УДК 533.6.011.5 **doi: 10.32620/aktt.2026.4sup1.10**

**А. О. ХОРОХОРДІН, М. М. МІТРАХОВИЧ**

***Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна***

# ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ І ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕСИМЕТРИЧНОГО НАДЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ ЗОВНІШНЬОГО СТИСНЕННЯ

*У статті наведено основні результати досліджень параметрів і характеристик осесиметричного надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з урахуванням процесів, що відбуваються при збільшенні числа М.* ***Предметом дослідження*** *є залежності коефіцієнта збереження повного тиску і коефіцієнта опору центрального тіла осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення від числа М та напівкута конуса.* ***Об'єктом дослідження*** *є осесиметричний надзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення.* ***Метою роботи*** *є удосконалення методики розрахунку параметрів течії над конічною поверхнею осесиметричного вхідного пристрою та визначення його основних аеродинамічних характеристик. Для досягнення мети вирішено* ***наступні задачі****: удосконалено методику розрахунку параметрів надзвукової течії над конічною поверхнею осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення шляхом розв'язання рівняння Тейлора-Макколла; здійснено розрахунок коефіцієнта відновлення повного тиску та коефіцієнта опору з урахуванням зміні коефіцієнта адіабати від числа М у надзвуковій частині осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Під час дослідження використовувався* ***метод*** *газогідравлічної теорії стрибків ущільнення. Дослідження проведено на розрахунковій висоті 0 км, в діапазоні чисел М від 2,0 до 10 при зміні напівкута конуса від $12^0$ до $20^0$. Для оцінки впливу зміни показника адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску коефіцієнт опору конічного центрального тіла в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення при врахуванні процесів, що відбуваються при збільшенні числа М, проведено моделювання при постійному показнику адіабати (1,4) і змінному, що залежить від числа М на вході до вхідного пристрою.* ***Отримані результати*** *моделювання течії в осесиметричному надзвуковому вхідному пристрої зовнішнього стиснення можна використати для обґрунтування вибору напівкута конуса для розрахункового числа М під час створення попередньої моделі осесиметричного вхідного пристрою.* ***Наукова новизна та практична значимість*** *результатів дослідження полягають у тому, що отримано нові дані щодо коефіцієнта збереження повного тиску коефіцієнта опору центрального конічного тіла в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з урахуванням зміни коефіцієнта адіабати залежно від числа М.*

***Ключові слова:*** *надзвуковий осесиметричний вхідний пристрій зовнішнього стиснення; число М, напівкут конуса, напівкут конічного стрибка ущільнення; коефіцієнт збереження повного тиску; коефіцієнт опору, показник адіабати.*

## Вступ

Відомо [1], що осесиметричний вхідний пристрій з центральним тілом забезпечує ефективне гальмування надзвукового потоку повітря, створюючи систему косих конічних стрибків ущільнення, що переходять у прямий стрибок.

Методику визначення параметрів надзвукового потоку над конусом отримано А. Буземаном у 1929 році [2]. Відповідно до основної властивості конічної течії, що встановлено А. Буземаном [2], випливає, що при визначених числі М незбуреного потоку та куті конуса, основні параметри течії за конічним стрибком ущільнення – швидкість, тиск, температура, густина та кут нахилу лінії току – залежать тільки від кутової координати кута відхилення. Лінія струму надзвукового вільного потоку поступово деформується, проходячи через косий стрибок ущільнення, а потім поступово вигинається вниз за течією від стрибка ущільнення, стаючи на нескінченності асимптотично паралельною до поверхні конуса.

Оскільки поверхня конуса утворюється променем від його вершини, приймаємо, що тиск та всі інші властивості потоку є постійними вздовж поверхні конуса та вздовж поверхонь в просторі між поверхнею конуса та косим конічним стрибком ущільнення і змінюються при переході від однієї конічної поверхні до іншої.

Такий підхід дозволяє вивчати основні фізичні явища, що відбуваються при надзвуковій течії над конусом.

У 1933 р. Г. І. Тейлор та Дж. В. Макколл [3] запропонували рішення, що є визначним у розвитку методів дослідження надзвукових потоків над конічною поверхнею. Рішення Тейлора-Макколла для надзвукового потоку над конічною поверхнею є класичним у нев'язкій надзвуковій аеродинаміці.

