

УДК 623.546

В.І. Макеєв, В.М. Петренко, В.Є. Житник, А.Ф. Раскошний

Сумський державний університет, Суми

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ НОРМАЛЬНОЇ СИЛИ І ПЕРЕВЕРТАЮЧОГО МОМЕНТУ

У статті наведені лабораторні методи проведення випробувань, приведені технічні засоби для визначення аеродинамічних коефіцієнтів нормальної сили і перевертаючого моменту. Під час використання методу стрільби по картонах (цифтах) проведена оцінка точності визначення коефіцієнтів нормальної сили і перевертаючого моменту. У статті розглядаються методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів нормальної сили і перевертаючого моменту.

Ключові слова: аеродинамічний коефіцієнт нормальної сили, аеродинамічний коефіцієнт перевертаючого моменту, стрільба по картонах, аеродинамічні труби, гіроскопічна стійкість.

Вступ

Аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів використовуються в системах диференціальних рівнянь руху некерованих літальних апаратів в збуреному середовищі для обґрунтування їх оптимальних конструктивних параметрів [1, 2].

Оскільки аеродинамічні сили й моменти визначають траєкторію руху снаряда, балістичний метод може бути використаний для визначення не тільки коефіцієнта лобового опору c_x , але й інших основних аеродинамічних характеристик [3, 4]. Так, наприклад, зміна поперечних координат центру мас моделі під час руху по трасі дає можливість знайти коефіцієнт нормальної сили. Зміна кутового положення снаряда в функції часу дозволяє судити про стійкість моделі і обчислити коефіцієнт перевертаючого моменту.

Таким чином, реєструючи положення снаряда в просторі через якісь проміжки часу і визначаючи траєкторію польоту снаряда, отримують вихідну інформацію для розрахунку аеродинамічних характеристик. Для цього розроблені спеціальні методи математичної обробки результатів експериментів.

Виклад основного матеріалу

Методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів

Найбільш просто аеродинамічні коефіцієнти визначаються під час використання наближених і часткових рішень [3, 4]. У цьому випадку експерименти проводять за умов, коли можна застосовувати спрощену задачу допущення лінійності аеродинамічних характеристик (малі кути нутації), про відсутність демпфірування, про можливість усереднення швидкості руху на вимірюваній ділянці траєкторії.

В експериментальній балістиці для визначення параметрів траєкторії руху снаряда застосовують метод фотографування в двох взаємо-перпендикулярних площинах і метод стрільби по картонах.

У першому методі використовуються балістичні траси, обладнані спеціальними станціями фотографування, розташованими рівномірно вздовж траси (рис. 1). Час між експозиціями реєструється багатоканальними вимірювачами інтервалів часу. Робота серії станцій забезпечується різними системами синхронізації.

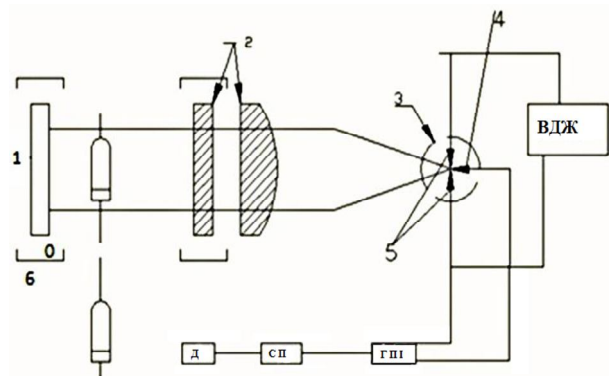


Рис. 1. Схема тіньового фотографування моделі із застосуванням іскрового генератора:

- 1 – касета; 2 – об'єктив; 3 – іскровий розрядник;
- 4 – підпалювач електроду; 5 – робочі електроди;
- 6 – шкала; ВДЖ – високовольтне джерело живлення; ГПІ – генератор підпалючого імпульсу;
- СП – синхронізуючий пристрій;
- Д – датчик реєстрації моменту польоту

Дискретні положення тіла в просторі знаходяться шляхом вимірювань по фотографіях координат характерних точок тіла і кутів, складають образ моделі з осями реперної системи, прив'язаної до лабораторної системи координат. Вимірювання фотографій, отриманих для одного моменту часу, але в двох взаємно перпендикулярних площинах, дозволяють визначити складові кута нутації (кути атаки і ковзання). Крім того, фотографування з використанням оптичних систем візуалізації дає одночасно інформацію про обтікання тіл потоком. Точність розрахунку аеродинамічних характеристик тим вище, чим менші похибки вимірювання часу між експози-

ціями, чим менші помилки вимірювання лінійних і кутових координат положення моделі в кожному перетині і чим більше станцій розташовано на трасі.

