

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кривохатько Ілля Станіславович

УДК 629.735.33

**МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»**

05.07.01 – аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2015

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі приладів та систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Сухов Віталій Вікторович,
Національний технічний університет України «КПІ»,
професор кафедри приладів та систем керування
літальними апаратами.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Ударцев Євген Павлович,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри аеродинаміки та льотної експлуатації;

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник
Мороз Володимир Васильович,
Інститут гідромеханіки Національної академії наук
України, завідувач відділу інформаційних систем в
гідроаеромеханіці та екології

Захист відбудеться «01» жовтня 2015 р. о 15 год. 20 хв. на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05 Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України за адресою: 03058, м. Київ, проспект Комарова, 1, корпус 9, ауд. 209.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, пр. Космонавта Комарова 1.

Автореферат розісланий «31» серпня 2015 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д26.062.05
кандидат технічних наук, доцент

 Козлова Т.В.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. В зв'язку із широким застосуванням в різних галузях світової економіки безпілотних літальних апаратів перед сучасною аеродинамікою постають задачі проектування та оптимізації аеродинамічного обрису нових класів літальних апаратів з урахуванням їх специфіки. Зокрема, це відноситься до безпілотних літальних апаратів класу «мікро» (масою до 5 кг), в тому числі нетрадиційної схеми «тандем», яка набула певного розповсюдження для таких апаратів.

В той час як класична аеродинамічна схема досконально досліджена, для схеми «тандем» існуючий метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату на початкових стадіях його проектування не дає прийняттого узгодження з матеріалами експерименту, не враховує ефекти турбулентності і не дозволяє розраховувати бокові характеристики. Це призводить до істотного зростання необхідної кількості експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі, а також льотних випробувань, що супроводжуються ризиком втрати апарату.

Одним з перспективних напрямків подальшого підвищення ефективності схеми «тандем» є використання телескопічного крила, що дозволяє збільшити максимальну аеродинамічну якість літального апарату.

Враховуючи вищесказане, актуальною науково-технічною задачею є створення методу дослідження та розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем», зокрема, класу «мікро».

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертація виконана на кафедрі Приладів та систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» у відповідності до договорів №1 між НТУУ «КПІ» та ДП «ДККБ «Луч» від 04.07.2008 р. та №12 від 19.11.2014 р., та відповідає напрямку науково-дослідної роботи №0114U004361 від 11.06.2014 р. «Дослідження аеродинамічних та конструктивно-технологічних параметрів телескопічного крила безпілотного літального апарату».

Мета і задачі дослідження. Мета дисертаційної роботи полягає у створенні методу визначення аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем» на початкових стадіях проектування.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити **задачі**:

1. Дослідити аналітично та експериментально поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарату схеми «тандем» та розробити метод їх визначення з урахуванням початкового ступеня турбулентності та інтерференції несучих поверхонь.

2. Дослідити аеродинамічні характеристики БЛА схеми «тандем» класу «мікро» з телескопічним крилом.

3. Розробити алгоритм вибору профілів крил літального апарату з урахуванням специфіки схеми «тандем» та низьких чисел Рейнольдса.

4. Визначити критерії подібності вихрових систем для порівняння результатів аеродинамічних випробувань моделей схеми «тандем».

5. Довести метод до інженерного використання та розробити комплекс програм, який дозволить розраховувати аеродинамічні характеристики літального апарату на початкових стадіях проектування.

Об'єкт дослідження – процес обтікання повітрям літального апарату схеми «тандем».

Предмет дослідження – аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем».

Методи дослідження – аналітичні методи визначення аеродинамічних характеристик на основі теоретичної аеродинаміки та попередніх експериментальних даних; числові методи розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса за методом Рейнольдса з використанням різних моделей турбулентності (програмний пакет *Ansys*); експериментальний метод визначення аеродинамічних характеристик моделі апарату в аеродинамічній трубі; методика льотних випробувань.

Наукова новизна отриманих результатів.

1. *Вперше* розроблено аналітично-числовий метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем», що дозволяє розраховувати як поздовжні, так і бокові аеродинамічні коефіцієнти з урахуванням інтерференції переднього та заднього крил при наявності V-подібності крил.

2. *Вперше* визначено критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем», що дозволяють переносити результати розрахунку індуктивного опору моделей при відсутності їх повної геометричної подібності.

3. Новими є результати щодо впливу початкового ступеня турбулентності потоку на інтерференцію крил в схемі «тандем»: при збільшенні ступеня турбулентності негативна інтерференція зменшується; *вперше* визначено поправки на ступінь турбулентності (наприклад, в аеродинамічній трубі) для заднього крила, які відрізняються від поправок для переднього крила.

4. Експериментально виявлено нові закономірності впливу геометричних параметрів ЛА (винесення крила, співвідношення розмахів, кута поперечного V) на аеродинамічні характеристики (максимальну аеродинамічну якість): якщо розмах заднього крила більше, ніж переднього, ефективність поперечного V крила зростає при збільшенні поздовжнього винесення. Причиною є взаємодія і, як наслідок, деформація вільних вихорів переднього та заднього крил.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Запропонований метод дозволяє на початкових стадіях проектування визначати поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарату схеми «тандем» класу «мікро», що забезпечує пришвидшення та здешевлення процесу проектування літального апарату;

2. Метод доведено до інженерного використання, розроблено прикладне програмне забезпечення, що дозволяє визначати аеродинамічні характеристики літального апарату в автоматизованому режимі;

3. Запропоновано порядок побудови аеродинамічного профілю для літального апарату схеми «тандем» в умовах низьких чисел Рейнольдса (патент України №75557), який порівняно з найближчими аналогами забезпечує при

незмінній максимальній аеродинамічній якості приріст максимального коефіцієнту піднімальної сили та зменшення балансувальних втрат;

4. Для заднього крила визначено поправки на ступінь турбулентності, що дозволяє підвищити точність визначення профільного опору на ~20...25 %.

Результати дисертаційної роботи впроваджені при створенні безпілотних літальних апаратів в ДП «ДККБ «Луч» (Акт впровадження від 16.06.2015 р.), в ДП «ДКБ авіації загального призначення» (Акт впровадження від 03.06.2015 р.).

Особистий внесок здобувача. Основні результати дисертаційної роботи отримані здобувачем самостійно. У роботах, опублікованих в співавторстві, здобувачу належить визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів аналітичними, числовими [1, 7, 9, 11] та експериментальними методами [4–7, 12, 14–17], а також розробка аналітичних методів [8, 10, 12, 18].

Апробація результатів. Основні результати досліджень, що включені в дисертацію, докладались та обговорювались на: IV Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 21–22 квітня 2011 р.; VI Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 17–18 квітня 2013 р.; IX Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», м. Київ, 17–18 квітня 2013 р.; XI Міжнародній науково-технічній конференції «AVIA-2013», м. Київ, 21–23 травня 2013 р.; Другій міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми розвитку безпілотних літальних апаратів», м. Київ, 15–17 жовтня 2013 р.; Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», м. Київ, 23–24 жовтня 2013 р.; VII Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 28–29 квітня 2014; науково-технічній конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвяченій «Дню науки-2014», 26–28 травня 2014 р.

