

Є.О. Українець, П.А. Глущенко, Є.В. Спіркін

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ВИЗНАЧЕННЯ ЗНАЧЕНЬ КРИТЕРІЇВ ДОСКОНАЛОСТІ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ТРУБИ ПРИ ТЕХНІЧНІЙ ПІДГОТОВЦІ АЕРОДИНАМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Періодична перевірка параметрів та критеріїв досконалості аеродинамічної труби є необхідною умовою при проведенні в ній досліджень моделей літальних апаратів. Представлені результати експериментального визначення значень початкового рівня турбулентності та коефіцієнту поля робочої частини труби аеродинамічної труби Т-1 малих дозвукових швидкостей Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба. Зроблено висновок про відповідність умов випробувань в аеродинамічній трубі Т-1 нормальним умовам, що встановлені до дослідницьких аеродинамічних комплексів.

Ключові слова: аеродинамічна труба, початкова турбулентність, коефіцієнт поля, критичне число Рейнольдса.

Вступ

Постановка проблеми. Визначення аеродинамічних характеристик літального апарату (ЛА), структури течії газового потоку та розподілу тиску навколо аеродинамічних поверхонь та інше залишаються основними задачами аеродинаміки [1]. Вирішення зазначених задач шляхом фізичного і чисельного моделювання отримало широке застосування [2]. Числовий експеримент дозволяє досліджувати загальну структуру течії і певні особливості течії в межах визначених моделей газу при зміні параметрів об'єкту дослідження. В цьому випадку числовий експеримент має перевагу перед фізичним експериментом і льотними випробуваннями в економічності, особливо при дослідженні великої кількості варіантів і зміні різноманітних параметрів, характеристик і умов. При цьому періодично повинні проводитись порівняння результатів чисельних експериментів з даними коректно поставленого фізичного експерименту. У разі незадовільного узгодження результатів виконується детальне дослідження розходжень, що виникли [2].

Основними особливостями експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах (АДТ) є великі матеріальні витрати і час, що затрачується на підготовку, постановку і проведення експерименту. Ці витрати необхідні тому, що лише експериментально можливо отримати дані про загальну структуру течії навколо ЛА різних складних форм та значення аеродинамічних характеристик (АДХ) в усьому діапазоні швидкостей і при будь-якому положенні ЛА по відношенню до вектора швидкості набігаючого потоку [2].

Таким чином експеримент є необхідною складовою перевірки адекватності математичних моделей і теоретичних розрахунків та дає остаточні оцінки аеродинамічних характеристик.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. При постановці фізичного експерименту необхідно сформулювати умови, при яких можливо надійне практичне використання отриманих результатів досліджень. Для досягнення цієї мети необхідно, щоб експеримент був принципово вірно поставлений, достовірний і точний [1]. Цьому напряму присвячено велика кількість робіт, наприклад [1–10]. Досягнення умов випробувань при яких можливо надійне практичне використання отриманих результатів досліджень, дозволить порівнювати результати випробувань в різних аеродинамічних трубах, поширювати дані випробувань на натурні об'єкти і т. ін., що значно здешевлює етапи розробки і випробування нових зразків авіаційної техніки.

Висока достовірність аеродинамічних випробувань досягається внесенням поправок, які враховують велику кількість факторів, що впливають на результати випробувань і залежать від особливостей конструкції АДТ, параметрів середовища та техніки, що застосовується [3–10]. Основними факторами, що кількісно впливають на результати випробувань є критерії досконалості АДТ [8], а саме: початковий рівень турбулентності потоку ε та коефіцієнт поля робочої частини труби μ .

Метою роботи є експериментальне визначення значень критеріїв досконалості потоку в АДТ Т-1 Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба (ХНУПС) при підготовці до випробувань моделей крил з кінцевими аеродинамічними поверхнями.

Виклад основного матеріалу

Як відомо, АДТ є комплексом, призначеним для отримання аеродинамічних характеристик з максимально можливою достовірністю. Досконалість АДТ, як комплексу, залежить від якості повітряного потоку в робочій частині та від точності приладів,

які вимірюють аеродинамічні навантаження та параметри потоку [3-10]. АДТ малих дозвукових швидкостей Т-1 ХНУПС безперервної дії замкнутого типу з відкритою робочою частиною призначена для дослідження аеродинамічних характеристик моделей літаків на режимах зльоту, посадки та малих швидкостей польоту. Схема аеродинамічного контуру АДТ Т-1 з найменуванням основних частин показана на рис. 1. АДТ Т-1 забезпечує проведення наступних видів досліджень:

- визначення сумарних аеродинамічних характеристик моделей за допомогою трьохкомпонентних механічних ваг, в тому числі при моделюванні впливу поверхні землі і роботи повітряних гвинтів;

- визначення розподілу тиску по поверхні моделей;
- дослідження скосу та гальмування потоку за моделлю;
- дослідження впливу аеродинамічних сил на пружні характеристики конструкції ЛА;
- методичні дослідження, пов'язані з створенням аеродинамічних труб і стіндів як фізичних приладів, з розробкою методів випробувань в аеродинамічних трубах та обробка отриманих результатів вимірів;
- випробування моделей ЛА з імітацією струменів реактивних двигунів;
- візуалізація течії на поверхні моделі за допомогою шовковинок та інших методів.

