

УДК 533.601.15

Р.М. Павловський, канд. техн. наук,  
Є.П. Ударцев, д-р техн. наук,  
М.А. Орлов

## АЕРОДИНАМІКА БІПЛАНОВОГО МОДУЛЯ ВІТРОКОЛЕСА

*Наведено результати експериментальних досліджень моделі біпланового модуля вітроколеса типу ротора Дар'є у промисловій аеродинамічній трубі АТ-1 АНТК ім. О.К. Антонова при  $Re=0,55 \cdot 10^6$  у діапазоні експлуатаційних кутів атаки  $\beta = -30 \div 185^\circ$ . Показано перевагу біпланової компоновки тягового модуля над ізольованим крилом, що дозволяє зменшити габарити вітроенергетичної установки при рівній потужності.*

В останні роки у багатьох країнах світу значний розмах одержали роботи з використанням нетрадиційних джерел енергії, у тому числі енергії вітру.

Серед проектів вітроенергетичних установок (ВЕУ) значне місце займають ВЕУ з вертикальною віссю обертання вітроколіс. Перевагою ротора типу Дар'є над вітряками з горизонтальною віссю є незалежність його роботи від напрямку вітру.

З метою зменшення діаметра ротора типу Дар'є при фіксованій потужності ведуться наукові пошуки збільшення аеродинамічного навантаження тягових модулів. Один з таких напрямків пошуку – створення та відпрацювання біпланових тягових модулів.

Експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик моделі тягового біпланового модуля проводили в аеродинамічній трубі АТ-1 АНТК ім. О.К.Антонова. Об'єкт досліджень являє собою модель біпланової коробки з двома однаковими вертикальними крилами висотою 1,33 м, площею по  $0,26 \text{ м}^2$ , з'єднаними двома горизонтальними перемичками для жорсткості коробки (рис. 1).

Вертикальні крила складені із симетричних профілів НАСА-0018, розташованих паралельно одне відносно другого на відстані 2,3 середньої аеродинамічної хорди крила.

Конструкцією моделі передбачена можливість продувок ізольованого одного вертикального крила в моноплановому варіанті.

З обох боків крил були вмонтовані імітатори гальмівних щитків (інтерцептори) з відносною довжиною – 80 % від висоти крила та відносною хордою – 15 % від хорди крила.

Аналіз одержаних результатів дослідження аеродинамічних характеристик моделі, проведених при  $Re=0,55 \cdot 10^6$  в діапазоні експлуатаційних кутів атаки  $\beta = -30 \div 185^\circ$  під час обертання модуля навколо вертикальної осі, дозволяє вказати на особливості аеродинамічних характеристик тягового модуля вітроенергетичної установки (рис. 2,3,4).

Повна конфігурація моделі тягового модуля та модель ізольованого вертикального крила характеризуються факторами, наведеними в табл. 1.

Порівнювання графіків  $C_z = f(\beta)$  повної конфігурації моделі біплана з ізольованим крилом показує, що на усьому діапазоні кутів атаки залежності  $C_z = f(\beta)$  якісно не відрізняються. При цих же умовах спостерігається значна відмінність залежностей  $C_z = f(\beta)$  в районі  $\beta = 55-125^\circ$ .

При  $\beta = 90^\circ$  коефіцієнт опору біплана ( $C_x = 0,51$ ) приблизно вдвічі менше коефіцієнта опору ізольованого крила ( $C_x = 1,15$ ). Це пояснюється тим, що при обдувці біплана під кутом атаки  $\beta = 90^\circ$  передне за напрямком течії повітря крило майже повністю затінить друге крило, що знаходиться позаду переднього.

Відповідні поляри демонструються на рис. 2. Значне погіршення аеродинамічних характеристик повної конфігурації моделі біпланового модуля та ізольованого крила спостерігається при обдувці зі сторони хвостиків профілів ( $\beta = 120-180^\circ$ ). Так, мінімальний коефіцієнт лобового опору при  $\beta = 180^\circ$  дорівнює  $C_x = 0,06$ , що майже у три рази вище мінімального коефіцієнта лобового опору цих моделей при  $\beta=0$ .

Дослідження двосторонніх гальмових щитків виявили високу їхню ефективність.

