

УДК 629.735.015.3:533.6.013.12 (045)

¹С.О. Богославець, канд. техн. наук, нач. від.²С.М. Бабкін, старш. викл.³А.І. Коросташивець, старш. викл.

РЕГРЕСІЙНА МОДЕЛЬ ХВИЛЬОВОГО ОПОРУ ПРИ АКТИВНО-ПАСИВНОМУ ВПЛИВІ НА НАДЗВУКОВЕ ОБТІКАННЯ ПІВСФЕРИ

¹Державний науково-дослідний інститут авіації

E-mail: bogos@a.org.ua

^{2,3}НАУ, кафедра дистанційного та заочного навчання

На підставі експериментальних досліджень розроблено множинну нелінійну регресійну модель зв'язку між хвильовим опором півсфери та параметрами активно-пасивного засобу зменшення опору. Модель дозволяє оцінювати вплив чотирьох визначальних параметрів активно-пасивного засобу та числа Маха на коефіцієнт хвильового опору надзвукових літальних апаратів із затупленням головної частини корпусу.

At the basis of experimental researches the multiple regressive liaison model between the semisphere wave resistance and parameters of active-passive way of resistance diminutions was developed. The model allows to assess the influence of the four parameters of active-passive means and Mach number on the coefficient of wave resistance of supersonic aircrafts with the rounding of the main body part.

Вступ

На сьогодні у практиці використовують надзвукові і гіперзвукові літальні апарати, які через різні причини сконструйовані із затупленням носової частини корпусу.

Наприклад, фюзеляжі повітряно-космічних літаків затуплені для використання ентропійного ефекту, а головні частини керованих ракет з інфрачервоними і тепловізійними системами наведення мають сферичні оптично прозорі носові обтічники.

Однак при надзвукових швидкостях польоту наявність значного затуплення призводить до суттєвого збільшення лобового опору літального апарату за рахунок хвильової складової (у два – чотири рази порівняно з дозвуковим діапазоном швидкості).

Отже, зменшення хвильового опору затупленого носка корпусу є актуальною задачею.

Аналіз досліджень і публікацій

Способи керування лобовим опором затуплених тіл поділяють на пасивні (встановлення передньої надбудови) і активні (видування газу чи рідини з носка тіла або іонізація потоку перед затупленням). Результати проведених експериментальних досліджень [1–3] показують, що для зменшення опору в надзвуковому діапазоні швидкостей можна використати передню аеродинамічну надбудову або видування струменя газу в головній частині тіла.

У працях [4; 5] запропоновано комплексний, активно-пасивний засіб (АПЗ) зменшення хвильового опору – сумісне використання надбудови у вигляді передньої голки з насадкою та видування аксіально-радіального струменя газу з кільцевого сопла на півсферичному затупленні носка корпусу.

Постановка завдання – побудова регресійної моделі зв'язку між параметрами АПЗ та коефіцієнтом хвильового опору сферично затупленого носка вісесиметричного тіла на підставі експериментальних даних.

Підготовка та результати експериментів

Для проведення експериментів були використані обладнання та установки, до складу яких належать: – надзвукові аеродинамічні труби (СТ-1 з відкритою робочою частиною діаметром $D_{рч} = 60$ мм та СТ-3 із закритою робочою частиною розміром 400×400 мм);

– тензометричні однокомпонентні ваги; груповий реєструючий манометр ГРМ-2;

– зеркально-меніскові прилади ІАБ-451 та ІТ-14, які працюють за шлірен-тіньовим методом Теплера.

Моделі головних частин корпусів виконано у вигляді циліндричних тіл малого подовження ($\lambda_{\text{мод}} = 2,2 - 4,2$) з півсферичним затупленням (рис. 1).

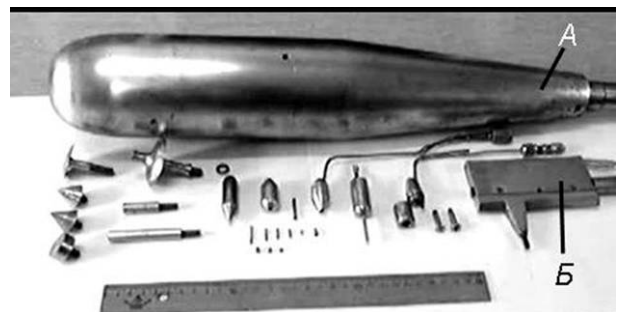


Рис. 1. Моделі для продувок у надзвукових аеродинамічних трубах:

А – модель для аеродинамічної труби СТ-3;

Б – зовнішні тензометричні ваги для СТ-1

Для продувок у трубі СТ-1 було виготовлено латунну модель (рис. 2) з розмірами $D_{\text{мод}} = 16$ мм, $l_{\text{мод}} = 35$ мм та півсферичним носком з радіусом затуплення $r_{\text{зат}} = 8$ мм.

