УДК 629.7.022

А.С. Хижняк, П.А. Глущенко, Е.В. Спіркін

*Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків*

# МЕТОДИКА АЕРОДИНАМІЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ МОДЕЛЕЙ ВИНИЩУВАЧІВ З ІМІТАЦІЄЮ ДВИГУНІВ

*Представлена методика аеродинамічних випробувань моделей винищувачів з імітацією двигунів силової установки. Верифікація розробленої методики проведена порівнянням отриманих під час продування моделі літака-винищувача МиГ–29 в аеродинамічній трубі Т–1 Харківського університету Повітряних Сил результатів з даними натурного експерименту. Відмінністю розробленої методики від відомих є внесення поправки на опір довгого внутрішнього каналу мотогондол моделі літака-винищувача.*

***Ключові слова:*** *аеродинамічна труба, аеродинамічні характеристики, модельний експеримент, імітатор, проток, двигун.*

## Вступ

Визначення аеродинамічних характеристик літака (АДХ) з випробувань його моделей в аеродинамічних трубах (АДТ) залишається основним і найнадійнішим засобом при розробці нових компоновок літальних апаратів (ЛА) і вдосконаленні вже існуючих [1]. Для того, щоб результати випробувань моделей ЛА, отримані в АДТ, можна було перенести на натурні умови і використовувати для оцінки аеродинаміки літака і в розрахунках льотно-технічних і маневрених характеристик, повинні бути виконані відомі види подібності:

– геометрична подібність (сталість лінійного масштабу);

– кінематична подібність (сталість масштабів часу, швидкостей і прискорень);

– динамічна подібність (сталість масштабів сил різної природи і подібних точках):

– подібність з урахуванням стисливості середовища (сталість чисел Маха,);

– подібність з урахуванням сил в'язкості (сталість чисел Рейнольдса,);

До цих критеріїв слід додати початкову турбулентність потоку,що обтікає модель в АДТ і літак в польоті, – ε.

**Постановка проблеми.** У загальному випадку умови випробувань в АДТ в повному обсязі не відповідають натурним і, отже, результати експериментальних досліджень вимагають введення методичних поправок для переходу від АДХ моделі, отриманих на вагах АДТ, до аеродинамічних характеристик в умовах безгранічного потоку без впливу підвісних пристроїв. Таким чином, проведенню експерименту в АДТ повинна передувати ретельна методична і технічна підготовка, розробка на основі апріорного аналізу методики проведення експерименту, спрямованої на забезпечення подібності структури обтікання в натурних і модельних умовах, мінімізацію масштабних ефектів і чинників, зумовлених специфікою конкретної АДТ [2, 3 ].

**Метою статті** є розробка методики аеродинамічних випробувань моделей винищувачів з імітацією двигунів силової установки.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Як відомо, при моделюванні обтікання тіл зі струменями необхідно, крім загальних умов подібності, задовольняти специфічним вимогам [2, 3]. При цьому визначення інтегральних аеродинамічних навантажень випробування можна проводити на холодних струменях, що істотно спрощує моделювання [2]. Силова установка зазвичай моделюється за допомогою пристрою, званого імітатором. Застосовуються імітатори різних типів і призначення: струминного типу, типу гондоли з протокою, гондоли з ежектором, гондоли з примусовим видувом, імітатори роторного типу [2]. У моделі гондоли з протокою підбирають перерізи каналу таким чином, щоб відносна витрата повітря на вході відповідала натурному при розрахунковому режимі роботи. Модель з ежектором моделює двохконтурність двигуна, умови течії на вході і виході. Гондола з видувом моделює умови течії на виході з сопла. Гондола з роторним імітатором моделює умови на вході і на виході, максимально наближаючись до натурних [2]. Слід зазначити, що моделі з ежектором, з видувом, з роторним імітатором складні для практичної реалізації, і призначені не стільки для отримання сумарних аеродинамічних характеристик, скільки для дослідження розподілених аеродинамічних характеристик, тонких аеродинамічних ефектів.

