

УДК 629.7.022

Р.М. Чигрин

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

СПЕКТРИ ОБТІКАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ КОМПОНОВКИ БПЛА З КРИЛОМ ПРЯМОЇ ТА ЗВОРотноЇ СТІЛОВИДНОСТІ

Представлені результати експериментальних досліджень спектрів обтікання «малопомітної» компоновки безпілотного літального апарату з крилами прямої та зворотної стріловидності. Дослідження спектрів обтікання проводилися в аеродинамічній трубі Т-1 Харківського університету Повітряних Сил за допомогою методу шовковинок при кутах атаки від 0о до 16о. Результати досліджень вказують на суттєву різницю в спектрах обтікання компоновок безпілотного літального апарату з крилом прямої та зворотної стріловидності.

Ключові слова: спектр обтікання, аеродинамічна труба, метод шовковинок, кут атаки, відрив потоку.

Вступ

Сучасний етап авіації характеризується бурхливим розвитком безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Основними завданнями БПЛА військового призначення є розвідка та нанесення ударів [1 – 5], до них пред'являються вимоги великої транспортної ефективності а також малої радіолокаційної, інфрачервоної і акустичної помітності. Тому при проектуванні і розробці БПЛА військового призначення актуальними залишаються питання забезпечення їх малої помітності при забезпеченні заданого рівня аеродинамічних характеристик [1, 6]. Одним з напрямків вирішення завдань забезпечення малої радіолокаційної помітності БПЛА є застосування нетрадиційних компоновок, характерних для літаків виконаних за технологією «Стелс».

При розробці БПЛА одним з ключових питань, є всебічне дослідження характеристик проектного ЛА у всьому діапазоні режимів польоту. Широко поширені розрахункові методи аеродинаміки, що базуються головним чином на теорії потенційних течій ідеальної рідини (метод дискретних вихорів, панельні методи) [6 – 8], не дозволяють в повній мірі виявити і врахувати ефекти, пов'язані з в'язкістю середовища обтікання. Тому основними методами вирішення проблем, пов'язаних з обтіканням складних просторових аеродинамічних компонувань, є експериментальні та напівемпіричні методи. Більшою мірою це відноситься до літальних апаратів нетрадиційних аеродинамічних схем, які відрізняються нестандартними несучими поверхнями, і для яких відсутні результати систематичних експериментальних досліджень аеродинамічних компонувань. Однією з таких аеродинамічних схем, є компонування БПЛА з малої радіолокаційної помітністю.

Метою роботи є експериментальне дослідження спектрів обтікання компонування БПЛА з малою радіолокаційною помітністю з крилом прямої та зворотної стріловидності.

Основна частина

Експериментальні дослідження спектра обтікання моделей БПЛА здійснювалися в аеродинамічній трубі Т-1 Харківського університету Повітряних Сил. Основні технічні дані аеродинамічної труби Т-1 наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Основні дані аеродинамічної труби Т-1

Разміри робочої частини:	
Ширина	1,0 м
Висота	0,7 м
Довжина	1,3 м
Ступінь стиснення сопла	5
Діаметр вентилятора	1,5 м
Відносний діаметр втулки вентилятора	0,5
Число оборотів вентилятора /максимальне/	1000 об/хв
Потужність приводного електромотору	30 кВт
Швидкість потоку в робочій частині:	
максимальна	50 м/с
мінімальна	1,5 м/с
Аеродинамічна якість труби / з спрямляючими ґратами /	2,7

Для проведення експерименту в аеродинамічній трубі Т-1 була виготовлена модель БПЛА з фюзеляжем трикутної форми і крилом прямої та зворотної стріловидності. Модель було виготовлено за модульним принципом, це дозволило асиметрично встановити на модель напівкрило прямої та зворотної стріловидності, що полегшило проведення порівняльного аналізу спектру обтікання компоновки. Загальний вигляд досліджуваної в роботі моделі БПЛА з крилом прямої та зворотної стріловидності представлений на рис. 1.