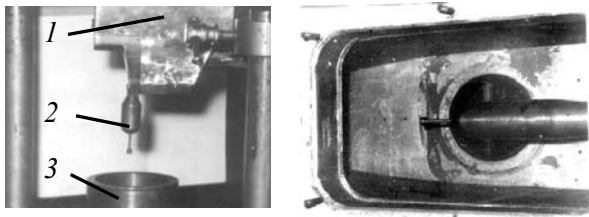


Рис. 2. Моделі для продувок у робочих частинах аеродинамічних труб:

1 – обтічник тензоба; 2 – модель; 3 – сопло Лавая

У передній частині різьбовим з'єднанням кріпилася сталева надбудова у вигляді голки з насадкою.

Відносна довжина голки $\bar{l} = l / D_{\text{мод}}$ змінювалася дискретно (0,5; 0,7; 0,8; 0,9; 1,1; 1,2; 2,0; 2,5; 3,0), а її діаметр дорівнював $0,13D_{\text{мод}}$. Насадка – циліндр довжиною і діаметром, які дорівнювали $0,25D_{\text{мод}}$. Додатково виготовлено насадки діаметрами $0,2D_{\text{мод}}$, $0,3D_{\text{мод}}$ і $0,5D_{\text{мод}}$.

Видування повітряного струменя здійснювалося через кільцеве надзвукове сопло з відносною шириною щілини на зрізі сопла:

$$\bar{\delta}_c = \delta_c / D_{\text{мод}}; \quad \bar{\delta}_c = 31 \cdot 10^{-3}.$$

Для зміни вертикальної координати вихідного перерізу сопла ($\bar{h}_c = h_c / R_{\text{мод}}$; $\bar{h}_c = 0,30$; $\bar{h}_c = 0,65$) застосовували дві головні частини моделі з півсферичним затупленням. Змінні соплові вставки забезпечували напрямки видування назустріч набігаючому потокові під кутами $\varphi_c \approx 45^\circ$, $\varphi_c \approx 70^\circ$, $\varphi_c \approx 90^\circ$ до осі симетрії моделі. Для дренажного експерименту на півсферичному затупленні виконано вісім приймальних отворів діаметром 0,5 мм кожний, які розташовані з кроком у 10° в одній площині.

У надзвуковій трубі СТ-3 було використано сталеву модель (рис. 1) з півсферичним затупленням головної частини та розмірами:

$$D_{\text{мод}} = 90 \text{ мм};$$

$$L_{\text{мод}} = 450 \text{ мм};$$

$$r_{\text{зат}} = 45 \text{ мм}.$$

Аеродинамічна надбудова і сопло цієї моделі мали такі геометричні характеристики:

$$\text{– голка } \bar{l}_{\text{гол}} = 0,5; \quad \bar{l}_{\text{гол}} = 0,9;$$

$$\text{– насадка } d_{\text{нас}} = 0,25D_{\text{мод}};$$

$$\text{– сопло для видування газу } \bar{h}_c = 0,30; \quad \bar{\delta}_c = 0,03.$$

Елементи однокомпонентних тензометричних ваг, а також трубопроводи вимірювання повного тиску і підведення повітря для видування розміщували всередині модельного тримача і моделі.

Експерименти проведено у три етапи (фотографування картин обтікання, дренажний та ваговий експерименти) при числах Маха $M_\infty = 1,5$; $M_\infty = 2,0$; $M_\infty = 2,5$; $M_\infty = 3,0$ і при обчислених через діаметр циліндричної частини моделі числах Рейнольда $Re = (0,92 - 5,89) \cdot 10^6$.

У результаті аналізу картин обтікання моделей (рис. 3) та розподілу тиску на поверхні затуплення (рис. 4, 5) із сукупності факторів, які впливають на хвильовий опір при застосуванні АПЗ (рис. 6).

