic feature of the layout of the wing with small propellers is the absence of elements that are not affected by the screws. This feature greatly complicates the conduct and automation of the experiment in the aerodynamic tube, since there are problems of providing similarity criteria for the operating air screw; the difficulty in achieving an ideal balancing of hard drive screws causes the presence of vibration, the level of which depends on uncontrolled factors; the impossibility of neglecting the presence of the influence of the physical elements of the layout on the blade of air screws; complexity of direct measurement of thrust and torque of air propellers. This approach will combine the high reliability of the experimental in the study of the physical nature of phenomena, high accuracy of the determination of aerodynamic forces in the construction of the position of the vortex harness from the air propellers. Dependent dependencies are the basis for developing recommendations on the choice of rational geometric parameters of the aerodynamic layout of the wing of small elongation with the air screws of opposite rotation.

Keywords: unmanned aerial vehicle, fighter, aerodynamic characteristics, aerodynamic layout, propeller air space.