Creative Commons Attribution NonCommercial 4.0 International

Параметри сталого надзвукового потоку ідеальної стисливої рідини навколо круглого конуса з приєднаним конічним стрибком ущільнення можливо отримати рішенням диференційного рівняння в часткових похідних для конічної надзвукової течії при перетворенні їх у звичайні диференційні рівняння 3 порядку, що є основним рівнянням Тейлора і Макколла [3]. Це рівняння є нелінійними, тому його розв'язання не може бути отримано в кінцевому вигляді, але можливо отримати рішення цього рівняння чисельним інтегруванням. Оскільки потік є і ізоентропічним, і не обертальним та залежить лише від однієї змінної, рішення можна звести до розв'язання нелінійного звичайного диференціального рівняння другого порядку для однієї зі складових швидкості, що дозволяє отримати всі інші змінні. Тейлор і Макколл чисельно розв'язали це диференціальне рівняння лише для кількох окремих випадків.

Kopal [4] і Sims [5] шляхом реалізації зазначеного підходу при чисельному моделюванні отримали таблиці та графіки залежності основних параметрів над конічною поверхнею від числа М перед ним. Але для визначення аеродинамічних характеристик тіл, що мають форму конуса, використання таких таблиць є скрутним.

У роботі [6] розв'язано рівняння Тейлора-Макколла для надзвукового потоку ідеального газу навколо прямого кругового конуса з приєднаним конічним стрибком ущільнення для двох випадків нескінченного та скінченного вільного потоку. Результати досліджень порівнюються з експериментальними даними, отриманими Kopal [4].

При спрощенні рівняння Тейлора-Макколла [3] не враховуються наслідки припущення щодо малої відносної густини робочого тіла, тобто зберігається один додатковий член, що з точки зору відносної густини має той самий порядок малості, що й ті члени, що вже вилучено, тоді скорочене рівняння Тейлора-Макколла [3] залишається лінійним, але процес його розв'язання стає більш складним.

У роботах [7-9] використовується скорочене рівняння, що є рівнянням Лежандра [10]. Це рівняння за умови, що густина робочого тіла в конічному стрибку ущільнення є постійною, проте воно не еквівалентне припущенню про нестисливість.

Аналіз відомих досліджень надзвукових осесиметричних вхідних пристроїв з центральним конічним тілом показує, що більшість робіт спрямовано на пошук раціональних методів і способів визначення параметрів потоку над конусом.

У цій статті пропонується вдосконалити методику розрахунку параметрів над конічною поверхнею для визначення коефіцієнта відновлення повного тиску та коефіцієнту опору з урахуванням зміні коефіцієнта адіабати від числа М у надзвуковій частині осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Дослідження течії в надзвуковому осесиметричному вхідному пристрої зовнішнього стиснення в такій постановці є недостатньо вивченим.

## Мета дослідження

Метою дослідження є вдосконалення методики розрахунку параметрів над конічною поверхнею та визначення його основних аеродинамічних характеристик.

Для досягнення цієї мети вирішено такі задачі:

– удосконалення методики розрахунку параметрів надзвукової над конічною поверхнею осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення шляхом розв'язання рівняння Тейлора-Макколла;

– розрахунок коефіцієнта відновлення повного тиску та коефіцієнта опору з урахуванням залежності коефіцієнта адіабати від числа М у надзвуковій частині осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

## Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є надзвукова частина надзвукового осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

На рис. 1 наведено типову схему надзвукової частини надзвукового осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

На рис. 1 позначено, як приклад, $M_1$ – число М на вході до вхідного пристрою; $M_S$ – число М за косим конічним стрибком ущільнення; $M_C$ – число М на поверхні конуса; $\theta_C$ – напівкут конуса; $\theta_S$ – напівкут нахилу косого конічного стрибка ущільнення; $\theta_П$ – напівкут нахилу променю; $\theta_B$ – напівкут відхилення потоку; $h_c$ – довжина конічної поверхні; $r_c$ – радіус основи конуса.

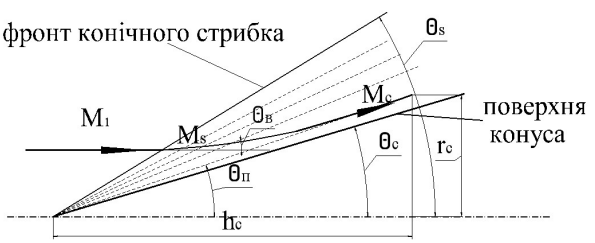


Рис. 1. Типова схема течії в надзвуковій частини надзвукового осесиметричного вхідного пристрою

Математична модель отримано за припущення про те, що робоче тіло – повітря з параметрами, обумовленими розрахунковою висотою та числом Маха.