## Основна частина досліджень

Аеродинамічна труба малих дозвукових швидкостей Т–1 – замкнутого типу з відкритою робочою частиною має переріз у вигляді восьмигранника, забезпечена трикомпонентними вагами ЗКТ–1. Труба оснащена системою плавного управління швидкі-

© А.С. Хижняк, П.А. Глущенко, Е.В. Спіркін

стю потоку в діапазоні від 1,5 до 50 м/с. Аеродинамічний контур Т–1 з найменуванням основних частин представлений в роботі [1], основні технічні дані АДТ представлені в табл. 1.

Таблиця 1

Основні технічні дані
труби малих дозвукових швидкостей Т–1

| | |
|---|---|
| Розміри робочої частини: | |
| Ширина | 1,0 м |
| Висота | 0,7 м |
| Довжина | 1,3 м |
| Ступень підтискання сопла | 5 |
| Діаметр вентилятора | 1,5 м |
| Число обертів вентилятора /максимальне/ | 1000 об/хв |
| Потужність приводного електромотора | 30 кВт |
| Швидкість потоку в робочої частини: | |
| Максимальна | 50 м/с |
| Мінімальна | 1,5 м/с |
| Аеродинамічна якість | 2,7 |

Для проведення експерименту в АДТ Т–1 з дерева була виготовлена модель літака–винищувача МиГ–29. Мотогондоли моделі, виконані профільованими з протокою. Фотографія моделі в робочій частині АДТ Т–1 представлена на рис. 1.

Рис. 1. Фотографія зовнішнього вигляду робочої частини АДТ Т–1 з моделлю літака–винищувача МиГ–29

Обраний метод дослідження аеродинамічних характеристик – ваговий експеримент. Швидкість потоку в робочій частині аеродинамічної труби, при якій проводилися дослідження, склала 24,4 м/с, що відповідає числу Рейнольдса $Re \approx 1{,}9 \cdot 10^5$, що розраховується за середньою аеродинамічною хордою крила моделі. При обробці дослідних даних був використаний метод поправок з внесенням поправок на:

– неоднорідність перебігу в робочій частині АДТ;

– взаємодія з системою підвіски моделі (підтримують пристроями);

– скос потоку в робочій частині АДТ;

– «горизонтальну плавучість» (градієнт статичного тиску);

– інтенсивність турбулентності потоку;

– блокінг-ефект;

– загромадження робочої частини АДТ моделлю і спутним струменем;

– індукцію АДТ;

– опір внутрішнього каналу мотогондол двигунів моделі і обтікання тіл з протокою.

**Неоднорідність течії в робочій частині АДТ.** Якість повітряного потоку в робочій частині АДТ визначається ступенем однорідності полів швидкостей, швидкісних напорів і тисків по перерізам робочої частини труби, локальними скосами потоку, інтенсивністю і масштабом турбулентності [3]. Розміри моделі літака-винищувача дозволили розмістити її в ядрі потоку. В цьому випадку швидкісний напір незбуреного потоку q в робочій частині без моделі визначався за вимірюваннями в контрольному перерізі:

$$q = q_к \cdot \mu,$$

де $q_к$ – швидкісний напір в контрольному перерізі; $\mu$ – коефіцієнт поля потоку повітря труби, що визначається експериментально [1].

**Взаємодія з системою підвіски моделі.** Підтримуючий пристрій вносить збурення в просторову течію в робочій частині АДТ і впливає на аеродинамічні навантаження, що визначаються в експерименті. Цей вплив проявляється в різній формі і визначається, як правило, розрахунково-експериментальним методом. Для визначення вкладу системи підвіски моделі в загальний опір системи «модель ЛА – система підвіски» експериментально отримана залежність лобового опору системи підвіски моделі від величини спиртового стовпчика рідинного мікроманометра (рис. 2), що використовується для вимірювання швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби Т–1 методом перепаду тиску [1].