Висока якість експериментального фотоматеріалу може бути отримана тільки за умови малої тривалості експозиції. Так, якщо час $\nu = 1000$ м/с – розмиття не перевищує 0,1 мм, коли забезпечена тривалість експозиції 0,1 мкс.

В якості джерел світла для високошвидкісного фотографування можуть застосовуватися оптичні квантові генератори (ОКГ). За їх допомогою вдалося досягти тривалості експозиції 0,01 мкс, що особливо важливо під час фотографуванні тіл, що летять зі швидкістю 3000 – 5000 м/с. Висока точність синхронізації і мала тривалість експозиції також забезпечуються під час використання електричних швидкодіючих затворів [3].

За другим методом траєкторних вимірювань координати центру мас і кутове положення снаряда визначаються обміром пробоїн в спеціально обробленому картоні або в прожарених аркушах паперу. Ці листи закріплюються на рамках, встановлюваних рівномірно уздовж траси перпендикулярно до лінії пострілу. За умови збігу поздовжньої осі снаряда з вектором швидкості пробоїна має форму кола, за наявності кута нутації δ – овальну форму (рис. 2).

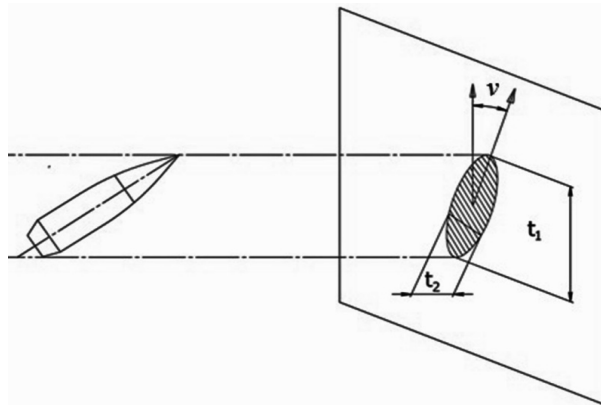


Рис. 2. Вид пробоїни в картонній мішені

Кут між найбільшою віссю овалу і вертикальною віссю координат – кут прецесії ν . Кут нутації визначають за допомогою тарувального графіка, який є індивідуальним для кожного виду снаряда [5]. Вхідним параметром графіка є відношення розмірів великої осі до малої.

За умови достатньої кількості перетинів реєстрації кутів δ і ν на одному періоді нутаційних коливань можна побудувати експериментальну криву $\delta = f(\nu)$. Установка на трасі датчиків моменту польоту дозволяє отримати залежності $\delta = f_1(t_1)$, $\nu = f_2(t_2)$, які використовуються для розрахунку коефіцієнта перевертаючого моменту, визначення характеристик динамічної стійкості тіла та коефіцієнта демпфуючого моменту.

Методика визначення аеродинамічного коефіцієнта перевертаючого моменту.

Для випадку руху гіроскопічного стабілізованого снаряда на початковій ділянці траєкторії з малими кутами нутації δ (до 10-15 °) рівняння нутаційних коливань має вигляд [2]:

$$\delta = \frac{\delta_0}{\alpha\sqrt{\sigma}} \sin \alpha\sqrt{\sigma}t. \quad (1)$$

Кутова швидкість прецесії знайдеться з виразу:

$$\alpha = \frac{C\tau_0}{2A}, \quad (2)$$

де C – полярний момент інерції;

τ_0 – кутова швидкість обертання снарядів;

A – екваторіальний момент інерції;

σ – коефіцієнт гіроскопічної стійкості;

t – час польоту снаряда.