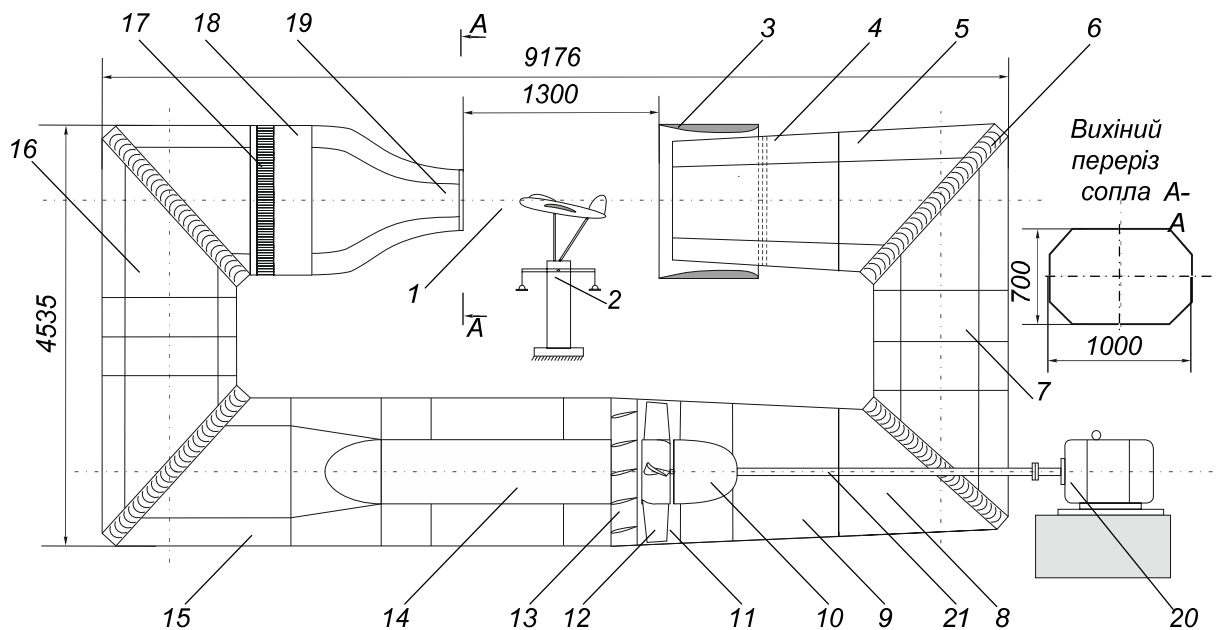


Рис. 1. Аеродинамічний контур дозвукової аеродинамічної труби безперервної дії Т-1 ХНУПС (1 – робоча частина; 2 – аеродинамічні ваги з моделлю; 3 – кільцевий розтруб; 4 – перший дифузор; 5 – коліно №1; 6 – поворотні лопатки; 7 – другий дифузор; 8 – коліно №2; 9 – перехідник; 10 – передній обтічник втулки вентилятора; 11 – вентиляторний відсік; 12 – вентилятор; 13 – спрямляючий апарат; 14 – задній обтічник втулки вентилятора; 15 – відсіки зворотного каналу; 16 – коліно №3; 17 – ґрати; 18 – форкамера; 19 – сопло; 20 – приводний електромотор; 21-вал)

Аеродинамічна труба Т-1 оснащена системою плавного управління швидкістю потоку в діапазоні від 1,5 до 50 м/с. Для забезпечення такого діапазону зміни швидкості потоку в якості приводу використовується електричний двигун постійного струму незалежного збудження, живлення якого здійснюється за класичною схемою Вард-Леонарда з двухступеневим управлінням. Крім широкого діапазону регулювання частоти обертання дана схема дає можливість отримати плавний пуск приводного двигуна.