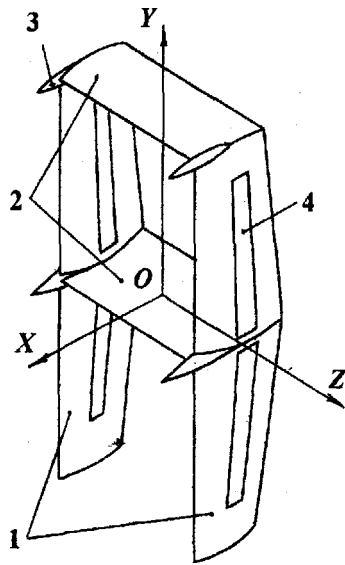


Рис. 1. Загальний вигляд тягового біпланового модуля вітроколеса:  
1 – вертикальні крила; 2 – горизонтальні крила-перемички; 3 – обтічники; 4 – гальмівні щитки

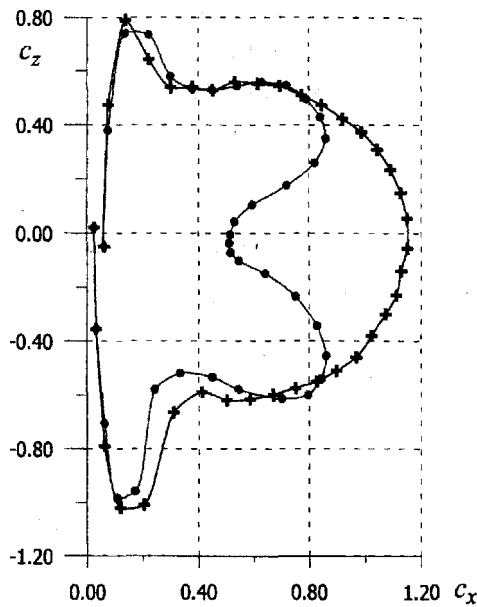


Рис. 2. Поляри біпланового модуля та ізолюваного крила:

• – біплан; + – ізолюване крило

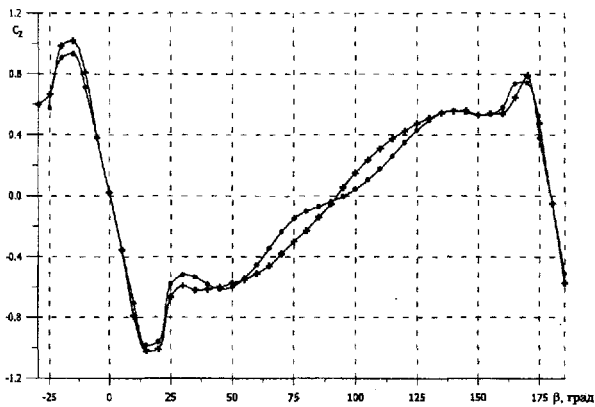


Рис. 3. Залежність коефіцієнта бокової сили від кута атаки:

+ – ізолюване крило; • – біплан

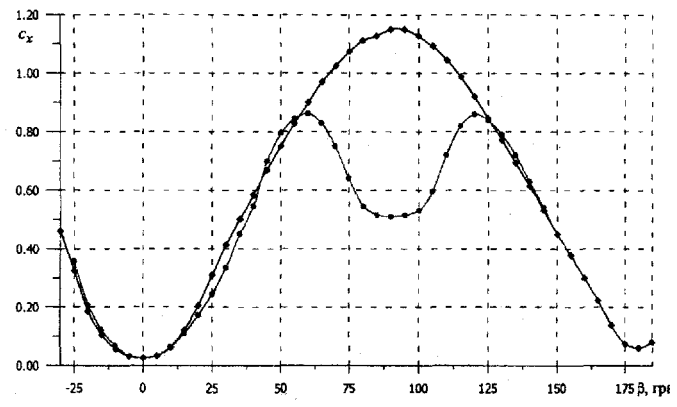


Рис. 4. Залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки:

◆ – ізолюване крило; • – біплан

Таблиця 1

Аеродинамічні фактори	$\beta_{кр}^0$	$C_{zmax}$	$C_z^\beta$	$C_{xmax}$	$K_{max}$	$\beta_{кр}^0_{max}$
Повна конфігурація	18	1,01	0,074	0,0203	12,1	6,5
Ізолюване крило	17	1,04	0,079	0,0232	14,1	9,5

Мінімальний коефіцієнт лобового опору  $C_{xmin}$  при відхиленні гальмових щитків на кут  $60^\circ$  збільшився у 35 разів, а несучі властивості  $C_z^\beta$  зменшилися у 10 разів (табл. 2).