Матеріали дисертаційних досліджень опубліковано у 18 журналах та збірниках, з них 7, що входять до переліку фахових видань ДАК МОН України з технічних наук, 1 робота у науковому періодичному виданні іншої держави; загалом – 5 публікацій у наукометричних виданнях. Крім того за результатами роботи одержано 2 патенти на корисні моделі.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, переліку основних скорочень та позначень, чотирьох розділів, висновків, переліку використаних джерел, додатків. Загальний обсяг дисертації становить 140 сторінок, містить 183 рисунки і 28 таблиць. Список використаних джерел містить 72 посилання.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** наведена загальна характеристика роботи, обґрунтована актуальність дисертації, сформульовано мету і завдання досліджень, наукову

новизну і практичну значимість отриманих результатів. Наведені дані про впровадження результатів роботи, її апробації та публікації.

У **першому розділі** проведено аналіз напрямів розвитку безпілотної авіації, зокрема, класу «мікро»; визначено специфіку аеродинаміки даного класу, а саме діапазон льотних чисел Рейнольдса ($1,0 \cdot 10^5 \leq Re \leq 3,0 \cdot 10^5$).

Представлено огляд літальних апаратів схеми «тандем», що з'явилися в останні 50 років, і набули певного поширення серед літальних апаратів класу «мікро». Проаналізовано переваги та недоліки схеми «тандем», узагальнено рекомендації щодо аеродинамічного обрису таких літальних апаратів.

Проведено огляд та аналіз методів визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів схеми «тандем». Показано, що аеродинаміка даної схеми досліджена в значно меншій мірі, ніж традиційної схеми. Насамперед це пов'язано зі складнощами врахування інтерференції між крилами: скосу потоку, турбулізації та уповільнення потоку на задньому крилі.

Класичний метод визначення аеродинамічних характеристик схеми «тандем» як «поліплану» за Прандтлем і Бетцем заснований на наближеному обчисленні невизначених інтегралів, не враховує стягування вихорів до площини симетрії, не розкриває вплив поперечного V у переднього та/або заднього крил, не дає точного узгодження з експериментальними даними. В таких аспектах як характеристики бокового руху, ефективність органів керування, характеристики апарата з телескопічним крилом/крилами, вплив турбулентності переднього крила на характеристики заднього, робіт у відкритих джерелах не знайдено.

Так як схема «тандем» для мікро-БЛА часто використовується через конструктивні обмеження розмаху крил (наприклад, при контейнерному старті) перспективним є використання телескопічного (висувного) крила або крил, аеродинамічні характеристики якого потребують дослідження.

Другий розділ присвячений аналітично-числовому методу визначення поздовжніх та бокових аеродинамічних характеристик БЛА схеми «тандем», зокрема, класу «мікро».

Поздовжні характеристики. Розрахунок запропоновано на основі інтегрування числовими методами за розмахом заднього крила скосу потоку за формулою Біо-Савара, індукованого вихорами переднього крила (рис. 1).

Отримано залежність величини кута скосу потоку в довільній точці A:

$$\Delta \alpha_{\text{окз1}} = - \frac{c_{y1} S_1}{8\pi \sqrt{k_V} l_1} \left[\frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' + z)^2 + y^2} \times \right. \\ \left. \times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right], \quad (1)$$

де c_{y1} і S_1 – коефіцієнт піднімальної сили і площа переднього крила; $k_V = q_2 / q_1 = V_2^2 / V_1^2$ – коефіцієнт гальмування потоку (відомі дослідження); x, y, z – координати, як показано на рис. 1; $l' = l_1 \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta_1} \right) k_d + d_{\text{сп}}$ – відстань у

площині Треффта між вільними вихорами переднього крила з урахуванням їх

стягуювання до площини симетрії (уточнення порівняно з класичним методом); l_1 і η_1 – розмах і звуження переднього крила; $d_{кр}$ – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом; k_d – поправочний коефіцієнт, визначається за відношенням $d_{кр}/l_1$.

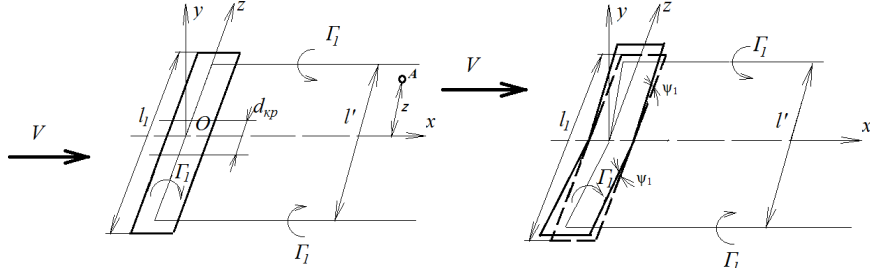


Рис. 1. Визначення швидкості, індукованої вихорами переднього крила

З геометричних міркувань отримані координати x , y , що задаються як функції від z з урахуванням поперечного V (ψ), стрілоподібності (χ) та нежорсткості (h) обох крил

$$x = (l_{x0} - 0,5l'tg\chi_1 + |z|tg\chi_2)\cos\alpha + (y_0 + |z|tg\psi_2 - 0,5l'tg\psi_1 - h_1 + h_2)\sin\alpha, \quad (2)$$

$$y = -(l_{x0} - 0,5l'tg\chi_1 + |z|tg\chi_2)\sin\alpha + (y_0 + |z|tg\psi_2 - 0,5l'tg\psi_1 - h_1 + h_2)\cos\alpha,$$

де h_1, h_2 – згини, відповідно, переднього і заднього крил в зв'язаній системі координат; також є функціями піднімальної сили.

Середній скіс потоку на задньому крилі запропоновано визначати шляхом інтегрування одержаного виразу числовими методами (наприклад, Ромберга або адаптивним), що точніше за наближений розрахунок невизначеного інтегралу

$$\Delta\alpha_{ск21} = \frac{1}{l_2} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta\alpha_{ск21}(z) dz \quad (3)$$

Скіс потоку часто зручно представити у вигляді залежності від кута атаки, для якої запропонований метод дозволяє визначити коефіцієнти

$$\Delta\alpha_{ск21} = \varepsilon_0 + \varepsilon^a \alpha, \quad (4) \quad \varepsilon^a = d\alpha_{ск21}/d\alpha \text{ і } \varepsilon_0 = -\varepsilon^a \alpha_{01}. \quad (5)$$

Коефіцієнт піднімальної сили літального апарата схеми «тандем» дорівнює сумі піднімальних сил двох крил та фюзеляжу

$$c_{y\text{танд}} = c_{y1} \frac{S_1}{S} + c_{y2} \frac{S_2}{S} + c_{y\phi} \frac{S_M}{S}, \quad (6)$$

де $S = S_1 + S_2$ – загальна площа двох крил; $c_{y\phi}$ – коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу (визначається відомими методами); S_M – площа міделю.