Параметри над конічною поверхнею надзвукового осесиметричного вхідного пристрою зовнішнього стиснення визначаються шляхом розв'язання рівняння Тейлора-Макколла [3]

$$\frac{k-1}{2}\cdot\left[V_{max}^2-V_r^2-\left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right]\cdot\left[2\cdot V_r+\frac{dV_r}{d\theta}\cdot ctg\theta+\frac{d^2V_r}{d\theta^2}\right]-$$
$$-\frac{dV_r}{d\theta}\cdot\left[V_r\cdot\frac{dV_r}{d\theta}+\frac{dV_r}{d\theta}\cdot\left(\frac{d^2V_r}{d\theta^2}\right)\right]=0. \quad (1)$$

де: $k$ – показник адіабати.

Для врахування впливу числа Маха на термодинамічні властивості повітря при високих температурах (до 3000 К) використовується залежність коефіцієнта адіабати від температури повітря [11, 12]. Отриману залежність коефіцієнта адіабати від числа М достатньою точно апроксимовано поліномом четвертого степеня [13]

$$k=-1,0053\cdot10^{-5}\cdot M^4+3,6036\cdot10^{-4}\cdot M^3-$$
$$-4,3992\cdot10^{-3}\cdot M^2-4,396\cdot10^{-3}\cdot M+1,4043. \quad (2)$$

На рис. 2 наведено схему трикутника швидкостей при обтіканні конуса надзвуковим потоком.

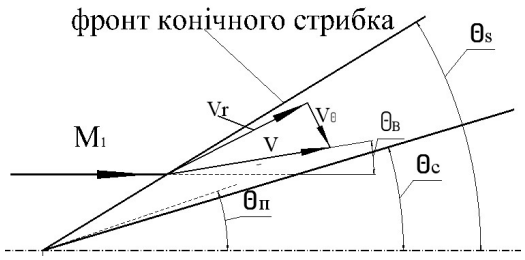


Рис. 2. Схема трикутника швидкостей при обтіканні конуса надзвуковим потоком

Радіальна складова швидкості потоку за конічним стрибком ущільнення $V_r$ (див. рис. 2) розраховується з використанням залежності [1]

$$V_r=M_s\cdot a/\cos\theta_{відх}; \quad (3)$$

де $M_s$ – число Маха за конічним стрибком ущільнення;

$a$ – швидкість звуку для визначеної висоти польоту;

$\theta_{відх}$ – кут відхилення.

Кут відхилення визначається за використанням співвідношення Ренкіна-Гюгоніо [14, 15], що пов'язує число Маха за конічним стрибком ущільнення (перед конічною поверхнею, що утворена променем) $M_{si}$, кут відхилення на відповідній поверхні, що утворена і-им променем за конічним стрибком ущільнення $\theta_{відх}$ та кут нахилу променя $\theta_п$:

$$ctg\theta_п=tg\theta_{відх}\cdot\left[\frac{(k-1)\cdot M_{si}^2}{2\cdot M_{si}^2\cdot\sin^2\theta_{відх}}-1\right]. \quad (4)$$

Число Маха за конічним стрибком ущільнення визначається залежністю

$$M_{si}=\sqrt{\frac{(k-1)\cdot M_{i-1}^2\cdot\sin^2\theta_{відх}}{\left[2\cdot k\cdot M_{i-1}^2\cdot\sin^2\theta_{відх}-(k-1)\right]\cdot\sin^2(\theta_п-\theta_{відх})}}, \quad (5)$$

де $V_{max}$ – опорна швидкості потоку, що є максимальною теоретичною швидкістю.

Для забезпечення чисельного розв'язання рівняння (1) використовуємо безрозмірну швидкість, що залежить тільки від числа М:

$$\bar{V}=\frac{V}{V_{max}}. \quad (6)$$

Безрозмірну швидкість $\bar{V}$ можна представити безрозмірними радіальною $\bar{V}_r$ та тангенціальною $\bar{V}_\theta$ складовими (див. рис. 2).

З урахуванням (6) рівняння (1) має вигляд

$$\frac{k-1}{2}\cdot\left[1-\bar{V}_r^2-\left(\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}\right)^2\right]\cdot\left[2\cdot\bar{V}_r+\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}\cdot ctg\theta+\frac{d^2\bar{V}_r}{d\theta^2}\right]-$$
$$-\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}\cdot\left[\bar{V}_r\cdot\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}+\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}\cdot\left(\frac{d^2\bar{V}_r}{d\theta^2}\right)\right]=0. \quad (7)$$

Рівняння (7) є диференціальним рівнянням з однією змінною – безрозмірною радіальною складовою швидкості $\bar{V}_r$.