Таблиця 2

Аеродинамічні фактори	$C_{xmin}$	$C_z^\beta$
Без гальмових щитків ( $\delta_{щ}=0$ )	0,0203	0,074
З відхиленими гальмовими щитками ( $\delta_{щ}=60^\circ$ )	0,71	0,0074

Спостереження обтічності місць кріплення вертикальних та горизонтальних несучих елементів біплана за допомогою шовкових ниток виявили, що в цих місцях збільшена турбулізація течій повітря. У випадку практичного використання тягового модуля біпланового типу потрібно удосконалити місця з'єднання вертикальних та горизонтальних несучих крил шляхом відпрацювання геометрії хвостових обтічних елементів з метою зменшення шкідливого опору.

За даними проведеного дослідження похідна  $C_z^\beta$  не змінюється, а  $C_x$ , яка віднесена до площини біплана, також мало відрізняється в діапазоні робочих кутів атаки  $\beta = 20 \div 20^\circ$ . Динамічні похідні  $C_z^\beta, C_z^w, C_z^{\dot{w}}$  можуть бути більш сприятливі в біплановій схемі порівняно з монопланом. Горизонтальні перемички збільшують ефективне подовження, зменшуючи скіс потоку, що сприятливо позначиться на згаданих похідних.

Наведені результати статичних досліджень можна використовувати для оцінки енергетики коліс, які швидко обертаються в діапазоні кутів  $\beta = -25 \div 25^\circ$ . Дані для інших кутів  $\beta$  необхідні для інженерних розрахунків міцності вітроенергетичної установки (перекидального моменту).

Одержані дані дозволяють розрахувати аеродинамічні характеристики ортогонального біпланового вітроколеса з урахуванням моделювальних компонент профільного, індуктивного та інтерференційного опору, що не досягається в аналітичному моделюванні.

Метою наступних досліджень є питання про взаємодію лопатів зі слідом попередніх та про вплив нестационарності потоку на роботу вітроустановки. Представляє також інтерес взаємне розташування лопатів для зменшення індуктивного опору та вплив механізації для оптимізації азимутальних характеристик вітроустановки.

Одержані експериментальні дані достатні для проектування біпланових роторів вітроелектростанцій на стадії технічного проекту.

Стаття надійшла до редакції 24.10.01.

УДК 533.6.013

С.О. Іщенко, д-р техн. наук, Т.О. Семітківська

## КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ МОДЕЛЮВАЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ ВИВЧЕННЯ ВПЛИВУ ІНДИВІДУАЛЬНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОВІТРЯНОГО КОРАБЛЯ НА ЙОГО ЛЬОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Розглянуто використання математичних моделей повітряних кораблів для дослідження причин появи в них індивідуальних особливостей та ступеня їх впливу на льотні характеристики. Показано структуру універсальної математичної моделі та призначення окремих модулів, що забезпечує визначення індивідуальних льотних характеристик будь-якого типу повітряного корабля.*

Наявність індивідуальних особливостей (ІО) повітряних кораблів (ПК) є складною авіаційною проблемою.

Індивідуальні особливості викликають зміну експлуатаційних обмежень, що гарантують безпеку польотів, призводять до збільшення темпу відпрацювання ресурсу і зниження паливної ефективності ПК [1; 2]. Ця вимагає глибокого й всебічного вивчення впливу ІО на зміну льотно-технічних характеристик (ЛТХ) та характеристик стійкості і керованості (ХСК) екземпляра ПК. Одним із загальноприйнятих методів дослідження впливу ІО на зміну ЛТХ та ХСК ПК є обчислювальний експеримент. Переваги математичного моделювання перед іншими методами дослідження обумовлюються, насамперед, такими його властивостями:

– безпека – математичні моделі (ММ) дозволяють імітувати польоти ПК як у середині, так і за межами експлуатаційного діапазону параметрів польоту;