Коефіцієнт піднімальної сили заднього крила з урахуванням інтерференції несучих поверхонь запропоновано визначати за наступною залежністю

$$c_{y2} = k_V c_{y\text{нр}2}^a \left(\alpha - \alpha_{02} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф}2}} + \Delta\alpha_{ск21} + \Delta\varphi \right) \cos\psi_2 \cos\chi_2, \quad (7)$$

де $c_{y\text{нр}2}^a$ – похідна для заднього профілю; e_2 , $\lambda_{\text{эф}2}$ – коефіцієнт Освальда та ефективне видовження заднього крила; $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$ – кут деградації, різниця між кутами установлення крил (якщо вимірюються від хорди переднього крила).

При $l_{x0} < 3b_l$ впливом заднього крила на переднє знехтувати не можна, і коефіцієнти піднімальної сили визначаються з системи рівнянь (8)

$$\begin{cases} c_{y1} = c_{y1i3} + c_{y1}^a \Delta\alpha_{ск12} = c_{y1i3} + c_{y1}^a \frac{\Delta\alpha_{ск12}}{c_{y2}} c_{y2}; \\ c_{y2} = c_{y2i3} + c_{y2}^a \Delta\alpha_{ск21} = c_{y2i3} + c_{y2}^a \frac{\Delta\alpha_{ск21}}{c_{y1}} c_{y1}. \end{cases} \quad (8)$$

Метод дозволяє також визначити похідні піднімальної сили за кутом атаки для заднього крила та літального апарата в цілому

$$c_{y2}^a = \frac{1 + \varepsilon^a}{k_V c_{y\text{нр}2}^a \cos\psi_2 \cos\chi_2 + \frac{1}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф}2}}}, \quad (9) \quad c_{y\text{танд}}^a = c_{y1}^a \frac{S_1}{S} + c_{y2}^a \frac{S_2}{S} + c_{y\phi}^a \frac{S_M}{S}. \quad (10)$$

Коефіцієнт поздовжнього моменту системи двох крил відносно центра мас з попередніх формул набуває вигляду (рис. 2):

$$m_z = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left(\alpha - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S} \quad (11)$$

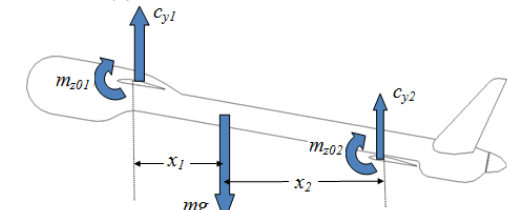


Рис. 2. Визначення коефіцієнту поздовжнього моменту

Ступінь поздовжньої статичної стійкості з (11) визначається

$$m_z^a = c_{y1}^a \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^a \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S}, \quad (12) \quad m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{m_z^a}{c_y^a} = \frac{c_{y1}^a x_1 S_1 - c_{y2}^a x_2 S_2}{(c_{y1}^a S_1 + c_{y2}^a S_2) b_{\text{екв}}} \quad (13)$$

За умови виміру положення центру мас від 0,25 САХ переднього крила ($\bar{x}_{\text{цм}} = \frac{x_1}{b_{\text{екв}}}$), положення фокусу дорівнює $\bar{x}_F = \bar{x}_{\text{цм}} - m_z^{c_y} = -\frac{c_{y2}^a S_2}{c_{y1}^a S_1 + c_{y2}^a S_2} \frac{l_{x0}}{b_{\text{екв}}}$. (14)

Для визначення індуктивного опору (рис. 3) через уточнення коефіцієнту Прандтля запропоновано новий підхід. Так як скіс потоку відрізняється від

обчисленого за формулами Бетца, то і значення коефіцієнта Прандтля відрізняються від обчисленого за класичною формулою (рис. 4).

Тоді коефіцієнт Прандтля обчислюється за виразом

$$\sigma = \frac{\pi \Delta\alpha_{ck21} \cdot l_2}{2 c_{y1} \cdot b_1} \sqrt{k_V} \quad (15)$$

Для малого винесення крил ($l_{x0} < 3b_1$), знехтувати впливом заднього крила на переднє не можна, коефіцієнт Прандтля дорівнює

$$\sigma = \frac{\varepsilon_{12} + \varepsilon_{21}}{8} = \frac{\pi}{2} \left(\frac{\Delta\alpha_{ck12} \cdot l_1}{c_{y2} \cdot b_2} + \frac{\Delta\alpha_{ck21} \cdot l_2}{c_{y1} \cdot b_1} \sqrt{k_V} \right) \quad (16)$$

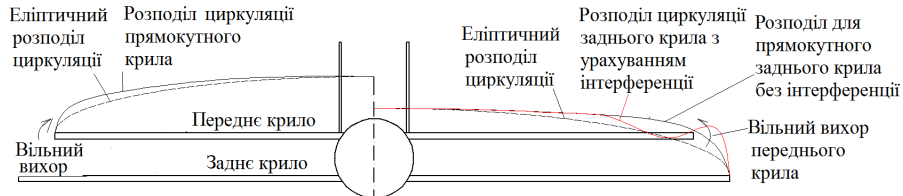


Рис. 3. Розподіл циркуляції за розмахами крил в схемі «тандем»

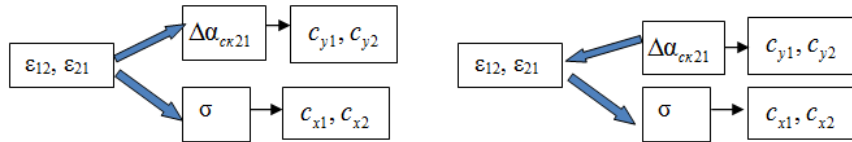


Рис. 4. Блок-схема класичного (зліва) та нового підходу визначення опору взаємоіндукції

Гнучкість крил призводить до зміни в розрахунках скосу потоку $\Delta\alpha_{ck12}$, коефіцієнта Прандтля і загального опору компоновки (на відміну від моноплану).

З урахуванням представлених вище залежностей схема визначення опору ЛА схеми «тандем» набуває вигляду

Коефіцієнт опору переднього крила: $c_{x_{кр1}} = c_{x_{кр1}}(1 - k_{инт1} \frac{S_{П\phi 1}}{S_1 c_{y_{кр1}}^2})$
 $c_{x_{кр1}} = c_{x_{кр1}} + \frac{c_{y_{кр1}}}{\lambda_{эф1}} 0,335$

Коефіцієнт опору заднього крила: $c_{x_{кр2}} = c_{x_{кр2}}(1 - k_{инт2} \frac{S_{П\phi 2}}{S_2})$
 $c_{x_{кр2}} = c_{x_{кр2}} + \frac{c_{y_{кр2}}^2}{\lambda_{эф2}} 0,335$

Загальний коефіцієнт опору ЛА схеми «тандем»: $c_{x_{танд}} = c_{x_{кр1}} \frac{S_1}{S} + c_{x_{кр2}} \frac{S_2}{S} + \Delta c_{x_{инд21}} + (c_{x_{\phi}} \frac{S_M}{S} + c_{x_{BO}} \frac{S_{BO}}{S})$

Коефіцієнт опору взаємоіндукції: $\Delta c_{x_{инд21}} = 2\sigma \frac{c_{y1} c_{y2} S_1 S_2}{\pi(S_1 + S_2) l_1 l_2}$