Коефіцієнт гіроскопічної стійкості для даної ділянки траєкторії взятий середнім значенням ($\sigma = \bar{\sigma}$). З рівняння (1) визначимо напівперіод нутаційних коливань

$$\frac{T_\delta}{2} = \frac{\pi}{\alpha\sqrt{\sigma}}, \quad (3)$$

звідки знайдемо

$$\sigma = \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\sigma^2}. \quad (4)$$

Враховуючи, що $m_1 = \alpha^2(1 - \sigma)$, отримаємо

$$m_1 = \alpha^2 \left(1 - \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\sigma^2} \right).$$

Розкривши значення α і m_1 можна записати

$$\frac{d^2 h}{gA} 10^3 \Delta(y) v_{cp}^2 \overline{K_M} \left(\frac{\nu}{\alpha} \right) = \frac{C^2 \pi^2 v_0^2}{A^2 \eta^2 d^2} - \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\sigma^2}. \quad (5)$$

У лабораторних умовах приймають $\Delta(y) = 1$. Тоді на ділянці реєстрації за умови, що $\nu = v_{cp}$, знайдемо середнє значення коефіцієнта перевертаючого моменту:

$$\overline{K_M} \left(\frac{\nu}{\alpha} \right) = \frac{\pi^2 g}{d^2 h v_{cp}^2 10^3} \left(\frac{C^2 \pi^2 v_0^2}{A^2 \eta^2 d^2} - \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\sigma^2} \right), \quad (6)$$

де η – відносна довжина ходу снарядів;

h – плече перекидаючого моменту;

d – калібр снаряда;

C – полярний момент інерції;

A – екваторіальний момент інерції.

Величину T_δ , що входить у розрахункову формулу, знімають з експериментального графіка $\delta = f(t)$ від якого для 7,62-мм гвинтівкової кулі коли наведено на рис. 3.

Для посилення нутаційних коливань (з метою підвищення точності експерименту) застосовують різні дулові насадки механічної або газодинамічної дії.

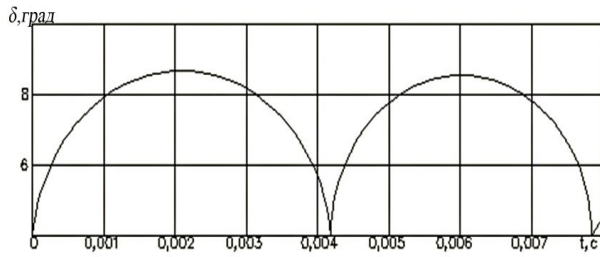


Рис. 3. Експериментальна залежність $\delta = f(t)$ для гвинтівкової кулі

Результати балістичного експерименту дозволяють також визначити аеродинамічний коефіцієнт нормальної сили. Вирішити це завдання можна двома способами. Перший спосіб заснований на використанні співвідношення між силами лобового опору R_T , нормальної силою R_N (рис. 4) і перекидаючим моментом M :

$$M = R_T Z \sin \delta + R_N Z \cos \delta, \quad (7)$$

де Z – відстань між центром мас і центром тиску.

Вважаючи кут δ малим ($\sin \delta = \delta$ і $\cos \delta = 1$), маємо $M = R_T Z \delta + R_N Z$.

Замінюючи M , R_T і R_N їх значеннями отримаємо

$$dhK_M = dZK_T + IZK_N. \quad (8)$$

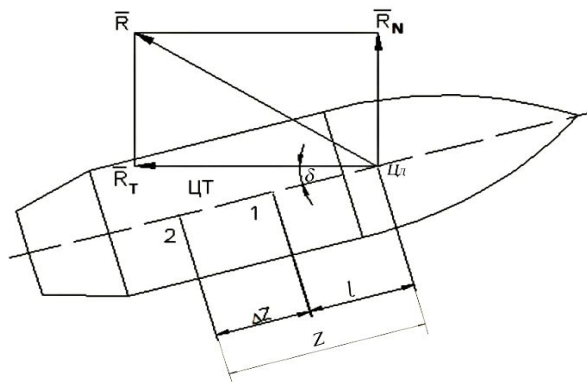


Рис. 4. До визначення аеродинамічного коефіцієнта K_N

Знаючи величини K_M і K_T для даного снаряда, можемо використовувати цей вираз для розрахунку аеродинамічного коефіцієнта K_N . Однак ще невідома величина Z . Тому для визначення коефіцієнта K_N стрільби проводять двічі, зміщуючи в другому випадку центр ваги снаряда (кулі) по поздовжній осі на задану величину, не змінюючи геометричної форми снаряда. Тоді вважається, що аеродинамічний коефіцієнт K_M зміниться, а коефіцієнти K_N і K_T залишаться незмінними.

