

DOI: 10.18372/2310-5461.40.132288

УДК 629.7.022(045)

**Е. О. Українець**, д-р техн. наук, проф.  
Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба  
orcid.org/0000-0002-7674-0588  
e-mail: eukrainez@gmail.com;

**Є. В. Спіркін**,  
Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба  
orcid.org/0000-0003-2924-0545  
e-mail: spirkin1982@ukr.net;

**В. Г. Кудрявцев**, доц.  
Державний університет інфраструктури та технологій  
orcid.org/0000-0002-4846-7852  
e-mail: kudryavcev@ukr.net;

**Ю. П. Клочков**, канд. екон. наук, доц.  
Державний університет інфраструктури та технологій  
orcid.org/0000-0002-1027-1811  
e-mail: yu\_klochkov@ukr.net;

**В. І. Нечитайло**,  
Державний університет інфраструктури та технологій  
orcid.org/0000-0002-9132-1293  
e-mail: v\_nechit98@ukr.net

## ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА УСТАНОВКА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕКРАНОПЛАНІВ

### Вступ

Проблема збільшення швидкості кораблів для досягнення тактичних переваг є однією з ключових проблем розвитку Військово-Морських Сил. Кораблі, плавання яких засновано на використанні гідростатичних сил, досягають швидкості близько 30 вузлів (55 км/год) для самих більших військових кораблів, оснащених двигунами величезної потужності.

Катери, що глісують, здатні розвивати 110 км/год завдяки тому, що на ходу корпус їх підтримується не всім днищем, а лише частиною його — двома невеликими «п'ятчками», розташованими в районі редана (уступ і днище) і корми. Однак швидкохідні реданні кораблі мають невисоку бойову цінність через вкрай низьку мореплавність. Подальше збільшення швидкості пов'язане з переводом надводних судів з традиційного режиму плавання на режим руху над водою, використовуючи для того різні динамічні принципи підтримки:

— шляхом підйому корпусу над поверхнею води за рахунок піднімальної гідродинамічної сили, що розвивається при більших швидкостях ходу на підводних керованих крилах судів — суднах на підводних крилах (СПК);

— шляхом підйому корпусу над поверхнею води за рахунок повітряної подушки, тобто, шару стисненого повітря, що нагнітається під днище судна для відділення його від води — судно на повітряній подушці (СПП);

— шляхом підйому корпусу над поверхнею води за рахунок ефекту різкого підвищення піднімальної сили корпусу-крила та покращення його аеродинамічних якостей при русі поблизу опорної поверхні (екраноплани) [1].

Суднам на підводних крилах властиві всі недоліки кораблів, що глісують, тому їх військове використання обмежене тією самою мірою. Судна на повітряній подушці також володіють рядом недоліків, що ускладнюють їх військове використання. Так, велике хвилювання моря, круті схили берегів і пересічена місцевість залишаються для СПП непереборними. Гранична висота хвиль, над якими можуть рухатися існуючі СПП, не перевищує 1,8 м. Вентиляторами піднімаються хмари водяного, снігового або ґрунтового пилу, вони демаскують корабель і ускладнюють керування їм.

Найбільшою цінністю у військовому сенсі володіють экраноплани — апарати, призначені для польоту поблизу опорної (в основному водної) поверхні. Принципова різниця між двома принципами руху СПП і экранопланів полягає в тому, що підтримуюча экраноплан «повітряна подушка» створюється не вентилятором, а швидкісним напором повітря, що набігає на апарат. У результаті підвищується піднімальна сила крила і його аеродинамічна якість при русі поблизу водної поверхні, так званий «ефект екрана». Це дає экраноплану певні переваги:

— зростання швидкості руху (до 550 км/год) при порівняно невеликих витратах потужності;

— висока мореплавність і здатність міняти висоту польоту залежно від обстановки;

— здатність рухатися не тільки над водною поверхнею, але й над снігом, льодом і обмілинами, переборювати перешкоди висотою в кілька метрів;

— більша, ніж у звичайних літаків, економічність і дальність польоту;

— висока скритність, не властива звичайним надводним кораблям. У екраноплана немає гідроакустичного поля, оскільки він не має контакту з водною поверхнею [1].