Бокові характеристики. Перевагою запропонованого методу є можливість визначення бокових характеристик. З якісних міркувань очевидно, що при більшому розмаху заднього крила інтерференція при куті ковзання збільшує момент крену за модулем та підвищує поперечну стійкість (рис. 5). З

урахуванням сказаного, скіс потоку і коефіцієнт моменту крену від інтерференції дорівнюють, відповідно

$$\Delta\alpha_{ck21} = -\frac{c_{y1} S_1}{8\pi \sqrt{k_V} l_1} \left[\frac{0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z}{(0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2}}\right) + \frac{0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z}{(0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2}}\right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right] \quad (18)$$

$$m_{x_{инт}} = -\frac{b_2}{(S_1 + S_2) l_{z_{экс}}} \frac{c_{y_{кр2}}^\alpha}{1 + \frac{c_{y_{кр2}}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{эф2}}} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta\alpha_{ck21}(z) z dz \quad (19)$$

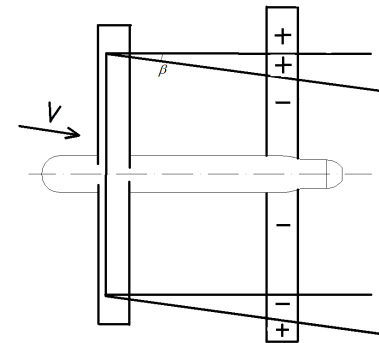


Рис. 5. Розташування вільних вихорів переднього крила при ковзанні

Окрім даної поправки визначення бокових статичних характеристик далі відбувається аналогічно «моноплану». Згідно розрахунків, поперечний момент інтерференції може дорівнювати моментам крила та оперення, тому його необхідно враховувати. Ріст поздовжнього винесення крила підвищує поперечну стійкість апарата, якщо розмах заднього крила більший. Якщо більший розмах переднього крила, то винесення практично не впливає на поперечну статичну стійкість ЛА.

Запропонований метод втілений в розрахунковий модуль, що складається з файлів програм *Mathcad* і *Excel* і дозволяє при відомих геометричних параметрах ЛА, АХ профілю, фізеляжу і ВО, визначати АХ ЛА в цілому.

Телескопічне крило. Досліджено аеродинамічні характеристики ЛА з телескопічними крилами в діапазоні $Re=125\ 000 \dots 250\ 000$. Основне припущення при визначенні АХ ізольованих телескопічних крил полягає в нехтуванні впливом вихорів, що виникають на стику секцій. Математична модель враховує залежність АХ від хорди секцій (ефект зменшення числа Рейнольдса) та їх товщини. Коефіцієнти піднімальної сили запропоновано визначати як для еквівалентних за площею, видовженням і звуженням (рис. 6), коефіцієнти опору крил – як для ізольованих, коефіцієнт опору взаємоіндукції в схемі «тандем» з двома телескопічними крилами – як для еквівалентних з подальшим визначенням положення вихорів і скосу потоку, як для звичайної схеми «тандем». Індуктивний опір одного крила визначається за раніше розробленими методиками (Сілкова, Лемка, наведеною в монографії Мхітаряна) або їх синтезом. Одержано залежності для розрахунку профільного опору секцій телескопічного крила та крила в цілому

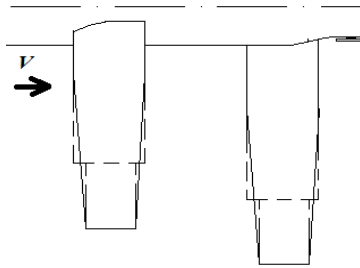


Рис. 6. ЛА з телескопічними (пунктир) і еквівалентними крилами

$$c_{xnp\ Bi} = \left[c_{xnp\ O} + a_2 \left(\frac{v}{V} \right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_{Bi}^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}} \right) \right] \times \frac{1 + 2\bar{c}_{Bi} + 60\bar{c}_{Bi}^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4} \quad (20)$$

$$c_{xnp\ \Sigma} = c_{xnp\ O} \frac{S_O}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} + \sum_{i=1}^n \left(c_{xnp\ Bi} \frac{S_{Bi}}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} \right) \quad (21)$$

Вибір аеродинамічного профілю. Блок-схема алгоритму вибору аеродинамічного профілю для схеми «тандем» класу «мікро» представлена на рис. 7. Специфіка таких ЛА полягає в низьких числах Рейнольдса та залежності балансувальних втрат від вибору профілю. За визначеним діапазоном швидкостей розраховується робочий діапазон кутів атаки і максимальний коефіцієнт поздовжнього моменту, а за обраною геометрією рулів висоти – максимальний коефіцієнт поздовжнього моменту, який вони створюють. Прирівнявши ці коефіцієнти, одержано максимальне припустиме значення параметру m_{z0} . Результати відбору профілів після етапу 3 показано на рис. 8.

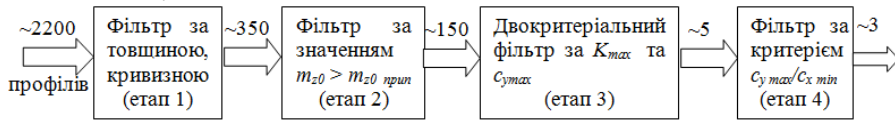


Рис. 7. Блок-схема алгоритма вибору профілю крил схеми «тандем»

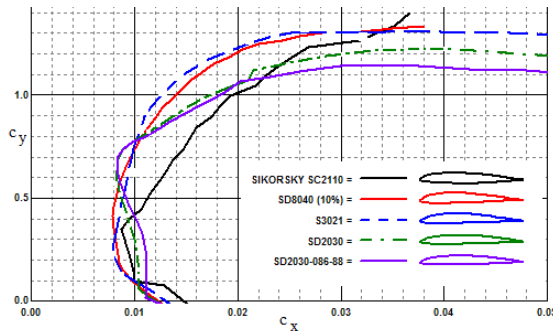


Рис. 8. Поляри профілів після етапу №3

Дослідження дозволило зробити висновок, що профілі з найкращими АХ мають подібний розподіл товщини та характер середньої лінії. Виявлені закономірності використано при розробці нового аеродинамічного профілю (патент України на корисну модель №75557

«Аеродинамічний профіль несучого елемента літального апарата») з аеродинамічними характеристиками, що переважає найближчі аналоги.

Вплив початкового ступеня турбулентності на аеродинамічні характеристики системи двох профілів складно врахувати аналітично, тому в межах $\epsilon=0,05 \dots 2\%$ було досліджено числовими методами (рис. 9, 10).

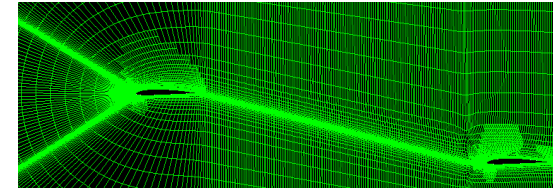


Рис. 9. Розрахункова сітка після адаптації за градієнтом тиску

Проведене дослідження дозволяє вносити поправки до АХ ЛА схеми «тандем», які були отримані в аеродинамічній трубі. Для схеми «моноплан» поправки профільного опору на ступінь турбулентності відомі, але для заднього крила схеми «тандем» вони будуть меншими на 20–25 %.