Корпус аеродинамічної труби Т-1 розбірний, виготовлений з дерева, всі відсіки, крім вентиляторного, восьмигранного перетину (рис. 1). Відкрита робоча частина 1 забезпечує зручність установки моделей і порівняльну простоту спостереження за

ходом експерименту. На аеродинамічних вагах 2 безпосередньо заміряється лобовий опір X_a , підйомна сила Y_a , поздовжній момент M_z встановленої моделі. У всіх чотирьох колінах труби встановлені поворотні профільовані лопатки 6, що служать для зменшення гідравлічних втрат, плавного повороту потоку у внутрішньому каналі труби і закріплюються після налагодження потоку в робочій частині. Для забезпечення рівномірності потоку в робочій частині у форкамері труби служать також ґрати 17 з розміром 40x40 мм. Для усунення пульсацій повітряного потоку й пов'язаних з ними вібрацій корпуса труби передбачений спеціальний пристрій, що складається із профільованого кільцевого розтруба 3 і прямокутних отворів, виконаних по периметру вхі-

дної ділянки першого дифузора 4. Вентилятор 12 труби металевий, шестилопатевий, з профільованими лопатками зпрямляючого апарату 13 встановлений у зворотному каналі. Для забезпечення рівномірності потоку у внутрішньому каналі труби втулка вентилятора закрита великогабаритними обтічниками 10 і 14, стики й щілини внутрішнього каналу ретельно зашпакльовані й оброблені. Основні технічні дані аеродинамічної труби Т-1 наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Основні технічні дані аеродинамічної труби Т-1

Швидкість потоку в робочій частині:	
Максимальна	50 м/с
Мінімальна	1,5 м/с
Число Рейнольдса на 1 м	до 3×10^6
Повний тиск	атмосферний
Швидкісний напір	до 2,05 кПа
Температура гальмування	середовища
Діапазон кутів атаки α	$-15^\circ \dots 25^\circ$
Розміри робочої частини:	
Ширина	1,0 м
Висота	0,7 м
Довжина	1,3 м
Ступінь підтискання сопла	5
Діаметр вентилятора	1,5 м
Відносний діаметр втулки вентилятора	0,5
Число оборотів вентилятора /максимальне/	1000 об/хв
Потужність приводного електромотора	30 кВт
Аеродинамічна якість труби /з ґратами/	2,7

Питання збіжності результатів експерименту в дозвукових аеродинамічних трубах з різним ступенем турбулентності потоку, при інших рівних умовах, є одним із найактуальніших в експериментальній аеродинаміці [9].

Для визначення початкової турбулентності ε , що кількісно впливає на аеродинамічні характеристики моделей, що випробовуються, в АДТ Т-1 було використано властивість чутливості сфери до турбулентності [3–4; 7; 12–14]. Під ступенем турбулентності розуміється відношення середньоквадратичного відхилення швидкості ΔV в часі до осередненої швидкості V в тій самій точці за один і той же проміжок часу t :

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\frac{1}{t} \int_{t_1}^{t_2} \Delta V^2 dt}}{\frac{1}{t} \int_{t_1}^{t_2} V dt} \quad (1)$$

При збільшенні швидкості потоку в аеродинамічній трубі від мінімальної ламінарний примежовий шар

на сфері переходить в турбулентний стан, при цьому точка відриву зміщується назад і коефіцієнт лобового опору зменшується. Використовується припущення, що цей перехід відбувається миттєво при деякому числі Re , що називається критичним і при відповідному значенню коефіцієнта лобового опору сфери $C_{x\alpha} = 0,3$. Вагові випробування сфери та визначення початкової турбулентності по залежності $\varepsilon = f(Re_{кр})$, проводилося аналогічно ваговим випробуванням сфери [8; 11], кількісно відрізнялись сила лобового опору підвіски, що пов'язано з особливостями конструкції підвіски сфери до ваг ЗКТ-1, а діаметр сфери, що випробовувалась, дещо менше $d_{ш} = 0,14$ м та для зменшення впливу підвіски сфери виготовлено обтічник для стійки із композиційного матеріалу з профілем Epller 387. Сфера склеєна з дерев'яних заготовок, зовнішня поверхня ретельно відполірована. Спрощена схема проведення експерименту наведена на рис. 2.

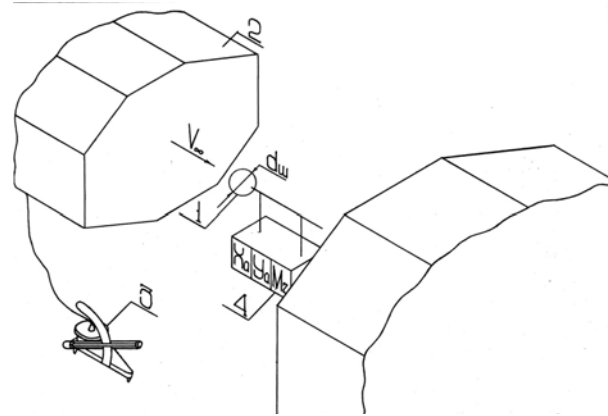


Рис. 2. Схема проведення експерименту по визначенню початкової турбулентності (1 – куля; 2 – сопло аеродинамічної труби; 3 – мікроманометр; 4 – трьохкомпонентні ваги)

Фотографія зовнішнього вигляду сфери – вимірювача турбулентності встановленого в робочій частині АДТ Т-1 представлена на рис. 3.