Для другого випадку маємо

$$d(h + \Delta Z)K_{M2} = d(Z + \Delta Z)K_T + I(Z + \Delta Z)K_N. \quad (9)$$

Виключаючи з рівнянь (8), (9) невідому відстань z , отримаємо

$$d(h + \Delta Z)K_{M2} - dhK_{M1} = d\Delta ZK_T + I\Delta ZK_N,$$

звідки знайдемо

$$K_N = \frac{d}{I\Delta Z} [(h + \Delta Z)K_{M2} - hK_{M1} - \Delta ZK_T]. \quad (10)$$

Точність обчислення K_N таким способом невелика, оскільки різниця функцій K_{M1} і K_{M2} , дуже близьких за значенням, визначиться з великою відносною помилкою. Крім того, зсув центра ваги може вплинути на характер процесійно-нутаційного руху, а отже, змінити положення центра тиску. Це означає, що величина Δz в правій і лівій частинах формули (9) різна. Нарешті, рівність (7) не враховує впливу кута нутації на величину K_T , що також є під частиною додаткової похибки. Перевагою цього способу є простота постановки експерименту.

Другий спосіб визначення коефіцієнта нормальної сили передбачає побудову нерухокої системи координат з метою реєстрації просторового руху центра мас досліджуваного тіла.

Рух центра мас снаряда під дією нормальної сили показує, що центр мас здійснює складний рух, що складається з неперіодичного, що визначається членом, що містить t , і двох кругових періодичних з кутовими швидкостями ω_1 і ω_2 . Амплітуда періодичного руху з кутовою швидкістю ω_1 досить мала в порівнянні з амплітудою кругового руху з кутовою швидкістю ω_2 і практично не впливає на рух центра мас

$$\begin{aligned} y_1 &= \\ &= \frac{m_N \delta_{\max}}{2m_1} \left(-2a\sqrt{\sigma}t - \frac{\omega_2}{\omega_1} \sin \omega_1 t + \frac{\omega_2}{\omega_1} \sin \omega_2 t \right); \\ Z_1 &= \\ &= \frac{m_N \delta_{\max}}{2m_1} \left(\frac{\omega_2}{\omega_1} \cos \omega_1 t - 1 \right) - \left(\frac{\omega_1}{\omega_2} \cos \omega_2 t - 1 \right), \end{aligned}$$

де m_1 – коефіцієнт перевертаючого моменту;

m_N – коефіцієнт нормальної сили;

δ_{\max} – максимальне значення кута;

α – кутова швидкість прецесії;

σ – коефіцієнт гіроскопічної стійкості.

Реєструючи експериментальним шляхом рух центра мас у площині YOZ (рис. 5) можна виділити періодичну складову $2r_m$, що містить аеродинамічний коефіцієнт K_N . Оскільки [1]

$$2r_m = \frac{m_N \delta_{\max}}{m_1} \frac{\omega_1}{\omega_2}, \quad (11)$$

можемо записати

$$K_N = \frac{2qr_m (1 - \sqrt{\sigma})^2 \alpha^2}{d110^3 v^2 \delta_{\max}}, \quad (12)$$

де q – вага снаряда;

r_m – амплітуда нутаційних коливань;

ω – кутова швидкість обертання снаряда;

δ_{\max} – максимальне значення нутації.

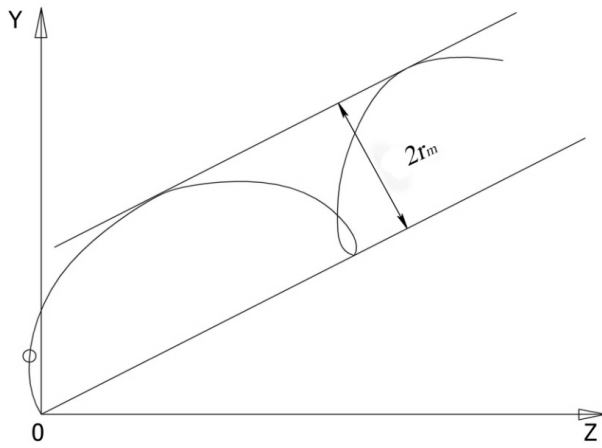


Рис. 5. Експериментальний запис руху центру мас гвинтівкової кулі в площині, перпендикулярній до вектора швидкості

Точність розрахунку коефіцієнта K_N за цією формулою в основному визначається помилками вимірювання параметрів r_m і δ_{max} .

Під час використання методу стрільб по картонах абсолютна точність виміру пробойн не вища 0,5 мм. Отже, якщо величина r_m під час стрільби не перевищує 5 мм, похибка в її визначенні становитиме 10 % і більше. Враховуючи, що під час стрільби по картонах точність реєстрації δ_{max} становить 5 – 10 %, отримаємо орієнтовну похибку у визначенні K_N , рівну 15 – 20 %. Для підвищення точності підрахунку K_N слід застосувати метод фотографування тіла в двох взаємно перпендикулярних площинах [3].