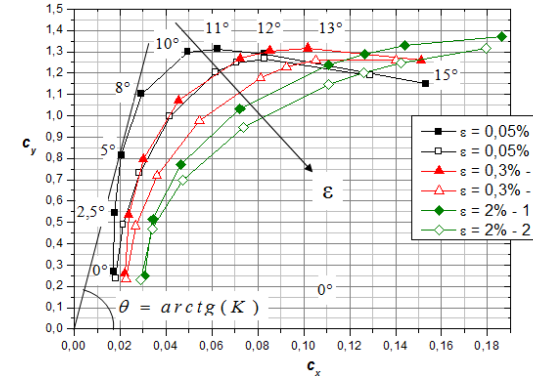


Рис. 10. Поляри переднього та заднього профілів МН32

використанням програмного комплексу Ansys 13.0 розроблено спосіб побудови структурованої сітки. Розрахунки виконано з використанням різних моделей турбулентності, остаточно обрано $k-\omega$ SST.

На основі розрахунків шляхом інтерполяції можна визначати профільний опір заднього крила при іншій геометрії.

При збільшенні турбулентності відмінність між полярами переднього та заднього профілів зменшується.

Критерії подібності вихрових систем. Так як аналітичні методи визначення індуктивного опору не претендують на точність експериментальних, для порівняння результатів випробувань ЛА та їх моделей в різних умовах визначено критерії подібності вихрових систем схеми «тандем» (рис. 11).

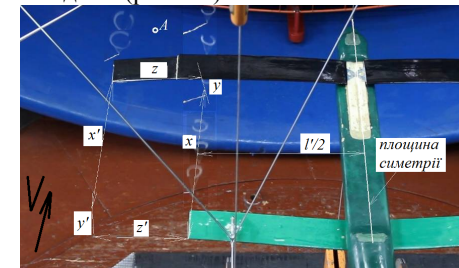


Рис. 11. Позначення геометричних параметрів вихрової системи

Геометрична подібність вихрових систем двох ЛА полягає у пропорційності відстаней $x : y : z$ (або $x' : y' : z'$) на моделі (М) та натурі (Н) $x_M : y_M : z_M = x_N : y_N : z_N$ ($x'_M : y'_M : z'_M = x'_N : y'_N : z'_N$) або

$$\frac{x_N}{x_M} = \frac{y_N}{y_M} = \frac{z_N}{z_M} = \frac{x'_N}{x'_M} = \frac{y'_N}{y'_M} = \frac{z'_N}{z'_M} = \lambda_l, \quad (22)$$

де λ_l – лінійний масштаб.

В роботі показано, що кінематична подібність (за швидкостями, індукованими вихровою системою) виконується при $\frac{c_{y1m}}{c_{y1m}} = \frac{c_{y2m}}{c_{y2m}} = \lambda_{cy}$, тобто

забезпечується пропорційністю коефіцієнтів піднімальних сил переднього та заднього крил $c_{y1} : c_{y2}$. При цьому відношення швидкостей, індукованих вихорами, дорівнює відношенню швидкостей набігаючого потоку, тобто параметр масштабу швидкості λ_v є вільним для природи і моделі. Доведено, що динамічна подібність вихрових систем має місце за умови виконання геометричної (λ_l) та кінематичної (λ_{cy}) подібностей із відомим масштабом сил

$$\lambda_p = \lambda_p \lambda_{cy}^2 \lambda_l^2 \lambda_v^2, \quad (23)$$

де $\lambda_p = \rho_n / \rho_m$ – масштаб густин.

В **третьому розділі** наводяться та аналізуються результати дослідження аеродинамічних характеристик моделі літального апарата схеми «тандем» в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «Антонов» (рис. 12). Випробування проводились на шестикомпонентних вагах в діапазоні кутів атаки $\alpha=0...20^\circ$ та ковзання $\beta= -15...15^\circ$. В схемі «тандем» деформації крил під дією аеродинамічних навантажень змінюють вертикальний інтервал між ними та їх дійсні кути атаки, що призводить до зміни і піднімальної сили, і опору взаємодукції. Тому метод експериментальних випробувань включав вимірювання згину та кручення заднього крила нежорсткої моделі літального апарата за допомогою лазерного рівня закріпленого на рамі аеродинамічних вагів (при $\alpha=2;6;10^\circ$ і $l_2=1170$ мм $h_2=30; 40; 47$ мм, відповідно). Надалі порівняння теоретичних та експериментальних даних відбувалось з урахуванням деформацій конструкції.

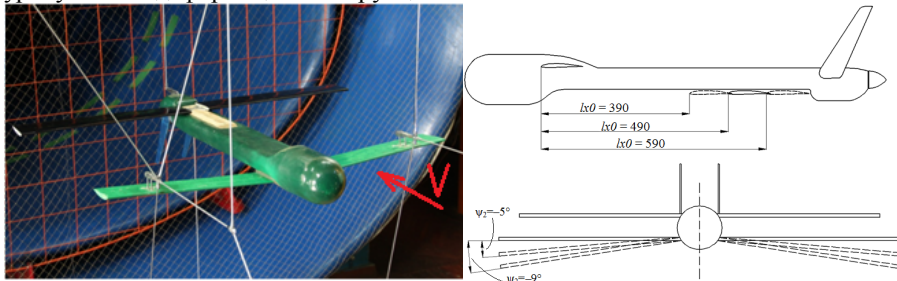


Рис. 12. Зовнішній вигляд та геометричні параметри моделі БЛА в аеродинамічній трубі

В якості прикладу на рис. 13 розглядається вплив інтервалу винесення крил та кута поперечного V крила на поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики при розмаху переднього та заднього крил 1,05 і 1,57 м, відповідно (компоновка 1–2).

Визначено, що для компоновок, у яких розмах заднього крила більше, ніж переднього, ефективність поперечного V заднього крила значно зростає при збільшенні поздовжнього винесення крила (поява кута $\psi_2 = -9^\circ$ призводить до $\Delta K_{max}=0,0...0,7$ при $l_{x0} = 390$ мм і до $\Delta K_{max}=1,05...1,25$ при $l_{x0} = 590$ мм). Для компоновки, у якій розмах переднього крила більше, ніж заднього, збільшення

поздовжнього винесення крила призводить до зниження ефективності поперечного V заднього крила.