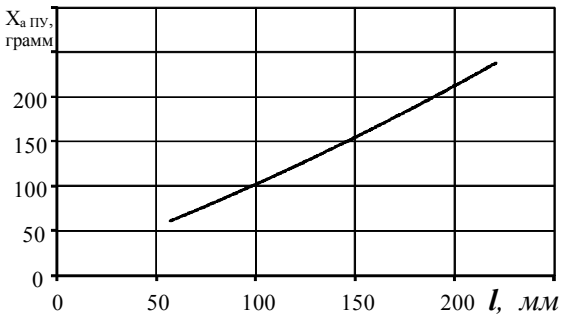


Рис. 2. Залежність лобового опору системи підвіски моделі від величини спиртового стовпа рідинного мікроманометру

Величина лобового опору системи з урахуванням цієї поправки визначається як:

$$X_а = X_{а\ изм} - X_{а\ ПУ}.$$

**«Горизонтальна плавучість».** Поправка на поздовжній градієнт тиску введена в опір, виміряний за допомогою аеродинамічних ваг.

Необхідність цієї поправки пов'язана з тим, що через відмінності статичних тисків в лобовій і кормовій частинах моделі виникає поздовжня сила, яка сприймається аеродинамічними вагами, в натурних умовах ця сила відсутня [3]. Було прийнято допущення, що зміна коефіцієнта статичного тиску середовища уздовж поздовжньої осі робочої частини труби відбувається за лінійним законом з постійним по її довжині градієнтом $dC_p/dx$. При такому допущенні поздовжня сила опору визначається наступним чином:

$$\Delta Q = (dC_p / dx)\, q_\infty,$$

де $q_\infty$ – швидкісний напор незбуреного потоку.

Коефіцієнт лобового опору з урухуванням цієї поправки:

$$C_{xa} = C_{xa\ изм} - (dC_p /dx)\, W/S.$$

де W – об'єм тіла, що дорівнює $W = S\, l\, \eta$;

S – площа міделевого перерізу моделі;

l – довжина моделі;

$\eta$ – коефіцієнт повноти, прийнятий для моделі рівним 0,6.

**Інтенсивність турбулентності потоку.** Облік впливу інтенсивності турбулентності проводився на близько- і закритичних кутах атаки моделі. При цьому обробка експериментального матеріалу проводилася по ефективному числу Рейнольдса, що визначається за формулою

$$Re_{еф} = Re \cdot K_т,$$

де Re – число Рейнольдса, що підраховане за характерними значеннями параметрів в експерименті, Кт = 1,8 – фактор турбулентності, який визначається за графіком, який представлений в [3], в залежності від інтенсивності турбулентності потоку в робочій частині АДТ Т–1. При визначенні інтенсивності турбулентності потоку в робочій частині АДТ Т–1 було використано властивість чутливості кулі до турбулентності.

Експериментально встановлено, що початкова турбулентність потоку в робочій частині аеродинамічної труби Т–1 $\varepsilon = 1{,}2$ % [1].

**Блокінг-ефект.** Як відомо [3], блокінг-ефект проявляється в АДТ замкнутого типу з відкритою робочою частиною і викликається впливом збурень, що вносяться моделлю в потік і поширюються через зворотний канал в робочу частину труби. Скоси потоку при великих кутах атаки моделі призводять до того, що частина повітряної маси перетікає через дифузор, не потрапляючи в зворотний канал і робочу частину АДТ. Крім того, потік, що повертається в робочу частину, має підвищену нерівномірність [3]. Це викликає зміну коефіцієнта поля потоку повітря АДТ з моделлю в робочій частині на величину $\Delta\mu$ в порівнянні з АДТ без моделі в робочій частині. При цьому значення $\Delta\mu$ залежить від підйомної сили моделі і її розмірів. Поправка на блокінг-ефект вводилась до виміряних аеродинамічних коефіцієнтів за такими формулами:

$$C_{xa} = C_{xa\ изм}\, \mu / (\mu+\Delta\mu);$$

$$C_{ya} = C_{ya\ изм}\, \mu / (\mu+\Delta\mu),$$

где $C_{xa\ изм}$, $C_{ya\ изм}$ – виміряне значення коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили;

$\mu$ – коефіцієнт поля потоку повітря АДТ без моделі в робочої части;

$\Delta\mu$ – зміна коефіцієнта поля АДТ під впливом підйомної сили моделі (рис. 3), що наведена в [3].