Для дослідження спектру обтікання був вибраний метод шовковинок. Метод шовковинок є широко використовуваним методом експериментальної аеродинаміки який дозволяє оцінити якісну картину обтікання досліджуваної моделі. Його суть полягає в

тому, що до поверхні моделі приклеюються у великій кількості легкі нитки (шовковинки), які в потоці повітря вишиковуються по вектору швидкості, дозволяючи представити картину спрямування струменів потоку, а в відривних зонах відходять від поверхні і здійснюють коливальний рух, що дозволяє визначити наявність області відриву прилежого шару та його межі. Даний метод може використовуватися при всіх режимах обтікання моделі.

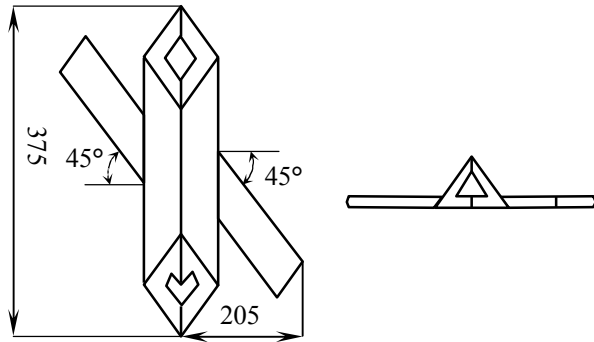


Рис. 1. Загальний вид моделі БПЛА

В експерименті використовувалась шовковинки довжиною 10мм, товщиною 20 мкм, крок наклейки не перевищував довжину шовковинки для запобігання їх сплутування. Модель була пофарбована в чорний колір з метою поліпшення візуального ефекту експерименту. Фотозйомка результатів візуалізації обтікання аеродинамічної компоновки БПЛА з крилом прямої та зворотної стріловидності при різних кутах атаки проводилися цифровим фотоапаратом. Швидкість потоку в робочій частині аеродинамічної труби, при якій проводилися дослідження, складала 28,4 м/с, що відповідає числу Рейнольдса $Re \approx 1,05 \cdot 10^6$.

Отримані в результаті експериментів в аеродинамічній трубі фотографії спектрів обтікання і їх інтерпретації при кутах атаки $\alpha = 0; 10; 14; 16^\circ$ наведені на рис. 2 – 16. На рис. 2 – 10 представлені спектри обтікання для моделі зі зворотною стріловидністю, а на рис. 10 – 16 – спектри обтікання для моделі з прямою стріловидністю.

Аналіз наведених результатів аеродинамічних експериментів показує, що на моделі зі зворотним стріловидністю відрив потоку на поверхні фюзеляжу з поперечними перерізами трикутної форми настає набагато раніше, ніж на моделі з крилом прямої стріловидності. Вже при куті атаки 10° на моделі з крилом зворотної стріловидності (рис. 4, 5) потік на поверхні в кореневій частині крила у зоні зчленування з фюзеляжем схильний до відриву. Відрив потоку що виник на поверхні фюзеляжу моделі з крилом зворотної стріловидності при збільшенні кута атаки поширюється на кореневі перерізи крила. При куті атаки $\alpha = 16^\circ$ (рис. 8, 9) зона відриву потоку на моделі з крилом зворотної стріловидності охоплює практично 30% за розмахом крила і значну частину фюзеляжу. У даній моделі спостерігається

також незначні перетікання на закінцівках крила, що пов'язано з особливістю будови кінцевого зрізу крила.