#### Аналіз останніх досягнень і публікацій

Незважаючи на прогрес в області теоретичної аеродинаміки визначення аеродинамічних характеристик (АДХ) літальних апаратів (у тому числі, екранопланів) по випробуваннях його моделей в аеродинамічних трубах (АДТ) залишається основним і самим надійним засобом при розробці нових аеродинамічних компонувань і вдосконалюванні вже існуючих [2].

Результати випробувань в АДТ моделей, призначених для дослідницьких цілей, використовуються для порівняльного аналізу АДХ різних компонувань і їх елементів. Для розрахунку

льотно-технічних і маневрених характеристик літальних апаратів (ЛА) результати випробувань в АДТ їх геометрично подібних моделей приводяться до натурних умов шляхом введення виправлень. Величини виправлень, їх точність і методи визначення залежать і від характеристик АДТ, і від особливостей компонування ЛА. В остаточному підсумку зіставлення АДХ, отриманих у результаті випробувань моделей в АДТ, призводить до встановлення АДХ ЛА, які в сполученні з характеристиками двигуна приймаються за основу всіх наступних аналізів і розрахунків [2–7]. Однак експлуатація АДТ вимагає більших енергетичних потужностей, високої кваліфікації дослідника, збереження існуючих і розробки нових методик проведення модельного експерименту.

Працездатна лабораторна база кафедри аеродинаміки та динаміки польоту Харківського національного університету Повітряних Сил складається з дозвукової АДТ малих швидкостей Т-1. Аеродинамічна труба малих дозвукових швидкостей Т-1 — замкнутого типу з відкритою робочою частиною має перетин у вигляді восьмигранника, оснащена трикомпонентними вагами ЗКТ-1. Основні технічні дані Т-1 представлені в праці [8] і зведені 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 $3 \times 10^6$
Повний тиск	атмосферний
Швидкісний напір	до 2,05 кПа
Температура гальмування	середовища
Діапазон кутів атаки $\alpha$	$-15^\circ \dots 25^\circ$
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

У праці [7] представлена експериментальна методика визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів, у тому числі, екранопланів, з урахуванням екранного ефекту в АДТ Т-1. Як об'єкт експериментального дослідження обрана модель екраноплану типу «Орля», повер-

хня для врахування ефекту екрану являла собою гладкий екран, виконаний з дерева.

У результаті обробки експериментальних даних для моделі екраноплана отримані залежності коефіцієнтів піднімальної сили від кута атаки (рис. 1).

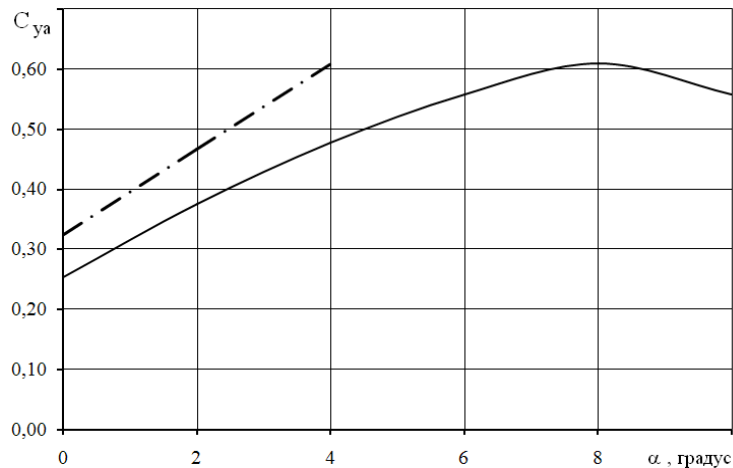


Рис. 1. Залежності коефіцієнтів піднімальної сили моделі екраноплана від кута атаки (— — відносна висота над екраном  $\bar{h} \rightarrow \infty$ , — . — — відносна висота над екраном  $\bar{h} = 0,4$ )

Аналіз отриманих залежностей дозволив зробити наступні висновки:

— наявність поверхні екрану істотно впливає на величину коефіцієнта піднімальної сили та похідну коефіцієнта піднімальної сили по куту атаки літака;

— АДТ Т-1 забезпечує проведення експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик складних конформувальних екранопланів тільки поблизу плоскої поверхні.