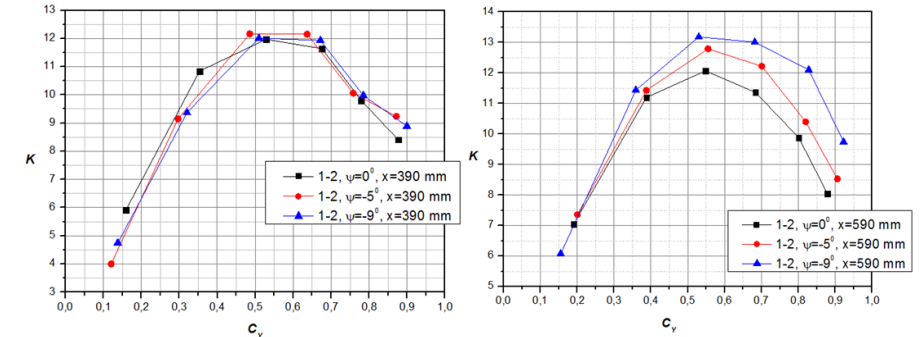


Рис. 13. Аеродинамічна якість моделі при різному винесенні та поперечному V крила

Для всіх досліджених компоновок модель має шляхову статичну стійкість. При цьому модель без заднього крила (схема «моноплан») не має поперечної статичної стійкості, а модель з заднім крилом (схема «тандем») може бути як статично стійкою за креном, так і нестійкою.

Також представлені результати візуальних випробувань з визначенням положення вільних вихорів при різній геометрії моделі (рис. 14).

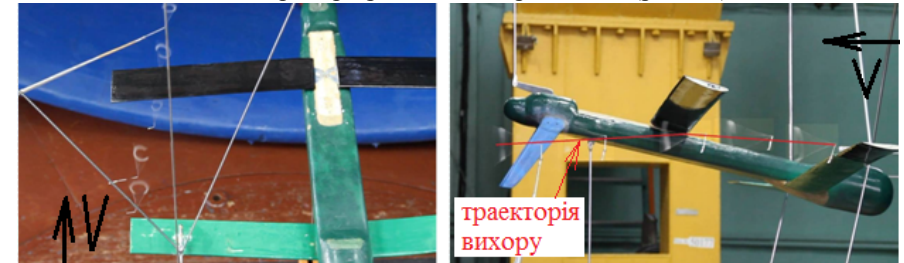


Рис. 14. Візуальні дослідження положення вихорів

В **четвертому розділі** проведено порівняння результатів застосування запропонованого методу з результатами випробувань в аеродинамічній трубі.

Порівняння *поляр*, характеристик *поздовжньої стійкості*, *бокової стійкості*, а також характеристик моделі з *телескопічним крилом* показало прийнятне узгодження між аналітично-числовими та експериментальних результатами (рис. 15–19).

Льотний експеримент підтвердив перспективність застосування для мікро-БЛА, в т. ч. схеми «тандем», телескопічного крила (рис. 20), для якого аеродинамічна якість була вищою на 1, а керованість покращилась.

Алгоритм методу. З урахуванням наведених вище досліджень був розроблений алгоритм аналітично-числового методу визначення АХ ЛА схеми «тандем» (рис. 21). Алгоритм апробовано при формуванні аеродинамічного обриса БЛА «Рама» (ДП ДКБ «АЗП»).

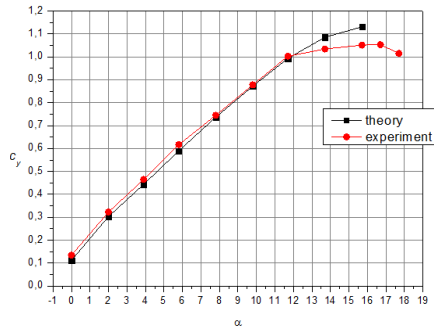


Рис. 15. Залежність $c_y(\alpha)$

$l_{x0} = 590 \text{ мм}, \psi_2 = -5^\circ$

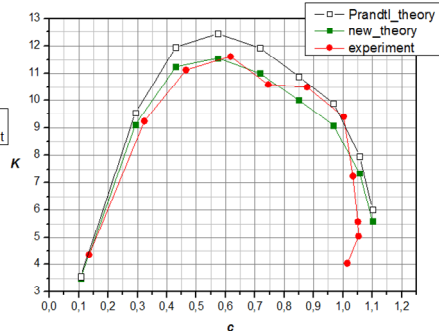


Рис. 16. Залежність $K(c_y)$ для

для $l_{x0} = 590 \text{ мм}, \psi_2 = 0^\circ$

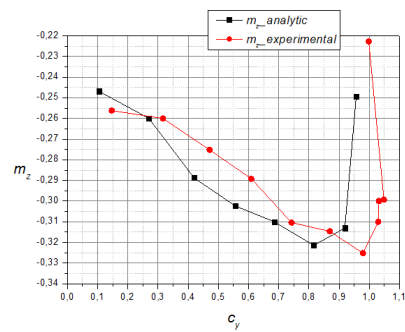


Рис. 17. Залежність $m_z(c_y)$ для

$l_{x0} = 590 \text{ мм}, \psi_2 = 0^\circ$

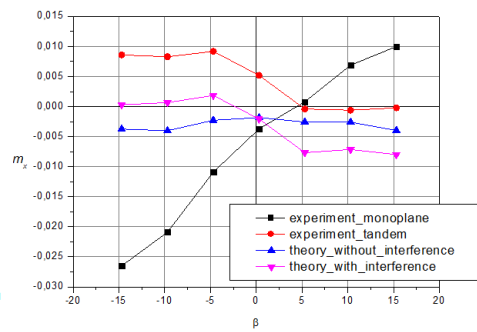


Рис. 18. Залежність $m_x(\beta)$ для

$l_{x0} = 590 \text{ мм}, \psi_2 = 0^\circ$

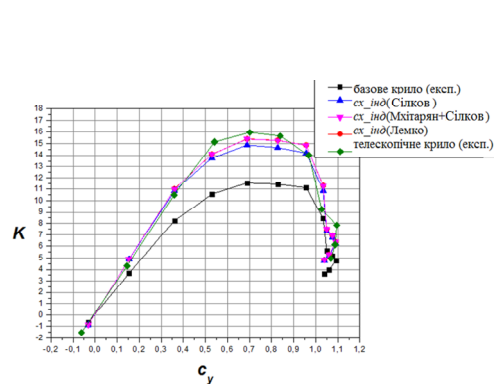


Рис. 19. Аеродинамічні характеристики ЛА з телескопічним крилом



Рис. 20. Траєкторія та профіль польоту БЛА з телескопічним крилом

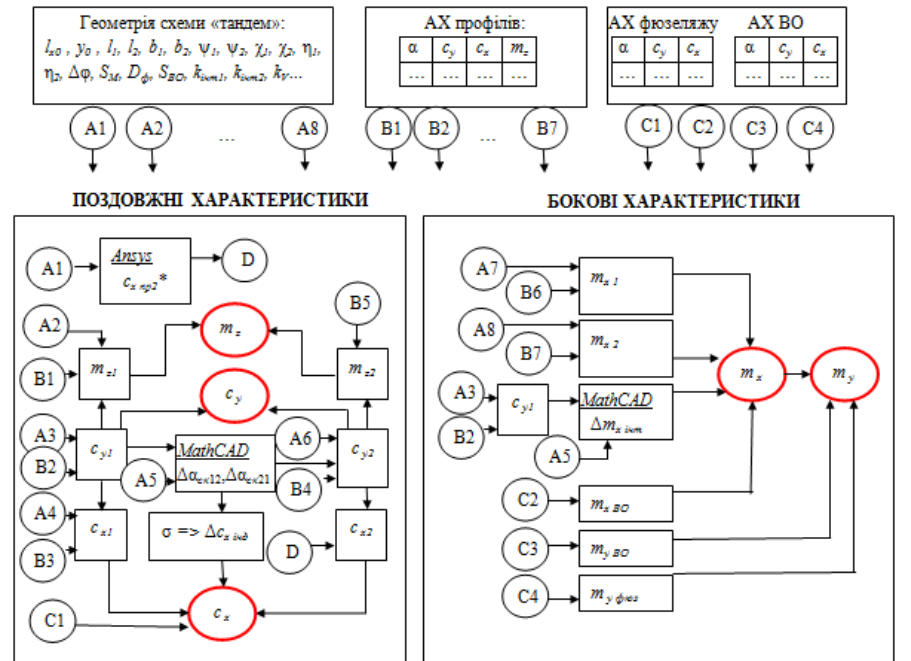


Рис. 21. Блок-схема алгоритму методу визначення АХ ЛА схеми «тандем»