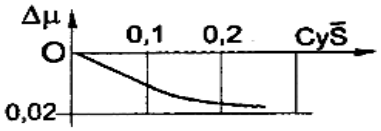


Рис. 3. Зміна коефіцієнта поля потоку повітря АДТ під впливом підйомної сили моделі

**Загромадження робочої частини АДТ моделлю і спутним струменем.** Потік, що обтікає модель, в робочій частині АДТ відкритого типу (Т–1) обмежений вільною поверхнею струменя, тиск на поверхні струменя постійний і дорівнює тиску в приміщенні аеродинамічної лабораторії. При цьому поздовжня швидкість в місці розташування зменшується і стає менше режимної швидкості $V_p$:

$$V_{іст} = V_p\, (1 - \varepsilon_м),$$

де $\varepsilon_м$ – поправка на зменшення швидкості через загромадженість робочої частини моделлю, яка визначається експериментально.

Загромадження робочої частини труби відкритого типу спутним струменем відсутнє.

**Індукція АДТ.** Ефект підйомної сили проявляється у взаємодії вихрової системи, що виникає при обтіканні моделі з ненульовою підйомної силою, з межами потоку. При цьому відбувається зміна поля індуктивних швидкостей, кутів атаки перерізів, коефіцієнтів підйомної сили і індуктивного опору. В АДТ з відкритою робочою частиною скос потоку в перерізах крила збільшується, що призводить до деякого заниженню підйомної сили і завищення індуктивного опору в порівнянні з відповідними характеристиками в безмежному потоці. Ці поправки залежать від форми робочої частини АДТ, відносних розмірів моделі:

$$\Delta\alpha_i = \delta_{\alpha i}\, \bar{S} C_{ya\ вим};$$

$$\Delta C_{xai} = \delta_{Cx\alpha i}\, \bar{S} (C_{ya\ вим})^2,$$

де $\delta_{\alpha i}$, $\delta_{Cx\alpha i}$ – поправочні коефіцієнти, що враховують вплив форми робочої частини АДТ на індуктивний скос потоку і на коефіцієнт індуктивного опору, відповідно; $\bar{S} = S/F$, S і F – характерна площа моделі і площа поперечного перерізу робочої частини труби, відповідно.

**Опір внутрішнього каналу мотогондол моделі і обтікання тіл з протокою.** Для моделі ці поправки залежать від форми каналу, відносної витрати повітря через канал і кута атаки. При обробці результатів експерименту вносилися поправки на коефіцієнти лобового опору $\Delta C_{xa}$ і підйомної сили $\Delta C_{ya}$. Для моделей без проток мотогондол вводяться поправки, які дозволяють отримати однакові з моделлю з протокою сумарні аеродинамічні характеристики, однак характер обтікання кормовій частині моделі може доволі суттєво відрізнятися. На рис. 4 представлена фотографія зовнішнього виду моделі літака-винищувача МиГ–29 з протокою, за якої розташована сталева сітка з шовковинками в вузлах сітки. Наявність шовковинок дозволила візуалізувати напрямок ліній струму, положення відривних областей.

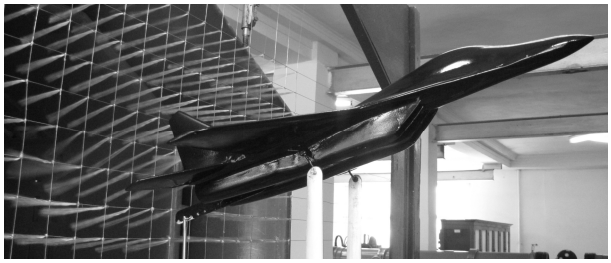

Рис. 4. Фотографія зовнішнього вигляду робочої частини АДТ Т–1 з моделлю літака-винищувача МиГ–29 з протоком

На рис. 5 представлена фотографія зовнішнього виду моделі літака-винущувача МиГ–29. Вхідні канали мотогондол заклеєні щільним лейкопластиром. В цьому випадку при великих кутах атаки спостерігається відрив потоку за мотогондолами, якого не було навіть на закритичних кутах атаки при наявності протоку.