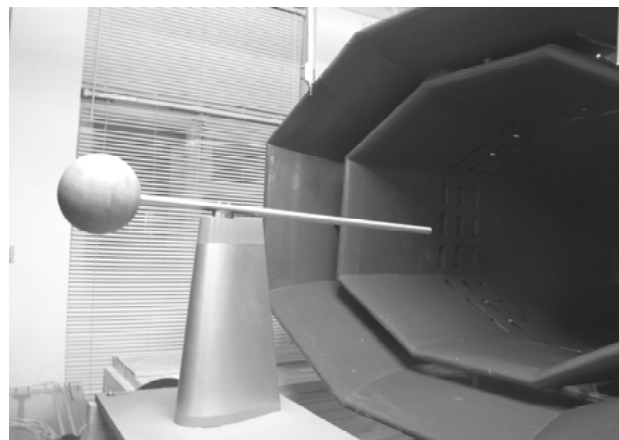


Рис. 3. Фотографія зовнішнього вигляду сфери – вимірювача турбулентності встановленого в робочій частині АДТ Т-1

Робоча формула для визначення швидкості потоку при заправленому мікроманометрі етиловим спиртом ($\rho = 809,5 \text{ кг/м}^3$) має вигляд:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \mu k g l}, \quad (2)$$

де $\mu = \frac{1}{1 - \left(\frac{F_{рч}}{F_{\phi}}\right)^2}$ – коефіцієнт перепаду тиску;

$F_{рч}, F_{\phi}$ – площі перерізів робочої частини та форкамери аеродинамічної труби;

k – фактор мікроманометру (значення фактора мікроманометра відповідають куту нахилу градуйованої трубки і вказані на механізмі нахилу і в даному випадку можуть приймати значення 0,1; 0,4; 0,6; 0,8);

l – показання мікроманометра по градуйованій трубці в мм;

g – прискорення вільного падіння;

ρ – густина повітря при даній температурі і атмосферному тиску та визначається за формулою:

$$\rho = \rho_{MCA} \frac{p}{p_{MCA}} \frac{273 + t_{MCA}}{273 + t}, \quad (3)$$

де $\rho_{MCA}; p_{MCA}; t_{MCA}$ – відповідно густина, тиск і температура повітря в стандартних умовах.

Вимірювання температури і атмосферного тиску виконувались стаціонарним чашковим ртутним барометром скомбінованим з ртутним термометром.

При визначенні числа Рейнольдса $Re = \frac{V d_{ш}}{\nu}$,

що характеризує відношення сил інерції до сил в'язкості, в якості характерного розміру приймався діаметр сфери $d_{ш}$, кінематичний коефіцієнт в'язкості визначався за формулою:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}, \quad (4)$$

де

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{273}\right)^{0,754}, \quad (5)$$

де μ_0 – динамічний коефіцієнт в'язкості повітря в стандартних атмосферних умовах.

В результаті обробки експериментальних даних отримана залежність коефіцієнту лобового опору від числа Рейнольдса в аеродинамічній трубці Т-1, що представлена на рис. 4.

З представленої залежності та залежності між критичним числом Рейнольдса ($Re_{кр} = 290000$) і рівнем пульсацій $\epsilon = f(Re_{кр})$ [12; 14] встановлено, що початкова турбулентність потоку в робочій частині аеродинамічної труби Т-1 $\epsilon = 0,45 \%$ (рис. 5).

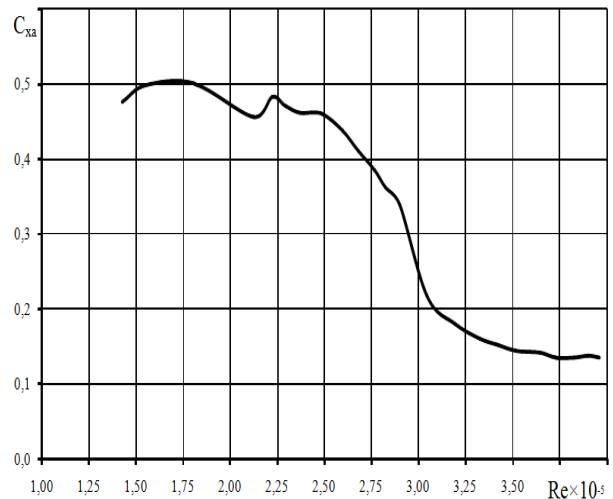


Рис. 4. Експериментальна залежність коефіцієнту лобового опору сфери від числа Рейнольдса в АДТ Т-1