Для АДТ-1 розроблена спеціалізована методика проведення вагового та дренажного експерименту з моделлю мотогондолі турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) поблизу плоскої поверхні.

Для проведення експерименту в АДТ Т-1 зі склопластику була виготовлена дренажна модель мотогондолі ТРДД на пілоні, фотографія моделі в робочій частині АДТ Т-1 представлена на рис. 2.



Рис. 2. Фотографія зовнішнього вигляду робочої частини АДТ Т-1 з моделлю ТРДД поблизу плоского екрану

Отримані експериментальні дані дали змогу оцінити граничні можливості досліджуваного методу нейтралізації тяги для зменшення довжини пробігу літака. У ваговому експерименті також встановлено, що наявність поверхні, що наближення мотогондолі двигуна до злітно-посадкової полоси (поверхні екрану) збільшує лобовий опір моделі мотогондолі приблизно на 14 %. У дренажному експерименті встановлено,

що це збільшення лобового опору обумовлено істотним перерозподілом тиску по поверхні моделі мотогондолі. Оброблені результати дренажного експерименту з моделлю мотогондолі з закритим входом на максимальній швидкості за наявності та відсутності поверхні екрану представлені на рис. 3, 4.

На рис. 5 представлені перераховані за методикою, представленої в праці [5], на натурні

розміри та числа Рейнольдса, що відповідають натурній мотогондолі, значення приросту лобового опору мотогондолої ТРДД при повному закритті входу у двигун, за наявності та відсутності злітно-посадкової смуги для типового випадку посадки літака з посадковою швидкістю 220 км/год. Для проведення модельних досліджень об'єктів, що рухаються поблизу екрана

(екраноплани, судна на повітряній подушці, автомобілі, тепловози) у Національному аерокосмічному університеті імені М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» використовуються аеродинамічні труби Т-3, Т-4.

Основні технічні дані Т-3, Т-4 представлені в [4] і зведені в табл. 2, 3.

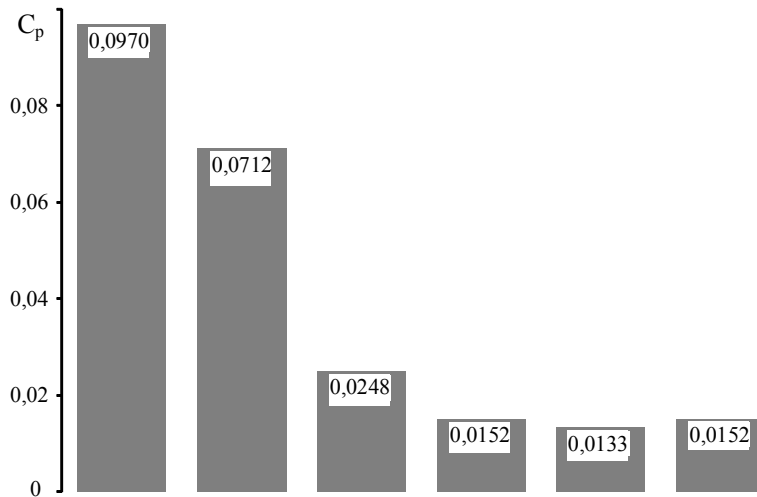


Рис. 3. Розподіл коефіцієнта тиску по нижній поверхні моделі мотогондолої, модель з повністю закритим входом, вплив екрана відсутній