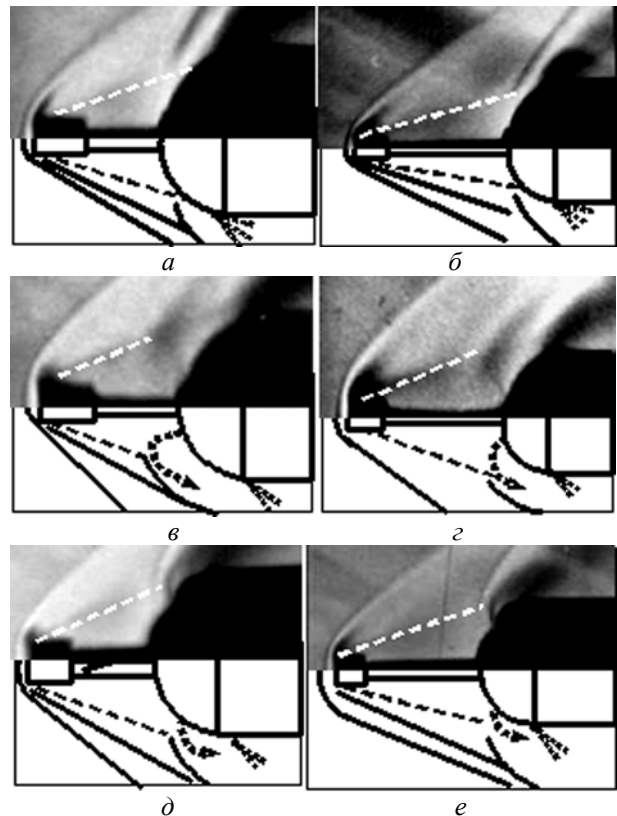


Рис. 3. Вплив параметрів АПЗ на картини обтікання моделей:

$$a - \bar{l}_{\text{над}} = 0,5, I_c = 0; \quad b - \bar{l}_{\text{над}} = 1, I_c = 0; \quad \text{в} - \bar{l}_{\text{над}} = 0,5,$$

$$\bar{h}_c = 0,3, I_c = 13; \quad \text{г} - \bar{l}_{\text{над}} = 1; \quad \bar{h}_c = 0,3, I_c = 13;$$

$$\text{д} - \bar{l}_{\text{над}} = 0,5, \bar{h}_c = 0,65, I_c = 13; \quad \text{е} - \bar{l}_{\text{над}} = 1, \bar{h}_c = 0,65,$$

$$I_c = 13$$

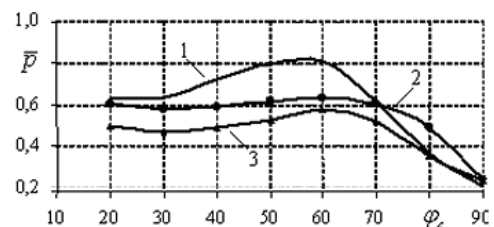


Рис. 4. Вплив положення сопла на розподіл тиску ($M_\infty = 2$; $\bar{l}_{\text{іаа}} = 1$):

$$1 - I_c = 0; \quad 2 - \bar{h}_c = 0,65; I_c = 5,5; \quad 3 - \bar{h}_c = 0,31,$$

$$I_c = 5,5$$

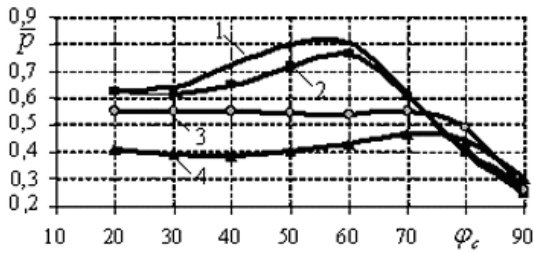


Рис. 5. Вплив інтенсивності видування струменя на розподіл тиску ($M_\infty = 2$, $\bar{l}_{над} = 1$, $\bar{h}_c = 0,65$, $\bar{d}_{нас} = 0,25$):

1 - $I_c = 0$; 2 - $I_c = 2$; 3 - $I_c = 6$; 4 - $I_c = 10$

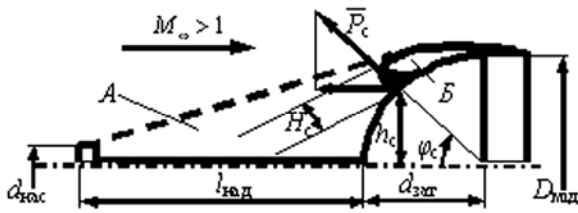


Рис. 6. Кінематична схема обтікання затуплення при застосуванні АПЗ:

A – відривна зона; B – струмінь; $D_{мідь}$, $d_{зат}$, $d_{нас}$ – діаметри Міделя моделі, затуплення та насадки відповідно; $l_{над}$ – довжина надбудови; P_c – тяга, створювана соплом; H_c – глибина проникнення струменя у потік; h_c – координата положення сопла; φ_c – кут видування струменя

Було виділено основні визначальні керовані фактори:

$$c_{x0хв} = f(M_\infty, \bar{l}_{над}, \bar{d}_{нас}, I_c, \varphi_c),$$

де I_c – інтенсивність видування струменя (відношення тиску у форкамері моделі до тиску на поверхні затуплення поблизу сопла).

Інтенсивність струменя характеризує тягу, створювану соплом, глибину проникнення струменя у потік і залежить від розмірів сопла.

У результаті вагових експериментів виявлено, що при $M_\infty = 1,5$ додаткове зменшення коефіцієнта лобового опору від дії струменя становить 9%, а при $M_\infty = 3,0$ – 16%.

Сумарне зменшення коефіцієнта опору сферично затупленої головної частини від впливу надбудови і струменя дорівнює 76% при $M_\infty = 3,0$.

При використуванні АПЗ витрата газу приблизно у три рази менше ніж при аксіальному видуванні струменя з носика голки і у шість разів менше ніж при аксіальному струмені без надбудови [6].

Відносна похибка ε_x при визначенні коефіцієнта лобового опору c_{x0} за відомими методиками [7; 8], дорівнює $\pm 4,3\%$, що є припустимим при виконанні вагових експериментів у надзвукових аеродинамічних трубах [7].

Побудова регресійної моделі

Для побудови математичної моделі зв'язку між коефіцієнтом хвильового опору сферичного носка та параметрами АПЗ було проведено регресійний аналіз результатів вагових експериментів.

Усі одержані при вимірюваннях опору парні функціональні залежності мають явно нелінійний характер, тому за основу обрано рівняння у вигляді:

$$\hat{y} = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3 + b_4x_4 + b_5x_5 + b_6x_1^2 + b_7x_2^2 + b_8x_3^2 + b_9x_4^2 + b_{10}x_5^2, \quad (1)$$

де x_1 – число Маха; x_2 – відносна довжина надбудови; x_3 – відносний діаметр насадки; x_4 – інтенсивність струменя; x_5 – кут видування струменя.

Гіпотезу нормальності розподілу було прийнято на підставі перевірки, що виконана через середнє абсолютне відхилення:

$$B_{с.а.} = \sum |x_i - \bar{x}| / n.$$

Для вибірки, яка має наближено нормальний закон розподілу, повинний бути справедливим вираз

$$|B_{с.а.} / \bar{S} - 0,7979| < 0,4 / \sqrt{n}.$$

У результаті розрахунку отримано $0,0036 < 0,059$. Лінеаризацію виразу (1) проведено за допомогою заміни випадкових величин:

$$x_1^2 = x_6;$$

$$x_2^2 = x_7;$$

$$x_3^2 = x_8;$$

$$x_4^2 = x_9;$$

$$x_5^2 = x_{10}.$$

Матрицю результатів спостережень складено за даними $n = 46$ випробувань у ваговому експерименті. При цьому хвильовий опір півсферичного затуплення визначено як різницю повного опору, отриманого за ваговими вимірюваннями та суми опорів тертя і хвильового опору хвостової частини моделі, одержаних теоретичним шляхом.