ВИСНОВКИ

На підставі результатів проведених наукових досліджень можна зробити висновки:

1. Розроблено аналітично-числовий метод визначення стаціонарних аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем», що дозволяє уточнити розрахунок поздовжніх характеристик порівняно з класичним методом і вперше розраховувати бокові характеристики з урахуванням інтерференції переднього та заднього крил.

2. Вперше аналітично та експериментально досліджено аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарату схеми «тандем» класу «мікро» з телескопічними крилами. При порівнянні з експериментальними даними визначено найбільш точні методики розрахунку індуктивного опору складного крила в плані при низьких числах Рейнольдса.

3. Запропоновано спосіб побудови аеродинамічного профілю для літального апарату схеми «тандем» в умовах низьких чисел Рейнольдса, який порівняно з найближчими аналогами забезпечує при незмінній максимальній аеродинамічній якості приріст максимального коефіцієнту піднімальної сили та зменшення балансувальних втрат.

4. Вперше досліджено вплив початкового ступеня турбулентності та геометричних параметрів БЛА схеми «тандем» на інтерференцію несучих поверхонь, що дозволило визначити поправки до профільного опору заднього крила, які відрізняються від поправок, прийнятих для переднього крила.

5. Вперше виведено критерії подібності вихрових систем ЛА схеми «тандем», що дозволяють порівнювати результати визначення індуктивного опору моделей навіть при відсутності їх повної геометричної подібності.

6. Розроблене програмне забезпечення, що дозволяє оперативно розраховувати аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем» на початкових стадіях проектування.

7. В аеродинамічній трубі проведено експериментальні дослідження, які виявили нові закономірності впливу геометричних параметрів на аеродинамічні характеристики: якщо розмах заднього крила більше, ніж переднього, ефективність поперечного V крила зростає при збільшенні поздовжнього винесення.

8. Результати аналітико-числових досліджень підтверджуються матеріалами випробувань в сертифікованій аеродинамічній трубі, а також результатами льотних випробувань.

9. Результати дисертаційної роботи впроваджені при виконанні науково-дослідницьких робіт по створенню безпілотних літальних апаратів в ДП «ГосККБ «Луч» (Акт впровадження від 16.06.2015 р.), в ДП «ДКБ авіації загального призначення» (Акт впровадження від 03.06.2015 р.).

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Фахові публікації:

1. *Кривохатко, І. С.* Дослідження впливу початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів

[Текст] / І. С. Кривохатко, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2012.– Вип. 2 (70). – С. 107–116. (*наукометричне видання*)

2. *Кривохатко, І. С.* Аналіз аеродинаміки малого безпілотного літального апарату з телескопічним крилом [Текст] / І. С. Кривохатко // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2013.– Вип. 3 (75). – С. 28–39. (*наукометричне видання*)

3. *Кривохатко, І. С.* Дослідження впливу кута поперечного V крила на аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатко // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2013. – Вип. 26. – С. 90–101.

4. *Кривохатко, І. С.* Вибір аеродинамічної схеми БПЛА контейнерного старту з врахуванням забезпечення бокової стійкості / І. С. Кривохатко, О. М. Масько // Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2014. – Вип. 10. – С. 69–79.

5. *Кривохатко, І. С.* Чисельне та експериментальне дослідження аеродинаміки телескопічного крила [Текст] / І. С. Кривохатко, О. В. Пулава, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2014. – Вип. 27. – С. 93–102.

6. *Кривохатко, І. С.* Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата с крылом сложной формы в плане при низких числах Рейнольдса / И. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2014.– Вип. 5(112). – С. 79–85. (*наукометричне видання*)

7. *Masko, O. M.* Experimental research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics [Text] / O. M. Masko, I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Transactions of the Institute of Aviation. Prace Instytutu Lotnictwa – Warsaw, 2014. – No. 4 (237). – P. 63–75. (*наукометричне видання*)

8. *Кривохатко, І. С.* Критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2014.– Вип. 4 (80). – С. 64–74. (*наукометричне видання*)

Патенти на винаходи

9. Пат. 75557 Україна, МПК В64С 11/00, В64С 27/467. Аеродинамічний профіль несучого елемента літального апарату [Текст] / І. С. Кривохатко, В. В. Сухов, заявник та власник «Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут». – № у 2012 04892 ; заяв. 18.04.2012 ; опубл. 10.12.2012, Бюл. № 23. – 6 с. : іл.

10. Пат. 93409 Україна, МПК В64С 3/54, В64С 3/56 (2006.01). Телескопічне крило літального апарата [Текст] / І. С. Кривохатько, О. М. Масько, В. В. Сухов, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № у 2014 05194 ; заяв. 16.05.2014 ; опубл. 25.09.2014, Бюл. № 18. – 10 с. : іл.

Матеріали доповідей на наукових конференціях

11. Illia S. Kryvokhatko, Vitaliy V. Sukhov. The selection algorithm for airfoil with quasi-zero shifting of the center of pressure. Abstracts IV international students and young scientists conference «Intelligence, Integration, Reliability», NTUU «KPI», Aerospace system department, April 21–22, 2011, Kyiv-Warsaw. P. 24.

12. Illia S. Kryvokhatko, Oleksandr V. Pulava. Estimation of aerodynamic performance and strength characteristics of the UAV telescopic wing. Abstracts VI international students and young scientists conference «Intelligence, Integration, Reliability», NTUU «KPI», Aerospace system department, April 17–18, 2013, Kyiv. P. 24.

13. І. С. Кривохатько. Проблеми аеродинамічного проектування та шляхи їх вирішення для безпілотних літальних апаратів схеми «тандем». Збірник доповідей IX Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки» (Ч. 1), НТУУ «КПІ», ФАКС, 17–18 квітня 2013 р., Київ. С. 44.

14. И. С. Кривохатько, В. В. Сухов. Исследование влияния угла поперечного V крыла на аэродинамические характеристики летательного аппарата схемы «тандем». Матеріали XI міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2013». – Т.3. – Національний авіаційний університет, 21–23 травня 2013 р., Київ. С. 40.

15. Kryvokhatko, I. S. Experimental Investigation Of Aerodynamic Performance Of A Small Uav With A Telescopic Wing [Text] / I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), IEEE 2nd International Conference, Kyiv, 15–17 Oct. 2013, Kyiv. P. 17–20.