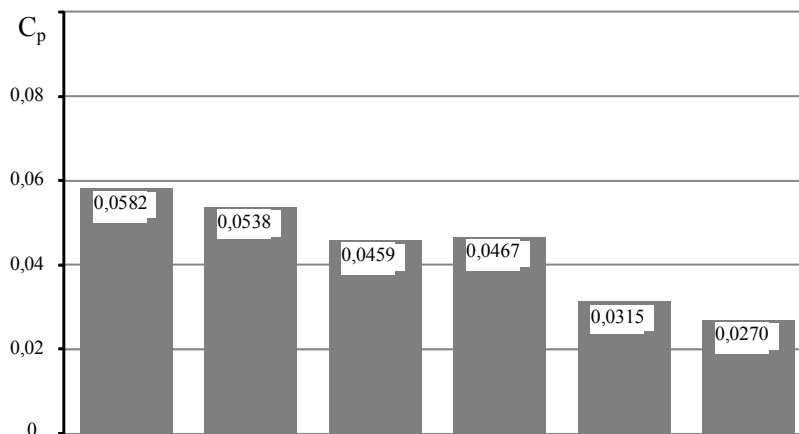


Рис. 4. Розподіл коефіцієнта тиску по нижній поверхні моделі мотогондолої, модель з повністю закритим входом, модель у поверхні екрана

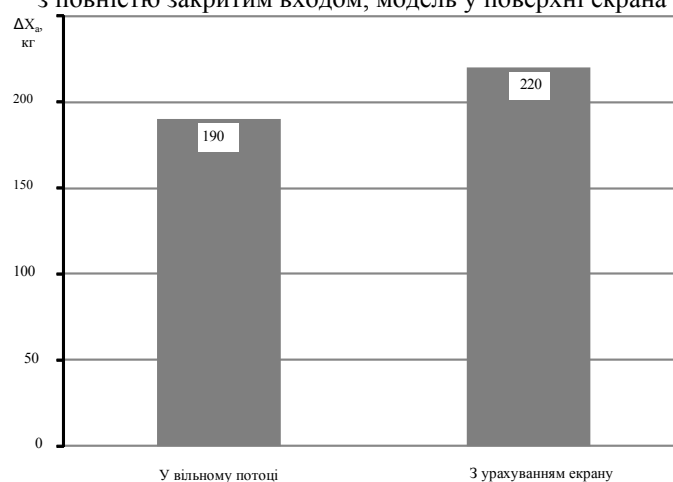


Рис. 5. Величини приросту лобового опору мотогондолої ТРДД

Таблиця 2

## Основні технічні дані аеродинамічної труби Т-3

Швидкість потоку в робочій частині:	
максимальна	44,0 м/с
мінімальна	0,5 м/с
Число Рейнольдса на 1 м	до $2,8 \times 10^6$
Повний тиск	атмосферний
Швидкісний напір	до 2,0 кПа
Температура гальмування	середовища
Діапазон кутів атаки $\alpha$	$-30^\circ \dots 50^\circ$
Розміри робочої частини:	
перетин сопла (круг)	1,5 м
Довжина	2,0 м
<b>Потужність приводного електромотора</b>	<b>95,7 кВт</b>

Таблиця 3

## Основні технічні дані аеродинамічної труби Т-4

Швидкість потоку в робочій частині:	
максимальна	55,0 м/с
мінімальна	1,0 м/с
Число Рейнольдса на 1 м	до $3,5 \times 10^6$
Повний тиск	атмосферний
Швидкісний напір	до 2,1 кПа
Температура гальмування	середовища
Діапазон кутів атаки $\alpha$	$-20^\circ \dots 40^\circ$
Діапазон кутів ковзання $\beta$	$-10^\circ \dots 90^\circ$
Розміри робочої частини:	
перетин сопла (круг)	1,5 м
Довжина	2,05 м
<b>Потужність приводного електромотора</b>	<b>255 кВт</b>

Аеродинамічна труба ТАД-2 Національного авіаційного університету являє собою прямо-точну атмосферну аеродинамічну трубу малих швидкостей з розташованій в камері Ейфеля робочою частиною восьмикутного перетину з розмірами  $4 \times 2,5 \times 5,5$  м (ширина  $\times$  висота  $\times$  довжина) і площею перетину  $9,0 \text{ м}^2$ .