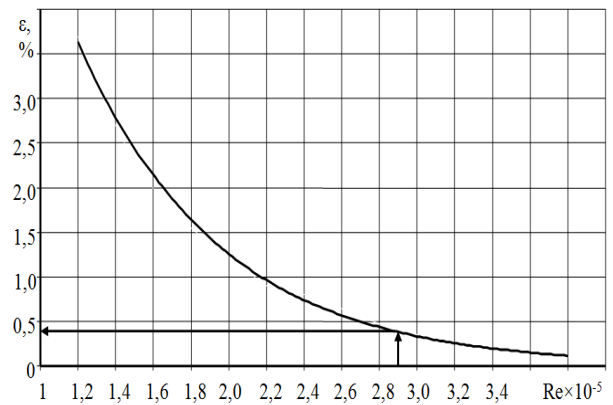


Рис. 5. Залежність між критичним числом Рейнольдса і рівнем пульсацій в аеродинамічній трубці $\epsilon = f(Re_{кр})$ [10]

Важливим параметром, що характеризує аеродинамічні труби є ступінь рівномірності повітряного потоку в робочій частині (ядрі потоку) труби [3–4; 14]. Відомо, що в ядрі потоку відхилення величини швидкісного напору не повинно перевищувати $\pm 2\%$ від середнього значення:

$$\mu_i = \frac{q_i}{q_{пер}}, \quad (6)$$

де μ_i – коефіцієнт точки поля в досліджуваній точці робочої частини аеродинамічної труби;

q_i – швидкісний напір в досліджуваній точці робочої частини аеродинамічної труби;

$q_{пер}$ – швидкісний напір, що вимірюється методом перепаду тиску.

Методика проведення експерименту з визначення коефіцієнту поля в робочій частині аеродинамічної труби аналогічна [4; 8], незначні відмінності склали форма багатокутника (рис. 6) в перерізах робочої частини (рис. 7) та тип координатника (рис. 8).

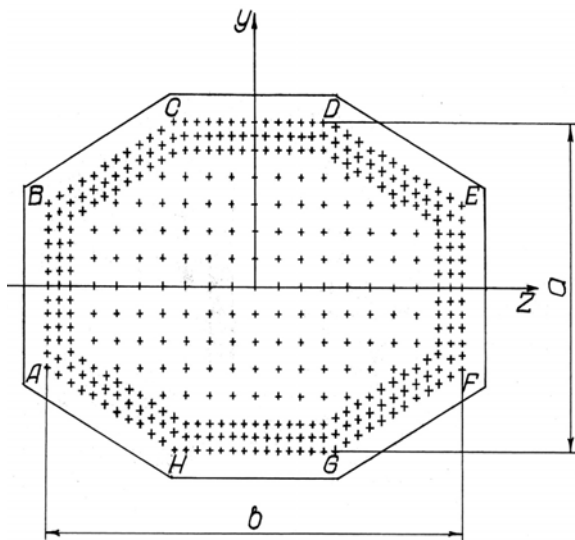


Рис. 6. Схема точок, в яких вимірювались значення швидкісного напору

На рис. 9–11 представлено графіки зміни коефіцієнтів точки поля вздовж осей OZ та OY для трьох перерізів робочої частини аеродинамічної труби Т-1, що отримані в результаті обробки експериментальних даних. З представлених залежностей помітно, що розподіл поля швидкостей помітно відрізняється за перерізами. Проте в центральній частині робочої частини аеродинамічної труби Т-1 поле швидкостей є доволі однорідним, що є суттєвим при проведенні випробувань моделей в АДТ.

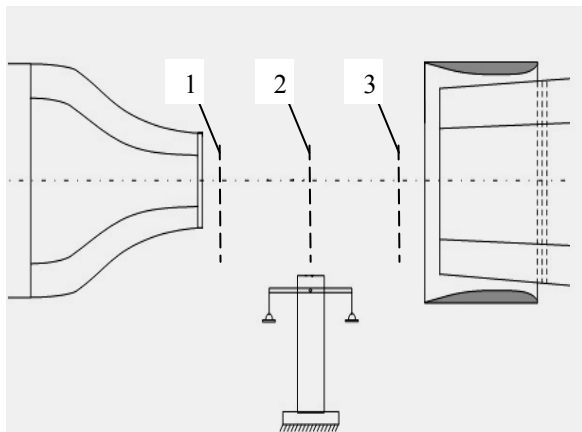


Рис. 7. Схема перерізів робочої частини АДТ, в яких вимірювались значення швидкісного напору (1 – початковий; 2 – центральний; 3 – кінцевий перерізи)

Середнє значення коефіцієнту поля робочої частини труби визначаємо за формулою [14]:

$$\mu = \frac{\sum_{i=1}^n \mu_{T_i}}{n} \quad (7)$$

Коефіцієнт поля труби робочої частини аеродинамічної труби Т-1 ХНУПС $\mu=1,00247$. Відхилення від контрольної точки складає $\Delta=0,2\%$.