16. І. С. Кривохатько, В. В. Сухов. Візуалізація вихрової системи літальних апаратів схеми «тандем» та визначення їх аеродинамічних характеристик. Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», Національний авіаційний університет, 23–24 жовтня 2013 р., Київ. С. 88.

17. Illia S. Kryvokhatko, Olexandr M. Masko, Vitaliy V. Sukhov. Wind tunnel research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics. Abstracts VII international students and young scientists conference «Intelligence, Integration, Reliability», NTUU «KPI», Aerospace system department, April 28–29, 2014, Kyiv. P. 25–26.

18. І. С. Кривохатько, В. В. Сухов. Визначення аеродинамічних характеристик безпілотних літальних апаратів малого класу в аеродинамічній

трубі. Збірник тез доповідей, науково-технічна конференція викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2014», 26–28.05.2014 р., Київ. С. 283

АНОТАЦІЯ

Кривохатько І.С. «Метод визначення аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата схеми «тандем» класу «мікро» – Рукопис. Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.01 «аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2015.

Робота присвячена розробці методу визначення аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарату схеми «тандем» класу «мікро» (злітною масою до 5 кг) на основі аналітичних, числових та експериментальних досліджень. Розроблено аналітично-числовий метод визначення поздовжніх та бокових аеродинамічних характеристик. Проведено дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату з телескопічним крилом/крилами при низьких числах Рейнольдса. Розроблено алгоритм вибору аеродинамічного профілю з урахуванням специфіки як схеми «тандем», так і класу «мікро», тобто низьких чисел Рейнольдса. Досліджено вплив ступеня турбулентності на аеродинамічні характеристики переднього та заднього профілів. Визначено критерії подібності вихрових систем схеми «тандем», що дозволяє порівнювати результати визначення індуктивного опору різних моделей. Проведено експериментальні дослідження в аеродинамічній трубі нежорсткої моделі зі змінними геометричними параметрами винесення крила, кута поперечного V, розмахів переднього та заднього крил. Результати розрахунку характеристик аналітично-числовим методом підтверджуються матеріалами випробувань.

Ключові слова: аеродинамічна схема «тандем», телескопічне крило, поздовжні аеродинамічні характеристики, бокові аеродинамічні характеристики, скіс потоку, індуктивний опір, низькі числа Рейнольдса.

АННОТАЦИЯ

Кривохатько И.С. «Метод определения аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата схемы «тандем» класса «микро» - Рукопись. Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.01 «аэродинамика и газодинамика летательных аппаратов». – Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт». – Киев, 2015.

Работа посвящена разработке метода определения аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата схемы «тандем» класса «микро» (взлетной массой до 5 кг) на основе аналитических, численных и экспериментальных исследований.

Разработан аналитико-численный метод определения продольных и боковых аэродинамических характеристик. В его основу положена формула Био-Савара, позволяющая рассчитать скос потока от вихревой системы в

произвольной точке пространства. Метод, в отличие от классической теории Прандтля-Бетца, избегает приближенного вычисления неопределенных интегралов и учитывает стягивание вихрей к плоскости симметрии. Расчет определенных интегралов различными численными методами (например, адаптивным или Ромберга) отличается в четвертом значащем знаке и занимает доли секунды. По уточненному скосу потока вычисляется подъемная сила заднего крыла и всего летательного аппарата, а также продольный момент. Предложен новый подход для расчета коэффициента Прандтля, определяющего сопротивление взаимоиндукции крыльев летательного аппарата. Преимуществом метода является возможность расчета скоса потока при возникновении скольжения. Таким образом, численно выполняется расчет момента крена с учетом интерференции крыльев, которая оказывает значительное влияние на боковые характеристики схемы «тандем».

Проведены исследования аэродинамических характеристик летательного аппарата с телескопическими крыльями при низких числах Рейнольдса. Определены наиболее точные методики расчета индуктивного сопротивления крыла сложной формы в плане.

Разработан алгоритм выбора аэродинамического профиля с учетом специфики как схемы «тандем» (зависимость балансирующих потерь от момента профиля), так и класса «микро» (т. е. низких чисел Рейнольдса), позволяющий выбрать из большого количества профилей с рациональными параметрами. Исследовано влияние степени турбулентности на аэродинамические характеристики переднего и заднего профилей. Показано, что при увеличении степени турбулентности потока отрицательная интерференция уменьшается. Получены поправки профильного сопротивления заднего крыла в зависимости от начальной степени турбулентности потока, которые отличаются от известных поправок для переднего крыла.

Определены критерии подобия вихревых систем схемы «тандем», позволяющие сравнивать результаты определения индуктивного сопротивления различных моделей. Проведены экспериментальные исследования в аэродинамической трубе нежесткой модели с переменными геометрическими параметрами выноса крыла, угла поперечного V , размахов переднего и заднего крыльев. Обнаружено, что при большем размахе заднего крыла эффективность поперечного V крыла (по максимальному аэродинамическому качеству) возрастает при увеличении продольного выноса. Результаты расчета аэродинамических характеристик аналитико-числовым методом подтверждаются материалами эксперимента в сертифицированной аэродинамической трубе и летных испытаний.

Ключевые слова: аэродинамическая схема «тандем», телескопическое крыло, продольные аэродинамические характеристики, боковые аэродинамические характеристики, скос потока, индуктивное сопротивление, низкие числа Рейнольдса.

ABSTRACT

Kryvokhatko I.S. «Aerodynamic characteristics determination method for tandem-scheme micro-class UAV». – Manuscript. Dissertation for the degree of

candidate of science, majoring 05.07.01 «aerodynamics and gasdynamics of aircraft» – National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute». – Kiev, 2014.

The work is dedicated to developing of the micro-UAV (mass less than 5 kg) aerodynamic characteristics determination method based on analytic, CFD and wind tunnel research. Analytic-computational method of longitudinal and lateral static aerodynamic characteristics determination was developed. Aerodynamic characteristics of UAV with telescopic wing/wings research for low Reynolds number was performed. Airfoil choosing algorithm was developed taking into account both tandem-scheme and micro-UAV specificity (low Reynolds number). Turbulence intensity effect on forward and rear wing airfoils aerodynamic characteristics was investigated. Tandem-scheme vortex system similarity criterions were defined that allows to compare induced drag determination results for different models. Wind tunnel test of non-rigid model with geometric variables (stagger, dihedral angle, forward and rear wingspans) was performed. Calculation results of analytic-numerical method is confirmed by experimental data.

Key words: aerodynamic tandem-scheme, telescopic wing, longitudinal aerodynamic characteristics, lateral aerodynamic characteristics, downwash, induced drag, low Reynolds numbers.

Підписано до друку 27.08.15р. Формат 60x90¹/16
Ум. друк. арк. 0,9. Обл-вид. арк 0,9
Наклад 100 прим. Замовлення № 203
Віддруковано на різнографі в видавничому центрі «Принт-центр»
04053, м. Київ, вул. Артема, 26А
Тел./факс: 486-50-88, 332-41-10, 277-40-16
<http://www.printc.com.ua>. E-mail printcentr@ukr.net