Робоча частина має щільні стінки зі ступенем перфорації близько 15 %, що забезпечує мінімальну інтерференцію труби та об'єкта досліджень. Конструктивно АДТ виконана зі сталевих листів з підкріплювальними елементами. Привід складається з 12 осьових вентиляторів, які встановлені в камері розширення з окремими двигунами потужністю по 55 кВт кожний, що забезпечує швидкість повітряного потоку до 42 м/с (швидкісний напір до 1100 Па). Проводяться проектні роботи, спрямовані на підвищення швидкості потоку [10]. Хоча прямолінійний рух (повітря або досліджуваної моделі) при проведенні аеродинамічного експерименту в АДТ або на ракетному візку має безсумнівну перевагу в порівнянні з криволінійним рухом, це вимагає для реалізації експерименту високих експлуатаційних витрат.

Так, штатне проведення експерименту в АДТ Т-1 вимагає наявності чотирьох експериментаторів, підготовки та строгого дотримання методики проведення вагового експерименту, при цьому витрачається величезна кількість електроенергії. Тому в методиці аеродинамічного експерименту обмежено застосовується криволінійний, головним чином, круговий рух моделі. Одним з основних приладів, на якому здійснюється такого роду дослід, слід вважати ротативну установку [6; 9].

**Метою статті** є обґрунтування можливості створення ротативної установки для визначення основних аеродинамічних характеристик екранопланів, розробка методики проведення модельного експерименту на ротативній установці.

**Виклад основного матеріалу**

Ротативна установка являє собою обертовий брус, на кінці якого встановлюється досліджувана модель (рис. 6). Брус і модель урівноважуються противагою, сталість швидкості руху забезпечується рівномірністю обертання бруса, що приводиться в обертання від спеціального мотора. Через рівномірність руху, а отже, і сталості швидкості руху досліджуваного об'єкта ротативна установка може застосовуватися для тарювання приладів, що вимірюють швидкість течії повітря, при еталонних вимірах на невеликих швидкостях [6].

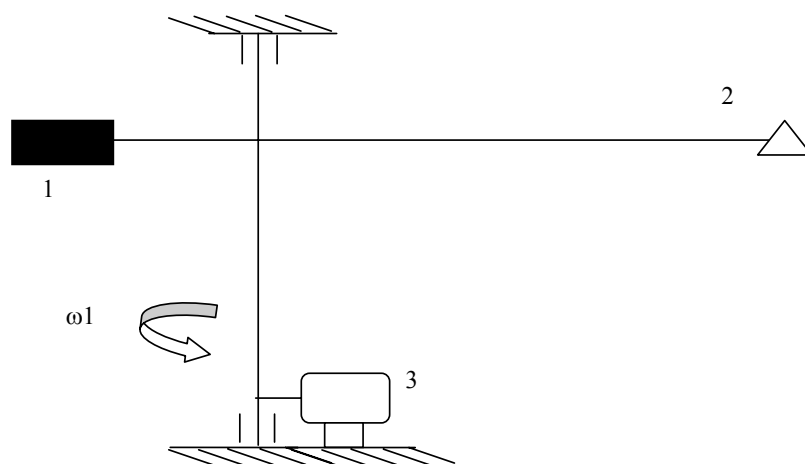


Рис. 6. Схема ротативної установки (1 — протизвага; 2 — досліджувана модель; 3 — мотор)

Ротативна установка, при всій її простоті та економічності, зрозуміло, не позбавлена недоліків. Так, через криволінійність траєкторій окремих частин досліджуваної моделі частки повітря, що перебувають з нею в безпосередньому контакті, підпадають під вплив відцентрової сили. Ця сила викликає зсув центру тиску моделі в бік дії відцентрової сили та, крім того, змінює величину аеродинамічної сили через проскакування потоку під дією відцентрової сили — лобовий опір, зокрема, зростає [6].

Істотне ускладнення виникає також внаслідок появи спутного струменя, тобто, додаткового потоку повітря, захопленого як самою моделлю, так і брусом. Цей потік набуває сталий характер, рівномірно завихорений, причому швидкість його при значних швидкостях обертання може досягти великої величини [6].