Рис. 8. Фотографія умов проведення експерименту по визначенню коефіцієнту поля робочої частини АДТ Т-1

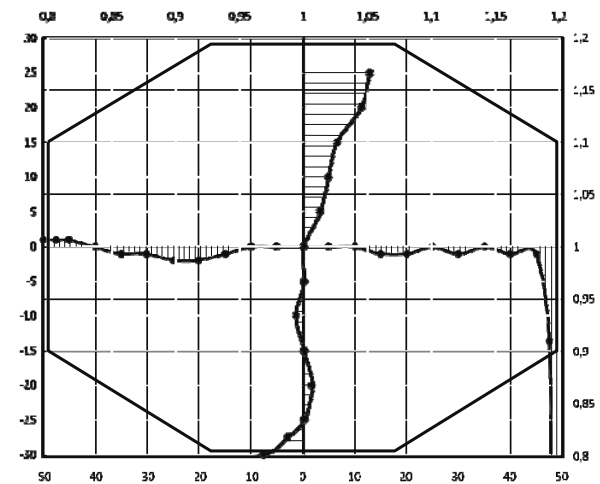


Рис. 9. Графік зміни коефіцієнтів точки поля для початкового перерізу робочої частини аеродинамічної труби Т-1

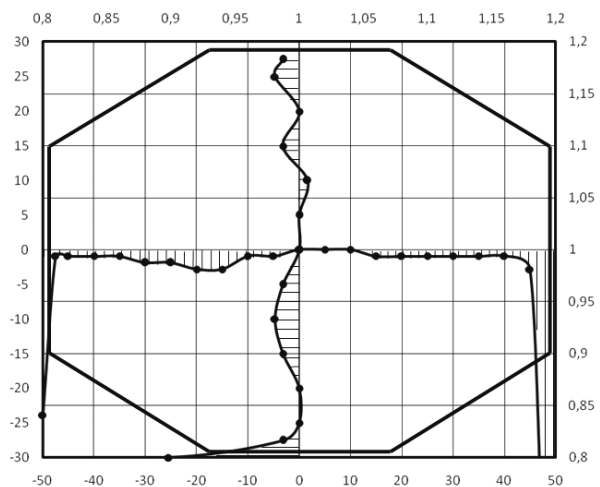


Рис. 10. Графік зміни коефіцієнтів точки поля для центрального перерізу робочої частини аеродинамічної труби Т-1

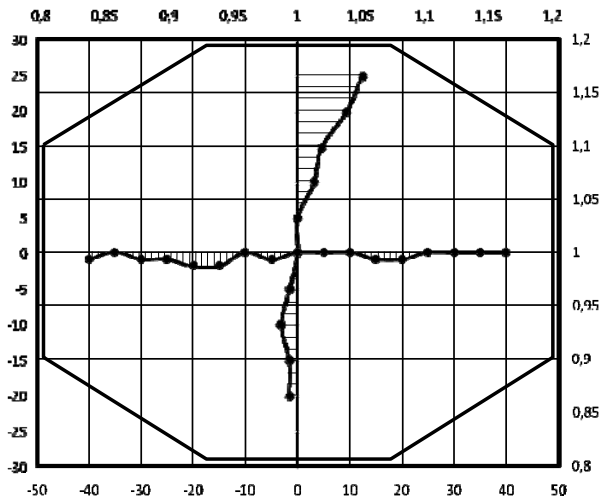


Рис. 11. Графік зміни коефіцієнтів точки поля для кінцевого перерізу робочої частини аеродинамічної труби Т-1

Висновки

За визначеними критеріями досконалості потоку в АДТ Т-1 зроблено висновок, що умови прове-

дення аеродинамічних випробувань в аеродинамічній трубі Т-1 Харківського національного університету повітряних Сил імені Івана Кожедуба відповідають нормальним умовам [4–5], встановленим для засобів аеродинамічного випробувального комплексу (ГОСТ 8.395-80). Це дозволить вносити поправки, необхідні для перерахунку отриманих результатів експерименту на відповідні числа Рейнольдса. За визначеною початковою турбулентністю можливо розрахувати фактор турбулентності, що дозволить порівнювати результати випробувань в різних аеродинамічних трубах. В цілому це дасть змогу забезпечити достовірність отримуваних результатів аеродинамічних випробувань.

В подальших дослідженнях передбачається визначення поправок, що обумовлені впливом початкової турбулентності ϵ , як на значення коефіцієнту сили лобового опору C_{xa} , так і на значення коефіцієнту підйомної сили C_{ya} , що забезпечить отримання достовірних експериментальних даних при проведенні випробувань моделей малорозмірних безпілотних літальних апаратів.