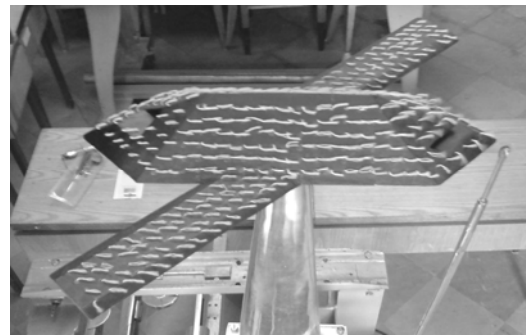


Рис. 2. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 0^\circ$

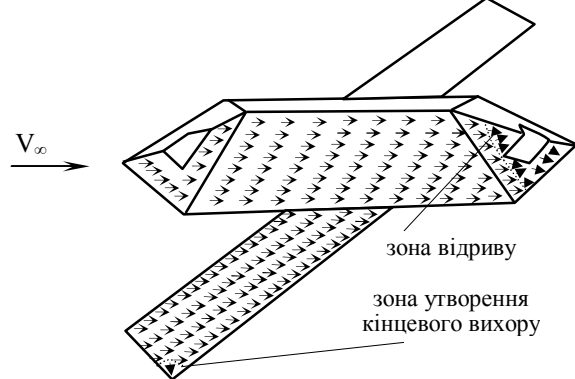


Рис. 3. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 0^\circ$

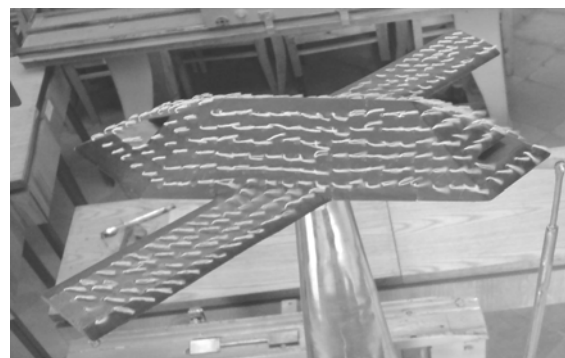


Рис. 4. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 10^\circ$

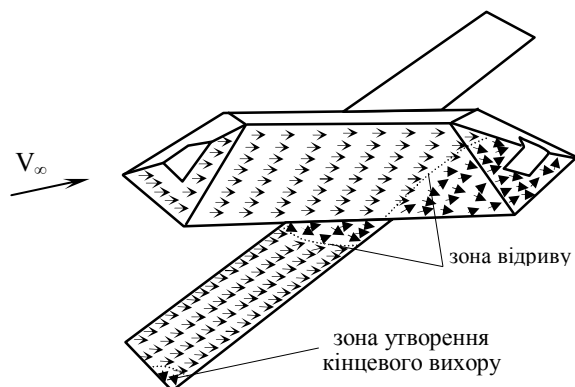


Рис. 5. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 10^\circ$

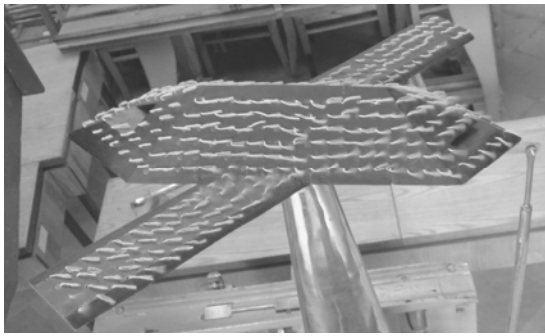


Рис. 6. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 14^\circ$

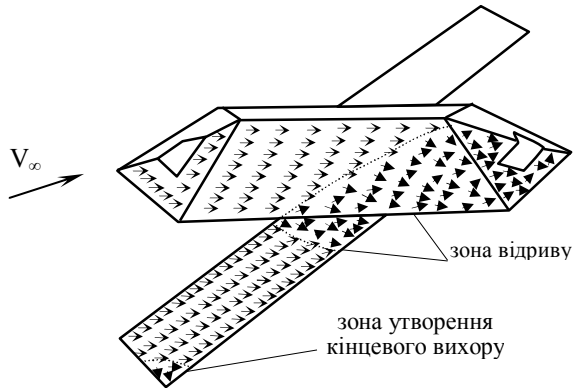


Рис. 7. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 14^\circ$

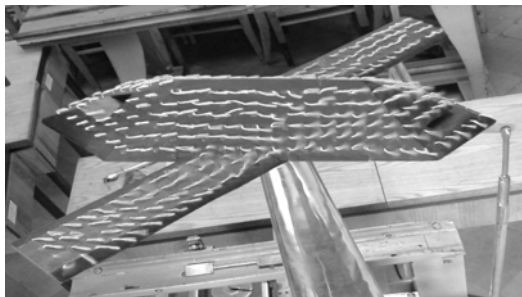


Рис. 8. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 14^\circ$

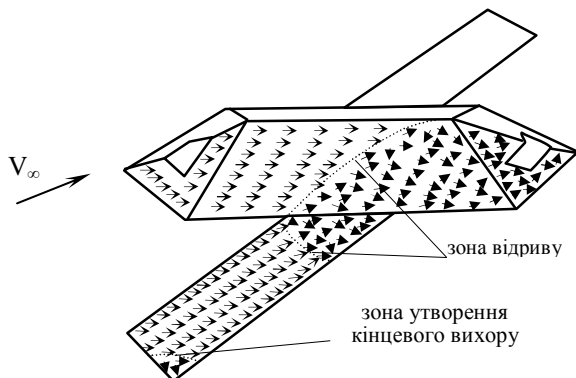


Рис. 9. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом зворотної стріловидності при $\alpha = 16^\circ$