Визначення характеристик снарядів в аеродинамічних трубах

Поряд з розвитком аеробалістичного методу, класичним інструментом експериментальної аеродинаміки залишаються аеродинамічні труби. За їх допомогою досліджуються різні аеродинамічні характеристики снарядів та інших літальних апаратів.

У порівнянні з балістичним методом, продувки

в аеродинамічних трубах не вимагають великої кількості моделей, значно простіше задається кутове положення останніх, сили і моменти, що діють на модель визначаються безпосереднім вимірюванням за допомогою аеродинамічних ваг.

До основних недоліків застосування методу продувок моделей в аеродинамічних трубах відносять спотворення процесу течії потоку і труднощі вивчення аеродинамічних сил і моментів, пов'язаних з обертливим рухом снаряда.

В даний час під час вивчення руху моделей в гіперзвуковому потоці застосовують аеробалістичні труби, в яких снаряд (модель) вистрелюється назустріч надзвуковому потоку.

Дослідження силового впливу потоку на модель в аеродинамічних трубах ґрунтується на принципі заміни прямого руху (політ тіла в нерухомому середовищі) рухом середовища відносно нерухомо встановленого тіла.

Аеродинамічна труба

У дозвукову незамкнуту аеродинамічну трубу повітря потрапляє через форкамеру 3 (рис. 6), виконану у вигляді деякого об'єму, обмеженого жорсткими стінками, з відкритою входною частиною. Звідси повітря, що знаходиться під тиском, проходить через сопло 4 в робочу частину труби 5. Запас повітря в форкамері, необхідний для безперервної роботи труби, поповнюється за допомогою вентиляторного приводу 7.

У форкамері розміщуються приймач повного тиску, прилади для вимірювання температур і ряд допоміжних пристроїв, до числа яких відносяться хонейкомб 1 – согообразная решітка і детурбуюча сітка 2. Хонейкомб руйнує великі вихори і вирівнює скоси, а сітка сприяє створенню рівномірного поля швидкостей по поперечному перерізу форкамери та зменшенню початкової швидкості турбулентності потоку.

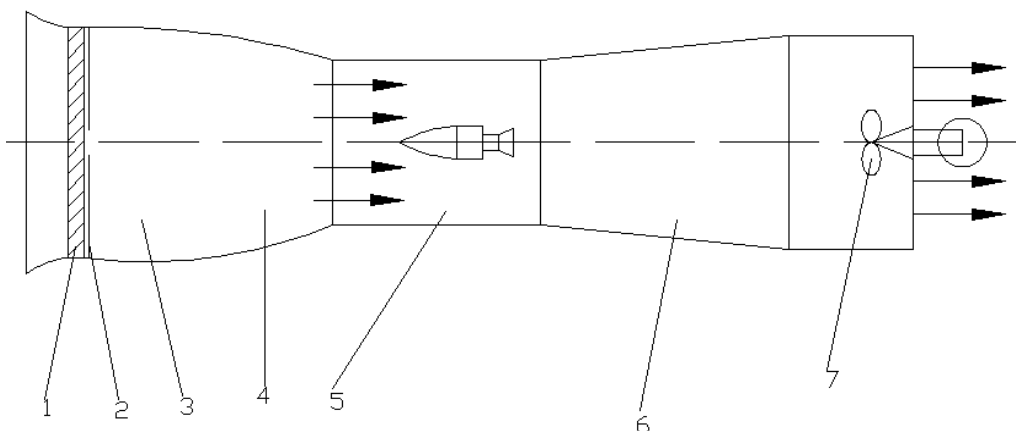


Рис. 6. Основні елементи аеродинамічної труби:
1 – хонейкомб; 2 – сітка; 3 – форкамера; 4 – сопло;
5 – робоча частина; 6 – дифузор; 7 – привід

Сопло труби 4 – канал певної конфігурації, забезпечує отримання заданої швидкості однорідного потоку. У робочій частині труби 5 встановлюють випробовувані моделі. Газовий потік тут повинен мати рівномірне поле швидкостей, температур і тисків. Робочі частини можуть бути відкритими, закритими і у вигляді герметичної камери.