Список літератури

1. Горшенин Д.С. Методы и задачи практической аэродинамики / Д.С. Горшенин, А.К. Мартынов. – М.: Машиностроение, 1977. – 240 с.
2. Любимов А.Н. Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел / А.Н. Любимов, Н.М. Тюмнев, Г.И. Хут. – М.: Наука, 1995. – 397 с.
3. Моделирование условий полета летательных аппаратов при испытаниях в аэродинамических трубах: учебное пособие / Б.С. Дубов, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский. – М.: МАИ, 2004. – 76 с.
4. Сертификационное обеспечение аэродинамических испытаний: учеб. пособ. / Б.С. Дубов, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский. – М.: МАИ, 2004. – 84 с.
5. Радциг А.Н. Модельный эксперимент в аэродинамических трубах / А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков. – М.: МАИ, 1992. – 65 с.
6. 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», 2012. – 156 с.
7. Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика / А.Н. Радциг. – М.: МАИ, 2004. – 296 с.
8. Экспериментальное определение значений критериев совершенства аэродинамической трубы Т-1 Харьковско-го университета Воздушных Сил / О.Б. Анипко, В.В. Газзев, А.Р. Джимиев, Е.В. Спиркин, Е.А. Украинец, И.И. Шабрат // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. – Х.: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2009. – № 3. – С. 28-32.
9. Tropea C. Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics / C. Tropea, A.L. Yarin, J.F. Foss. – Berlin: Springer, 2007. – 1569 с.
10. Discetti S. Experimental aerodynamics / S. Discetti, A. Ianiro. – Boca Raton: CRC Press, 2017. – 468 с.
11. Репик Е.У. Влияние турбулентности потока на результаты испытаний в аэродинамических трубах / Е.У. Репик, Ю.П. Соседко // Ученые записки ЦАГИ. – 1993. – №3.
12. Dryden H.L. Effect of turbulence in wind-tunnel measurements / H.L. Dryden, A.M. Kuethe // NACA Report. – 1929. – № 342. – 32 с.
13. Закс Н.А. Основы экспериментальной аэродинамики / Н.А. Закс. – М.: Оборонгиз, 1953. – 371 с.
14. Соляник П.Н. Экспериментальная аэродинамика: учеб. пособ. по лабораторному практикуму / П.Н. Соляник, М.Л. Сургалло, В.В. Чмовж. – Х.: ХАИ, 2007. – 96 с.

References

1. Gorshenin, D.S. and Martinov, A.K. (1977), "Metody i zadachi prakticheskoy aerodinamiki" [Methods and problems of practical aerodynamics], Mashinostroeniye, Moscow, 240 p.
2. Lyubimov, A.N., Tyumnev, N.M. and Khut, G.I. (1995), "Metody issledovaniya techeniy gaza i opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik osesimmetrichnykh tel" [Methods for studying gas flows and determining aerodynamic characteristics of axisymmetric bodies], Nauka, Moscow, 397 p.

3. Dubov, B.S., Radtsig, A.N., Semenchikov, N.V. and Yakovlevskiy, O.V. (2004), "Modelirovaniye usloviy poleta letatel'nykh apparatov pri ispytaniyakh v aerodinamicheskikh trubakh: uchebnoye posobiye" [Modeling the flight conditions of aircraft during testing in wind tunnels: a tutorial], MAI, Moscow, 76 p.
4. Dubov, B.S., Radtsig, A.N., Semenchikov, N.V. and Yakovlevskiy, O.V. (2004), "Sertifikatsionnoye obespecheniye aerodinamicheskikh ispytaniy: uchebnoye posobiye" [Certification of aerodynamic tests: a manual], MAI, Moscow, 84 p.
5. Radtsig, A.N. and Semenchikov, N.V. (1992), "Model'nyy eksperiment v aerodinamicheskikh trubakh" [Model experiment in wind tunnels], MAI, Moscow, 65 p.
6. Zhuravlev, V.N. (2012), "Aerodinamicheskiy kompleks KHAI – osnovnyye etapy razvitiya i nauchnoy deyatel'nosti: tekst" [Aerodynamic complex KhAI - the main stages of development and scientific activity: text], KHAI, Kharkov, 156 p.
7. Radtsig, A.N. (2004), "Eksperimental'naya gidroaeromekhanika" [Experimental hydroaeromechanics], MAI, Moscow, 296 p.
8. Anipko, O.B., Gazaev, V.V., Dzhimiev, A.R., Spirkin, E.V., Ukrainets, E.A. and Shabrat, I.I. (2009), "Eksperimental'noye opredeleniye znacheniy kriteriyev sovershenstva aerodinamicheskoy trubyy T-1 Khar'kovskogo universiteta Vozdushnykh Sil" [Experimental determination of the values of the criteria for the perfection of the T-1 wind tunnel of the Kharkov University of Air Force], *Aerohydrodynamics and aeroacoustics: problems and prospects*, No. 3. pp. 28-32.
9. Tropea, C., Yarin A.L. and Foss, J.F. (2007), *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*, Springer, Berlin, 1569 p.
10. Discetti, S., and Ianiro, A. (2017), "Experimental Aerodynamics", CRC Press, Boca Raton, 468 p.
11. Repik, Ye.U. and Sosedko, Yu.P. (1993), "Vliyaniye turbulentsnosti potoka na rezul'taty ispytaniy v aerodinamicheskikh trubakh" [Influence of flow turbulence on test results in wind tunnels], *Scientific notes TsAGI*, No. 3, pp. 76-90.
12. Dryden, H.L. and Kuethe, A.M. (1923), "Effect of turbulence in wind-tunnel measurements", *NACA Report*, No. 342, 32 p.
13. Zaks, N.A. (1953), "Osnovy eksperimental'noy aerodinamiki" [Fundamentals of experimental aerodynamics], Oborongiz, Moscow, 371 p.
14. Solyanyk, P.N., Surhalo, M.L. and Chmovzh, V.V. (2007), "Eksperimental'naya aerodinamika: uchebnoye posobiye po laboratornomu praktikumu" [Experimental aerodynamics: a manual on laboratory practice], KHAI, Kharkov, 96 p.