Для моделі з крилом прямої стріловидності при кутах атаки 14° на кінцях крила спостерігається зрив потоку, який інтенсивно поширюється по крилу при подальшому збільшенні кута атаки (рис. 13 – 16).

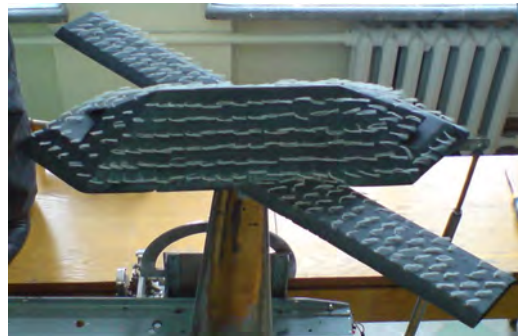


Рис. 10. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом прямої стріловидності при $\alpha = 0^\circ$

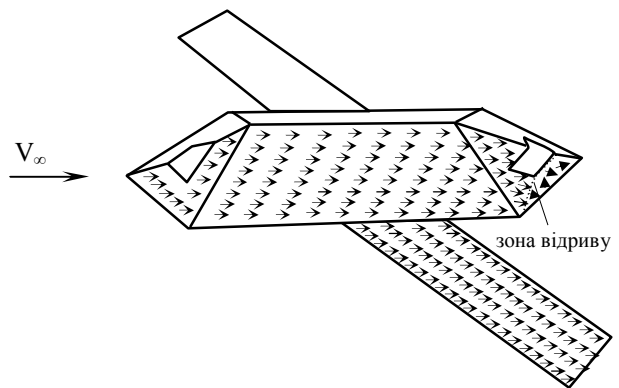


Рис. 11. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом прямої стріловидності при $\alpha = 0^\circ$



Рис. 11. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом прямої стріловидності при $\alpha = 10^\circ$

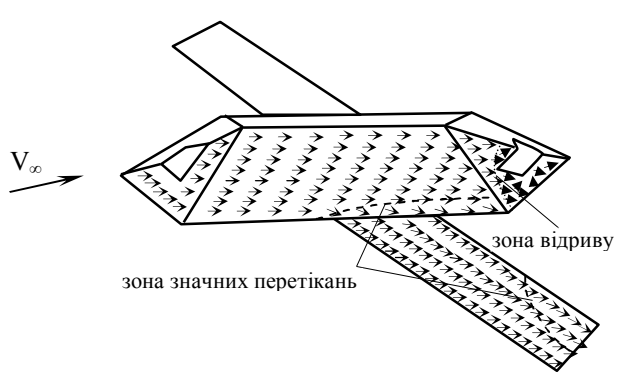


Рис. 12. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом прямої стріловидності при $\alpha = 10^\circ$

Збільшення кута атаки до $\alpha = 16^\circ$ призводить до поширення зриву потоку по більшій частині крила і займає практично більше 60 % за розмахом крила, а коренева частина крила обтікається безвідривно.