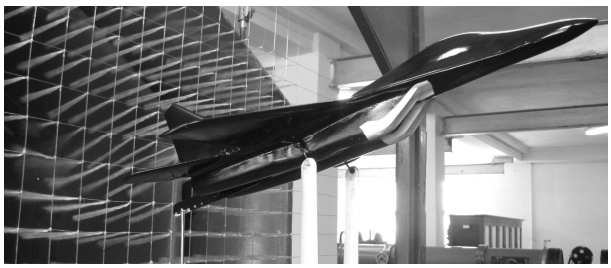

Рис. 5. Фотографія зовнішнього вигляду робочої частини АДТ Т–1 з моделлю літака-винищувача МиГ–29 без протока

Відсутність відриву потоку на закритичних кутах атаки моделі демонструє рис. 6, на якому видно шовковинки на зрізі мотогондоли, що орієнтовані по вихідному з каналу мотогондоли потоку.

Наявність відриву потоку в кормовій частині при тих же кутах атаки моделі демонструє рис. 7, відрив можна спостерігати по «розмиттю» шовковинок.

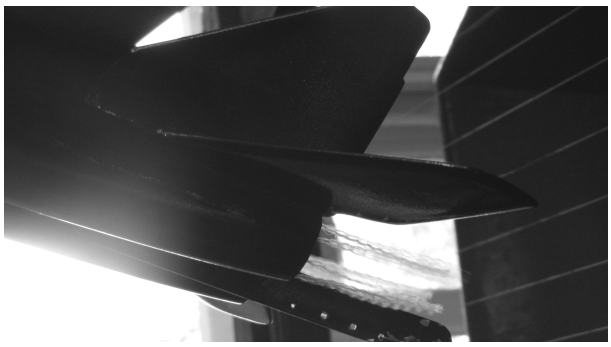

Рис. 6. Фотографія хвостової частини моделі літака-винищувача МиГ–29 з протоком

Рис. 7. Фотографія хвостової частини моделі літака-винищувача МиГ–29 без протока

Отримані в результаті обробки дослідних даних залежності коефіцієнтів підйомної сили від кута атаки, поляри і аеродинамічного якості від коефіцієнта підйомної сили представлені на рис. 8 – 10 відповідно (позначені лініями з маркерами). На представлених залежностях дані, отримані з [4], позначені суцільно лініями.

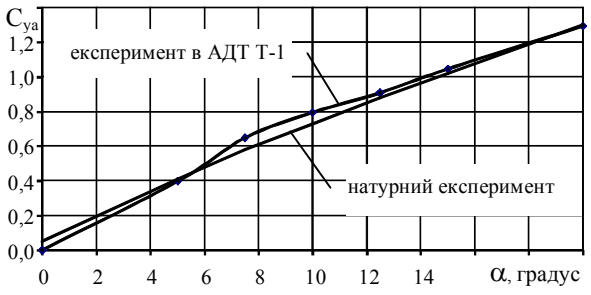


Рис. 8. Залежності коефіцієнтів підйомної сили літака-винищувача МиГ–29 від кута атаки

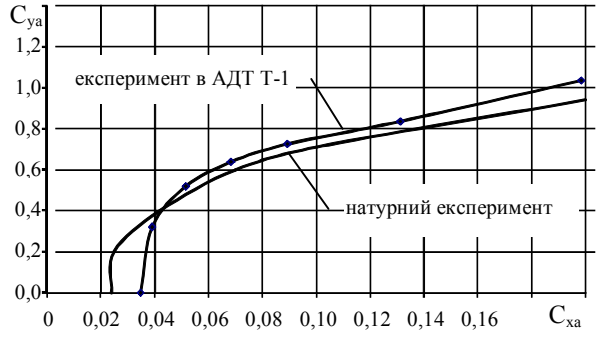


Рис. 9. Поляри літака-винищувача МиГ–29

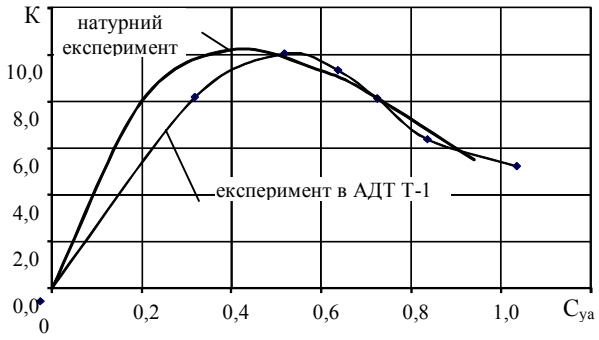


Рис. 10. Залежності аеродинамічної якості
літака-винищувача МиГ–29 від коефіцієнта підйомної сили