Надійшла до редколегії 17.05.2018

Схвалена до друку 3.07.2018

Відомості про авторів:

Українець Євген Олександрович

доктор технічних наук професор
професор кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Глушенко Павло Аркадійович

ад'юнкт Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Спіркін Євген Вікторович

старший викладач
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2924-0545>

Information about the authors:

Yevgen Ukrainets

Doctor of Technical Sciences Professor
Professor of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Pavel Glushchenko

Doctoral Student of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Evgen Spirkin

Senior Instructor
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2924-0545>

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗНАЧЕНИЙ КРИТЕРИЕВ СОВЕРШЕНСТВА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ПРИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Е.О. Українець, П.А. Глушенко, Е.В. Спіркін

Периодическая проверка параметров и критериев совершенства аэродинамической трубы является необходимым условием при проведении в ней исследований моделей летательных аппаратов. Представлены результаты экспериментального определения значений уровня начальной турбулентности ϵ и коэффициента поля рабочей части трубы μ аэ-

родинамической трубы T-1 малых дозвуковых скоростей Харьковского национального университета Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба. Сделан вывод о соответствии условий испытаний в аэродинамической трубе T-1 нормальным условиям, установленным для исследовательских аэродинамических комплексов.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, начальная турбулентность, коэффициент поля, критическое число Рейнольдса.

DETERMINATION OF VALUES OF CRITERIA OF PERFECTION OF AERODYNAMIC PIPE AT TECHNICAL PREPARATION OF AERODYNAMIC EXPERIMENT

Ye. Ukrainets, P. Glushchenko, E. Spirkin

The main factors that affect the test results quantitatively are the criteria for the perfection of the wind tunnel, namely the level of initial turbulence ε and the coefficient of the field of the working part of the tube μ . Periodic inspection of the wind tunnel, its parameters and criteria of perfection of the wind tunnel is a necessary condition for Research of aircraft models in wind tunnels. The aim of this work is experimental determination of the values of the criteria for the perfection of low subsonic speeds T-1 wind tunnels of the Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University in preparation for testing the models of wings with terminal aerodynamic surfaces. The paper presents the results of the experimental determination of the values of the initial level of turbulence ε and the coefficient of the field of the working part of the tube μ of the T-1 wind tunnel at low subsonic speeds T-1 of the Ivan Kozhedub Kharkov National Air Force University. To determine the initial turbulence ε , which quantitatively influences the aerodynamic characteristics of the tested models, the property of the sensitivity of the ball to turbulence was used in the T-1 wind tunnel. As the flow velocity in the wind tunnel increases from the minimum, the laminar boundary layer on the sphere becomes turbulent, with the separation point shifted back and the drag coefficient decreases. We use the assumption that this transition occurs instantaneously at a certain Re_{kp} number, called the critical and corresponding value of the coefficient of drag of the ball $CX_a=0,3$. From the dependence and the relationship between the critical Reynolds number ($Re_{kp}=290000$) and the level of pulsations, it is established that the initial turbulence of the flow in the working part of the wind tunnel T-1 is $\varepsilon=0,45\%$. An important parameter characterizing wind tunnels is the degree of uniformity of the air flow in the working part (the core of the flow) of the pipe. It is known that in the core of the flow the deviation of the velocity head should not exceed $\pm 2\%$ of the mean value. The graphs of the change in the field coefficient for the three sections of the working part of the T-1 wind tunnel, which are obtained as a result of the processing of the experimental data, are presented in the work. The coefficient of the field of the working part of the wind tunnel T-1 KhNUPS $\mu=1,00247$, the deviation from the control point is $\Delta=0,2\%$. The conclusion is made that the test conditions in the T-1 wind tunnel correspond to the normal conditions that are established for aerodynamic complexes, which ensures high reliability of the obtained results of aerodynamic studies.

Keywords: wind tunnel, initial turbulence, field coefficient, critical Reynolds number.