Рис. 13. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом прямої стрілоvidності при $\alpha = 14^\circ$

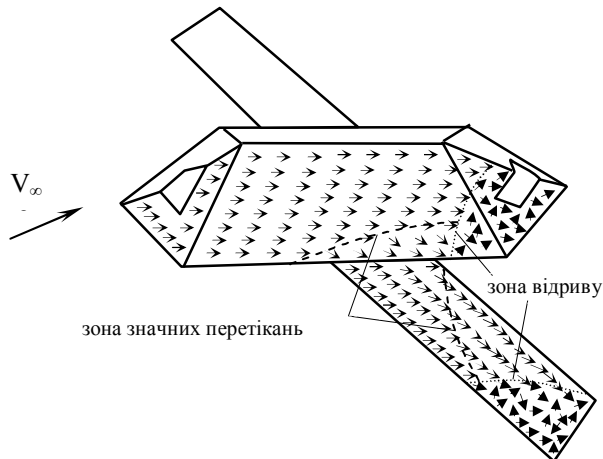


Рис. 14. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом прямої стрілоvidності при $\alpha = 14^\circ$



Рис. 15. Фотографія спектру обтікання моделі з крилом прямої стрілоvidності при $\alpha = 16^\circ$

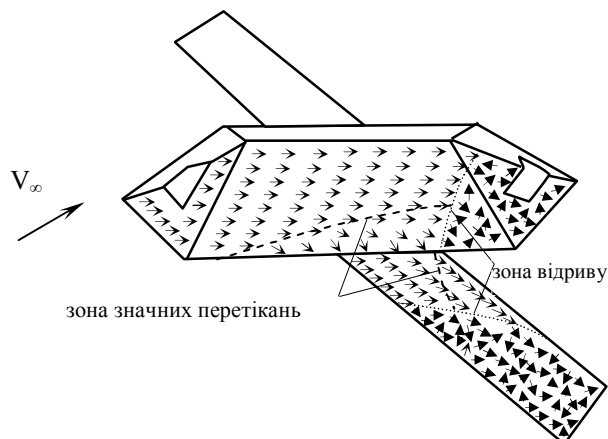


Рис. 16. Інтерпретація спектру обтікання моделі з крилом прямої стрілоvidності при $\alpha = 16^\circ$

Відрив також спостерігається в кормовій частині фюзеляжу трикутної форми практично при всіх досліджуваних кутах атаки, але розвивається не так інтенсивно і охоплює меншу площу, ніж для моделі крила зворотної стрілоvidності.

Висновок

Проведені експериментальні дослідження картини обтікання моделі БПЛА з крилом зворотної і прямої стрілоvidності, які дають можливість зробити наступні висновки. Результати досліджень вказують на відмінності картини обтікання потоку на поверхнях моделей при різних кутах атаки.

Виникнення зриву потоку у моделі з крилом прямої стрілоvidності при порівняно невеликих кутах атаки і інтенсивний його розвиток при подальшому збільшенні кута веде до зменшення поздовжньої стійкості, а при маневруванні може призвести до поширення зриву потоку по всьому крилу, втрати керованості і звалювання БПЛА в штопор.