Недоліки ротативної установки позначаються тим сильніше, чим менше розміри установки та чим вище швидкість її обертання. Для мінімізації цих недоліків доводиться використати метод виправлень, тобто, вносити виправлення після виміру швидкості спутного струменя.

Крім того, для високих окружних швидкостей, а швидкості відомих ротативних установок доходили до 100 м/с при діаметрі 3,5 м, використовуються спеціальні екрани, у які через прорізи проходить брус.

Аналіз переваг і недоліків АДТ та ротативних установок дозволяє зробити висновок про раціональність використання ротативної установки для визначення аеродинамічних характеристик екранопланів, інших літальних апаратів поблизу поверхні, що екранує (наприклад на зльоті та посадці). При цьому схема ротативної установки змінюється (рис. 7), а роль екрану для зменшення впливу спутного струменя виконує поверхня

екрану, це є істотною перевагою модифікованої ротативної установки.

Як відомо, наявність хвильового екрану робить істотний нелінійний вплив на аеродинамічні характеристики екранопланів. Ступінь цього впливу оцінюється за допомогою числа Струхалія, що характеризує рух крила щодо рухливого хвильового екрану [3]:

$$St = P^* \frac{v_o \pm c}{v_o},$$

де  $P^* = \frac{2\pi b}{\lambda_b}$  — число Струхалія, що характери-

зує рух крила щодо нерухливого екрану;  $b$  — хорда крила;  $\lambda_b$  — довжина хвилі,  $v_o$  — швидкість крила;  $c$  — швидкість хвилі.

При числах Струхалія, відмінних від нуля, найбільшу складність представляє забезпечення стійкості екраноплана в поздовжньому каналі та по висоті. Так, екраноплан «Орля» був оснащений системою стабілізації по висоті польоту та куту тангажа «Зміна-4», польоти без якої були ускладнені через втрату стійкості. Для дослідження стійкості екраноплана пропонується використати таку схему ротативної установки (рис. 8).

У цій схемі модель закріплюється на струні та рухається паралельно поверхні під дією відцентрової сили.

Поверхня екрану може бути хвильовою, при цьому з вологого піску можуть бути сформовані хвилі заданої форми, що відповідають заданому числу Струхалія.

Слід зазначити, що використання рухливого хвильового екрану в АДТ проблематично, особливо при проведенні параметричних досліджень. Простота реалізації хвильового екрану в ротативній установці є її самою істотною перевагою.

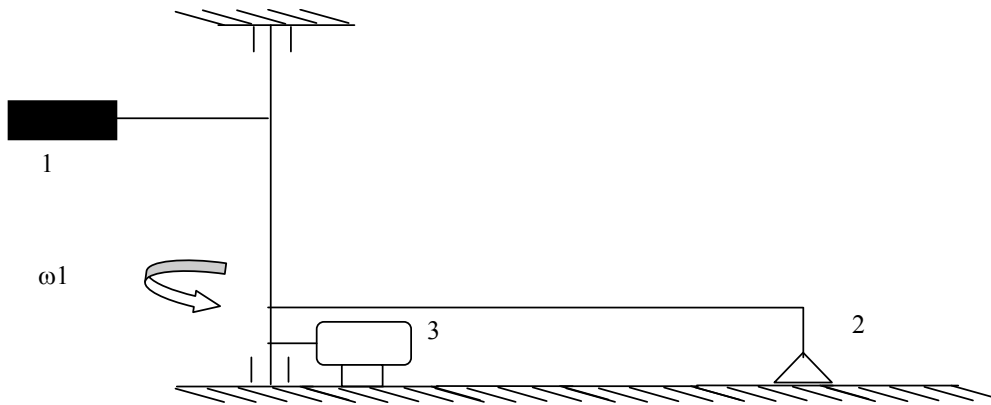


Рис. 7. Схема ротативної установки для моделей екранопланів (1 — противага; 2 — досліджувана модель; 3 — мотор)