Розв'язанням системи нормальних рівнянь у матричній формі розраховано коефіцієнти множинної регресії і після оберненої підстановки випадкових величин та дешифрування отримано математичну регресійну модель у вигляді:

$$c_{x0} = 2,587 - 0,409M_\infty - 1,386\bar{l}_{над} - 2,73\bar{d}_{нас} - 0,042I_c - 0,365\varphi_c + 0,05M_\infty^2 + 0,612\bar{l}_{над}^2 + 4,386\bar{d}_{нас}^2 + 0,003I_c^2 + 0,169\varphi_c^2. \quad (2)$$

Множинна регресія, яку побудовано, має такі показники якості прогнозу (рис. 7) та щільності зв'язку між коефіцієнтом хвильового опору і параметрами АПЗ:

– коефіцієнт множинної кореляції $R = 0,955$;

– множинний коефіцієнт детермінації $R^2 = 0,912$;

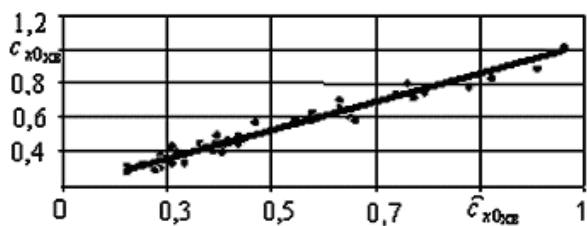


Рис. 7. Співвідношення між визначеним експериментально коефіцієнтом хвильового опору $\tilde{n}_{\text{до\delta\alpha}}$ та прогнозом $\tilde{n}_{\text{до\delta\alpha}}$ за регресійною моделлю

– скорегований множинний коефіцієнт детермінації

$$R_{adj}^2 = 0,887;$$

– F -критерій Фішера $F = 36,27$;

– табличне значення F -критерію при 5%-му рівні значущості $F^T = 2,66$;

– стандартна похибка $\delta = 0,0664$.

Будь-яке рівняння регресії найкраще прогнозує функцію відгуку в центрі факторного простору, при віддаленні від якого якість прогнозу поступово погіршується.

У таблиці наведено межі варіацій параметрів АПЗ в експерименті та достатні для практики діапазони, що рекомендовані для застосування моделі (2).

Область застосування регресійної моделі

Обмеження діапазону	Параметр АПЗ				
	$\bar{l}_{\text{над}}$	$\bar{d}_{\text{нас}}$	\bar{n}^2	Φ_c	M_∞
Діапазон параметрів у експерименті	0,50 1,20	0,20 0,50	5,0 12,0	0,50 1,57	1,5 3,0
Межі застосування моделі	0,90 1,10	0,25 0,30	8,0 10,0	0,96 1,40	1,2 4,0

Висновки

При застосуванні АПЗ коефіцієнт хвильового опору півсферичного затуплення зменшується від 38 до 76% у діапазоні чисел Маха від 1,5 до 3,0, що на 16% більше ніж при пасивних засобах. Побудована на підставі експериментальних даних регресійна модель дозволяє оцінити коефіцієнт хвильового опору півсферичного затуплення при різних параметрах АПЗ зменшення опору у надзвуковому діапазоні швидкостей. За допомогою отриманої моделі можна визначати сукупності параметрів АПЗ, які мінімізують хвильовий опір [9].

Література

1. Хлебников В.С. Об аэродинамическом сопротивлении пары тел при транс- и сверхзвуковом обтекании // Изв. АН СССР. МЖГ. – 1990. – №3. – С.152–156.
2. Балмина Р.В., Озеринин В.Н. О снижении сопротивления затупленных головных частей корпусов при сверхзвуковых скоростях //ТВФ. – 1992. – №1. – С. 23–25.
3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике. – М.: Высш. шк., 1978. – 480 с.
4. Богославец С.О. Збільшення дальності пуску ракет з інфрачервоними головками самонаведення застосуванням комплексного способу зниження лобового опору// Зб. наук. пр. – К.: Наук. центр Повітряних сил Збройних сил України, 2004. – Вип. № 7. – С. 32–41.
5. Богославец С.О., Кулешин В.В. Розширення діапазонів пусків авіаційних керованих ракет шляхом зниження лобового опору корпусів // Тези доп. та виступів учасн. наук.-техн. конф. “Сучасний стан та проблеми авіаційної техніки ВПС ЗС України”. – К.: Наук. центр Повітряних сил Збройних сил України, 2004. – С. 14.
6. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений: Учеб. пособие. – М.: Высш. шк., 1988. – 347 с.
7. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения // Методы и приборы. – М.: Наука, 1964. – 720 с.
8. Кассандрова А.К., Лебедев В.В. Обработка результатов наблюдений. – М.: Наука, 1970. – 104 с.
9. Банди Б. Методы оптимизации // Вводный курс: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1988. – 128 с.

Стаття надійшла до редакції 09.10.06.