На крилі зворотної стрілоvidності немає кінцевих зривів, і при збільшенні кута атаки значна частина крила обтікається безвідривно, що позитивно впливає на підйомну силу крила. Зрив потоку на великих кутах атаки у такого крила виникає спочатку в його кореневій частині, не порушуючи роботу елеронів та залишаючи БПЛА керованим до великих кутів атаки. Аеродинамічний фокус БПЛА з крилом зворотної стрілоvidності значно простіше поєднати з його центром мас, ніж у разі використання крила з прямою стрілоvidністю, що позитивно позначається на керованості БПЛА. Ще однією перевагою даної схеми є те, що вдається більш рівномірно розподілити підйомну силу за розмахом крила, що в свою чергу веде до спрощення розрахунку крила і сприяє підвищенню керованості і аеродинамічної якості БПЛА. При зльоті і посадці кінці крила зворотної стрілоvidності віддаляються від землі при збільшенні кута атаки, що підвищує безпеку польоту. Рульові поверхні даного крила можуть бути використані в якості так званої безмоментної механізації крила для створення збільшення підйомної сили без зміни поздовжнього моменту.

Проведений аналіз результатів експерименту надає змогу зробити висновок що до перспективності застосування крила зворотної стрілоvidності при проектуванні БПЛА. Надалі передбачається провести серію випробувань щодо зниження інтенсивності зривного обтікання в кореневій частині крила із зворотною стрілоvidністю за рахунок установки горизонтального оперення перед крилом або за допомогою трикутного переднього напливу крила.

Список літератури

1. Павлушенко М.И. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития / М.И. Павлушенко, Г.М. Евстафьев, И.К. Макаренко // Научные записки ПИР-центра. – М.: Права человека, 2005. – № 2(26). – 610 с.

2. Расторгуев Н. Комплексы с дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами / Н. Расторгуев // Военный парад. – М.: 2003. – № 4. – С. 26-28.

3. Распачин В.В. Беспилотные авиационные системы / В.В. Распачин, С.С. Румянцев // Вестник Воздушного Флота. – М.: 2001. – № 2. – С. 78-83.

4. Амусин Б. Летящие роботы / Б. Амусин, Е. Лосев // Армейский сборник. – М.: 2002. – № 2. – С. 38-41.

5. Беляев В. Война в воздухе. Новая угроза. Современные зарубежные БПЛА и перспективы их развития / В. Беляев // Авиация и космонавтика. – М., 2004. – № 4 – С. 8-17.

6. Бреббия К. Метод граничных элементов / К. Бреббия, Ж. Теллес, Л. Вроубел. – М.: Мир, 1987. – 524 с.

7. Болсуновский А.Л. Сравнение панельных методов расчета дозвукового обтекания телесных крыльев / А.Л. Болсуновский, С.В. Герасимов, И.И. Глушков // Труды ЦАГИ. – Вып. 2357. – М.: ЦАГИ, 1987. – 31 с.

8. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

Надійшла до редколегії 5.02.2015

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співр. Е.А. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

СПЕКТРЫ ОБТЕКАНИЯ КОМПОНОВКИ БПЛА С КРЫЛОМ ПРЯМОЙ И ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Р.Н. Чигрин

Представлены результаты экспериментальных исследований спектров обтекания «малозаметной» компоновки беспилотного ЛА с крылом прямой и обратной стреловидности. Исследования спектров обтекания проводились в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил с помощью метода шелковинок при углах атаки от 0° до 16°. Результаты исследований указывают на существенную разницу в спектрах обтекания компоновок беспилотного ЛА с крылом прямой и обратной стреловидности.

Ключевые слова: спектр обтекания, аэродинамическая труба, метод шелковинок, угол атаки, отрыв потока.

SPECTRA FLOW LAYOUT UAV WITH WING DIRECT AND REVERSE SWEEP

R.M. Chigrin

The results of experimental researches of spectra flow "stealth" layouts unmanned aircraft with wing forward and reverse sweep. Spectra flow researches were conducted in a streamlined tube T-1 Kharkiv University of Air Force using the wool-tuft technique at angles of attack from 0° to 16°. Studies results indicate a significant difference in the spectra of flow configurations unmanned aircraft with wing forward and reverse sweep.

Keywords: flow range, wind tunnel, wool-tuft technique, angle of attack, flow separation.