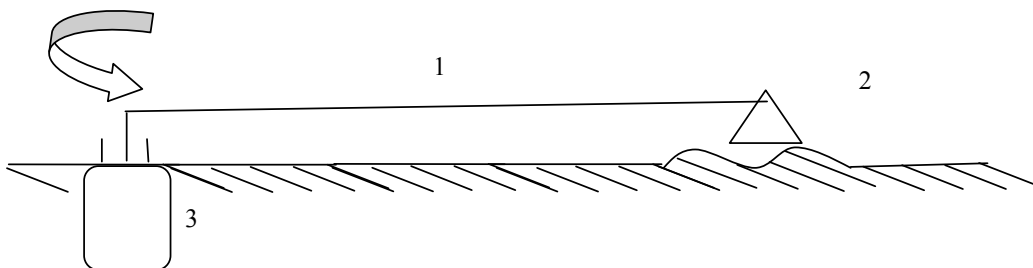


Рис. 8. Схема ротативної установки для моделей екранопланів над хвилювим екраном (1 — струна; 2 — досліджувана модель; 3 — мотор)

### Висновки

Таким чином, у статті проведено аналіз експериментальних методів визначення аеродинамічних характеристик екранопланів.

Показано, що визначення аеродинамічних характеристик екранопланів в аеродинамічних трубах вимагає більших енергетичних потужностей, високої кваліфікації дослідника, при цьому методики проведення модельного експерименту з поверхнями, що екранують, мають ряд обмежень. Зниження витрат на модельний експеримент можуть бути досягнуті використанням ротативної установки, при цьому простота реалізації хвилювого екрану в ротативній установці є істотною перевагою перед модельним експериментом в аеродинамічній трубі. У подальшій роботі передбачається обґрунтування основних технічних характеристик ротативної установки, розробка методики проведення експерименту.

### ЛІТЕРАТУРА

1. **Белавин Н. И.** Экранопланы (по данным зарубежной печати). Ленинград: «Судостроение», 1977. 228 с.
2. **Анипко О. Б.,** Башинский В. Г., Украинцев Е. А. Аэродинамический облик, радиолокационная и инфракрасная заметность самолетов военного назначения при их обнаружении: [монография]. Запорожье: «АО Моторсич», 2013. 250 с.
3. **Белинский В. Г.,** Зинчук П. И. Эксперимен-

тальные исследования движения крыла вблизи плоских и взволнованных границ раздела. *Гидромеханика*. Вып. 72. 1998. С.30-45.

4. **Журавлев В. Н.** Аэродинамический комплекс ХАИ — основные этапы развития и научной деятельности. Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». 156 с.

5. **Краснов Н.Ф.** Основы аэродинамического расчета. М. : Высш. школа, 1981. 496 с.

6. **Мартынов А.К.** Экспериментальная аэродинамика. М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1950. 480 с.

7. **Украинец Е. А.,** Корниенко А. П., Зимин В. А. та ін. Определение аэродинамических характеристик модели экраноплана в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил. *Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба*. 2014. Вип. 1. С. 57–60.

8. **Украинец Е. А.** Модернизация сверхзвуковой аэродинамической трубы Харьковского университета Воздушных Сил. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2014. Вип. 4(17). С. 31–37.

9. **Харитонов А. М.** Техника и методы аэрофизического эксперимента. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. Ч. 1: Аэродинамические трубы и газодинамические установки. 220 с.

10. Аеродинамічний дослідницький комплекс Національного авіаційного університету України. URL: <http://wt.nau.edu.ua> (дата звернення 28.09.2018).