Дифузор 6 – спеціально спрофільований канал, що розташовується відразу за робочою частиною. Він зменшує швидкість потоку газу з метою найбільш ефективного перетворення його кінетичної енергії в енергію тиску. Привід аеродинамічної труби – пристрій для створення потоку газу необхідної енергії, внаслідок якої його швидкість в робочій частині досягає заданого значення. В якості приводу в дозвукових трубах часто застосовують низьконапірні осеві вентилятори, в надзвукових трубах – багатоступінчасті компресори.

Залежно від швидкості потоку в робочій частині аеродинамічні труби поділяють на дозвукові ($0 < M \leq 0,8$), навіколосвукові ($0,8 < M \leq 1,2$), надзвукові ($1,2 < M \leq 5$) і гіперзвукові ($M > 5$).

Величини аеродинамічних коефіцієнтів, отриманих шляхом продувок, залежать від умов експерименту в трубах. Для отримання достовірних експериментальних даних обов'язково геометрична подібність моделі і натурного, зразка. Зокрема, доцільним вважається забезпечення одночасного подібності за числами Маха M і Рейнольдса Re [2].

Сучасні аеродинамічні труби дозволяють здійснювати вагові випробування, дренажні дослідження, а також застосовувати в експериментах візуальні методи.

Висновки

1. У статті розглянуті експериментальні методи визначення коефіцієнта перевертаючого моменту

фотографуванням в двох взаємно перпендикулярних площинах і стрільбою по картонах.

2. За результатами балістичного експерименту визначено аеродинамічний коефіцієнт нормальної сили за співвідношенням між силами лобового опору і нормальної сили та шляхом побудови нерухомої системи координат з метою реєстрації просторового руху центру мас досліджуваного тіла.

3. Розкриті особливості визначення аеродинамічних характеристик снарядів в аеродинамічних трубах.

Список літератури

1. *Макеев В.И. О выборе конструктивных параметров летательных аппаратов / В.И. Макеев, П.Е. Трофименко // Прикладная механика. – 2013. – № 5 (49). – С. 96-107.*
2. *Макеев В.И. Обоснование рациональной системы поправок для летательных аппаратов: учеб. пособ. / В.И. Макеев, П.Е. Трофименко; Palmarium Academic Publishing ist ein Imprint der. Saarbrücken, 2014. – 72 с.*
3. *Дмитревский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитревский, Л.Н. Лысенко, С.С. Богодистов – М.: Машиностроение, 1991. – 640 с.*
4. *Гантмахер Ф.А. Теория полёта неуправляемых ракет / Ф.А. Гантмахер, Л.М. Левин. – М.: Издательство физико-математической литературы, 1959. – 256 с.*
5. *Балістична підготовка стрільби, методи її удосконалення / М.М. Ляпа, В.М. Петренко, В.І. Макеев, В.Є. Житник. – Суми: Видавництво СумДУ, 2008. – 160 с.*

Надійшла до редколегії 19.07. 2016

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.І. Миргород, Харківський національний університет Повітряних Сил імені І. Кожедуба, Харків.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ И ОПРОКИДЫВАЮЩЕГО МОМЕНТА

В.И. Макеев, В.Н. Петренко, В.Е. Житник, А.Ф. Раскошный

В статье приведены лабораторные методы проведения испытаний, приведены технические средства для определения аэродинамических коэффициентов нормальной силы и опрокидывающего момента. При использовании метода стрельбы по картонам (щитам) проведена оценка точности определения коэффициентов нормальной силы и опрокидывающего момента. В статье рассматриваются методы определения аэродинамических коэффициентов нормальной силы и опрокидывающего момента.

Ключевые слова: аэродинамический коэффициент нормальной силы, аэродинамический коэффициент опрокидывающего момента, стрельба по картонам, аэродинамическая труба, гироскопическая устойчивость.

EXPERIMENTAL METHODS AERODYNAMIC COEFFICIENTS NOR FORMAL FORCES AND TILTING MOMENTS

V.I. Makeev, V.N. Petrenko, V.E. Zhytnyk, A.F. Raskoshnyi

The article describes laboratory test methods, given the technical means for the defined-tion of aerodynamic coefficients of the normal force and overturning moment. When using the shooting method on cardboard (boards) assessed the accuracy of the determination of the coefficients of the normal force and overturning moment. This article discusses methods for determining the aerodynamic coefficients of the normal force and overturning moment.

Keywords: aerodynamic coefficient of the normal force, the aerodynamic coefficient of the tilting-linking-point shooting at cardboard wind tunnel, the gyroscopic stability.