Аналіз представлених залежностей дозволяє зробити такі висновки:

– максимальна якість літака при M = 0,6 і прибраних шасі і закрилках в [4] становить 10,3 одиниць ($Re \approx 1{,}9\times10^7$), а при перерахунку на це ж число Re максимальна якість літака при M = 0,6 в експерименті склала 10 одиниць. Відносна похибка визначення максимальної аеродинамічної якості в аеродинамічній трубі склала $\delta \approx 3\%$ при порівнянні з результатами натурного експерименту. Перерахунок по числах Re здійснювався за методикою, представленою в роботі [5];

– кут нульової підйомної сили в [4] $\alpha_0 \approx -0{,}5\,^\circ$, отриманий в експерименті $\alpha_0 \approx 0\,^\circ$;

– мала розмірність моделі і аеродинамічної труби істотно ускладнюють перерахунок отриманих результатів на натурні числа Re.

## Висновки

Отримані за розробленою методикою аеродинамічні характеристики літака-винищувача задовільно узгоджуються з відомими достовірними даними, що дозволяє зробити висновок про працездатність розробленої методики і правильності внесення експериментально визначених поправок. Слід зазначити, що відмінністю розробленої методики від відомих є внесення поправки на опір довгого внутрішнього каналу мотогондол моделі літака-винищувача і метод візуалізації отриманих результатів на натурні числа Re.

У подальшій роботі передбачається розробка аеродинамічних випробувань моделей винищувачів з відділенням тіл (скидаємих паливних баків, помилкових цілей) від літака-носія.

## Список літератури

*1. Анипко О.Б Аэродинамический облик, радиолокационная и инфракрасная заметность самолетов военного назначения при их обнаружении: [моногр.] / О.Б. Анипко, В.Г. Башинский, Е.А. Украинец. – Запорожье : «АО Мотор січ», 2013. – 250 с.*

*2. Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика [текст] / А.Н. Радциг. – М.: МАИ, 2004. – 296 с.*

*3. Дубов Б.С. Моделирование условий полета летательных аппаратов при испытаниях в аэродинамических трубах: [учебн. пос.] / Б.С. Дубов, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский. – М.: МАИ, 2004. – 76 с.*

*4. Практическая аэродинамика самолета МиГ-29. – М.: ВВС, 1987. – 316 с.*

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

*Надійшла до редколегії 29.03.2016*

**Рецензент:** д-р техн. наук проф. О.Б. Леонтьєв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

### МЕТОДИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ С ИМИТАЦИЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.С. Хижняк, П.А. Глущенко, Е.В. Спиркин

*Представлена методика аэродинамических испытаний моделей истребителей с имитацией двигателей силовой установки. Верификация разработанной методики проведена сравнением полученных при продувке модели самолета-истребителя МиГ-29 в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил результатов с данным натурного эксперимента. Отличием разработанной методики от известных является внесение поправки на сопротивление длинного внутреннего канала мотогондол модели самолета-истребителя.*

***Ключевые слова:*** *аэродинамическая труба, аэродинамические характеристики, модельный эксперимент, имитатор, проток, двигатель.*

### TECHNIQUE OF AERODYNAMIC TESTS OF FIGHTERS MODELS WITH ENGINES IMITATION

A.S. Hizhnyak, P.A. Glushchenko, E.V. Spirkin

*The technique of aerodynamic tests of models of fighters with imitation of engines of the power plant is presented. Verification of the developed technique is carried out by comparison of T-1 of the Kharkiv university of Air Powers of results received at a purge of model of the fighter aircraft MiG-29 in a wind tunnel with given natural experiment. Difference of the developed technique from known is introduction of the amendment on resistance of the long internal channel of motor-gondolas of model of the fighter aircraft.*

***Keywords:*** *wind tunnel, aerodynamic characteristics, model experiment, simulator, channel, engine.*