**Українець Є.О., Спіркін Є.В., Кудрявцев В.Г., Клочков Ю.П., Нечитайло В.І.  
ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА УСТАНОВКА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК ЕКРАНОПЛАНІВ**

*В якості об'єкту експериментального аеродинамічного дослідження в аеродинамічній трубі Т-1 обрана модель екраноплана типу "Орленок", поверхня екрану являла собою гладкий екран, виконаний з дерева. У результаті обробки експериментальних даних для моделі екраноплана отримані залежності коефіцієнтів піднімальної сили від кута атаки. Показано, що визначення аеродинамічних характеристик екранопланів в аеродинамічних трубах вимагає більших енергетичних потужностей, високої кваліфікації дослідника, при цьому методики проведення модельного експерименту з поверхнями екрану, мають ряд обмежень. Зроблено висновок про те, що зниження витрат на модельний експеримент можуть бути досягнуті використанням ротативної установки, при цьому простота реалізації хвильового екрану в такій установці є істотною перевагою перед модельним експериментом в аеродинамічній трубі. Обґрунтовано варіанти ротативної установки для дослідження основних аеродинамічних характеристик екранопланів. При цьому відома схема ротативної установки змінена, оскільки роль екрану для зменшення впливу спутного струменя виконує поверхня екрану.*

**Ключові слова:** ротативна установка; аеродинамічна труба; аеродинамічні характеристики; модельний експеримент; поверхня екрану.

**Ukrainez E., Spirkin E., Kudryavtsev V., Klochkov YU., Nechyaylo V.  
EXPERIMENTAL INSTALLATION FOR DETERMINATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WIG**

*The problem of increasing the speed of ships to achieve tactical advantages is one of the key issues in the development of the Naval Forces. The purpose of the article is to justify the possibility of creating a rotary unit for determining the basic aerodynamic characteristics of screenplanes, developing a method for conducting a model experiment on a rotary installation.*

*As an object of experimental aerodynamic research in the wind tunnel T-1, a model of the WIG of the type "Orlenok" and, the shielding surface which was a wooden smooth screen were chosen. As a result of processing the experimental data for the WIG model, the dependences of the lift coefficients on the angle of attack were obtained. It is shown that the determination of the aerodynamic characteristics of WIG in wind tunnels requires large power capacities, high qualifications of the researcher, and the methods of conducting a model experiment with shielding surfaces have a number of limitations. It was concluded that reducing the cost of a model experiment can be achieved using a rotative unit, while the simplicity of the implementation of a wave screen in such a setup is a significant advantage over a model experiment in a wind tunnel. The variants of the rotative installation for the study of the main aerodynamic characteristics of the WIG are feasible. In this case, the known scheme of the rotative installation is changed, since the screening surface itself plays the role of a screen to reduce the effect of a slipstream. In the subsequent work it is supposed to substantiate the main technical characteristics of the rotational installation, the development of the methodology of conducting the experiment.*

**Keywords:** rotational installation; wind tunnel; aerodynamic characteristics; model experiment; surfaced screen.

**Українець Е.А., Спиркин Е.В., Кудрявцев В.Г., Клочков Ю.П., Нечитайло В.И.  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК ЭКРАНОПЛАНОВ**

*В качестве объекта экспериментального аэродинамического исследования в аэродинамической трубе Т-1 выбрана модель экраноплана типа «Орленок», экранирующая поверхность представляла собой гладкий экран, выполненный из дерева. В результате обработки опытных данных для модели экраноплана получены зависимости коэффициентов подъемной силы от угла атаки. Показано, что определение аэродинамических характеристик экранопланов в аэродинамических трубах требует больших энергетических мощностей, высокой квалификации исследователя, при этом методики проведения модельного эксперимента с экранирующими поверхностями имеют ряд ограничений. Сделан вывод о том, что снижение затрат на модельный эксперимент могут быть достигнуты использованием ротативной установки, при этом простота реализации волнового экрана в такой установке является существенным преимуществом перед модельным экспериментом в аэродинамической трубе. Обоснованы варианты ротативной установки для исследования основных аэродинамических характеристик экранопланов. При этом известная схема ротативной установки изменена, поскольку роль экрана для уменьшения влияния спутной струи выполняет собственно экранирующая поверхность.*

**Ключевые слова:** ротативная установка; аэродинамическая труба; аэродинамические характеристики; модельный эксперимент; экранирующая поверхность.

Стаття надійшла до редакції 23.10.2018 р.  
Прийнято до друку 29.11.2018 р.