При розв'язанні рівняння (7) можливо отримати залежність безрозмірної радіальної складової швидкості від кута нахилу променя.

Безрозмірна тангенціальна складова швидкості потоку визначається за умови осесиметричного конічного потоку у вигляді

$$\bar{V}_\theta=\frac{d\bar{V}_r}{d\theta}. \quad (8)$$

Розв'язок рівняння (7) дозволяє отримати залежність радіальної складової швидкості від кута променя з урахуванням того, що на поверхні конуса радіальна складова швидкості не змінюється, а саме:

$$\frac{dV_r}{d\theta} = 0 \text{ для } \theta \approx \theta_C. \qquad (9)$$

На рис. 3 наведено, як приклад, зміну радіальної та тангенціальної складових безрозмірної швидкості від кута променя, що зменшується від напівкута косого конічного стрибка ущільнення до напівкута конуса.

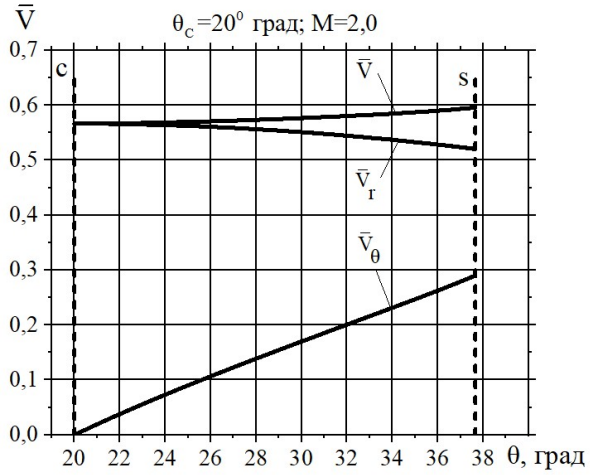


Рис. 3. Залежності безрозмірної швидкості, а також її радіальної та тангенціальної складових від кута конуса при його обтіканні надзвуковим потоком

Безрозмірна швидкість пов'язана з числом M співвідношенням [1]

$$M = \sqrt{\frac{2}{\left(\frac{1}{\bar{V}^2}\right)\cdot(k-1)}}. \qquad (10)$$

Тиск, густину та температуру вздовж кожної конічної поверхні, що створені променями після косого конічного стрибка ущільнення, позначеного індексом (s) до поверхні конуса позначеної індексом (c), можна, з певним припущенням, отримати з використанням рівнянь [1]:

$$p^* = p\cdot\left(1+\frac{k-1}{2}\cdot M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}; \qquad (11)$$

$$\rho^* = \rho\cdot\left(1+\frac{k-1}{2}\cdot M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}; \qquad (12)$$

$$T^* = T\cdot\left(1+\frac{k-1}{2}\cdot M^2\right), \qquad (13)$$

Розрахунок коефіцієнта збереження повного тиску та коефіцієнта опору конуса в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення здійснюємо з використанням залежностей [1]:

$$\sigma_i = \frac{p_i^*}{p_{i-1}^*} = \left[\frac{(k+1)\cdot M_{i-1}^2\cdot\sin^2\theta_i}{2+(k-1)\cdot M_{i-1}^2\cdot\sin^2\theta_i}\right]^{\frac{k}{k-1}}\cdot \left[\frac{(k+1)}{2\cdot k\cdot M_{i-1}^2\cdot\sin^2\theta_i-(k-1)}\right]^{\frac{1}{k-1}}. \qquad (14)$$

$$c_{xc} = \frac{2}{k\cdot M^2}\cdot\left(\frac{p_c}{p_1}-1\right). \qquad (15)$$

Розрахунок коефіцієнта збереження повного тиску коефіцієнту опору конуса в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення в діапазоні напівкутів конуса від $12^0$ до $20^0$ за визначеним алгоритмом із використанням залежностей (1) – (15) здійснено в діапазоні чисел M від 2,0 до 10 при змінному коефіцієнті адіабати (2) та постійному – $k = 1,4$.

## Результати та обговорення

Залежності коефіцієнта збереження повного тиску в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення $\sigma$ від числа M в діапазоні напівкутів конуса від $12^0$ до $20^0$ при змінному $(k = f(M))$ та постійному $(k = 1,4)$ коефіцієнті адіабати наведено на рис. 4.

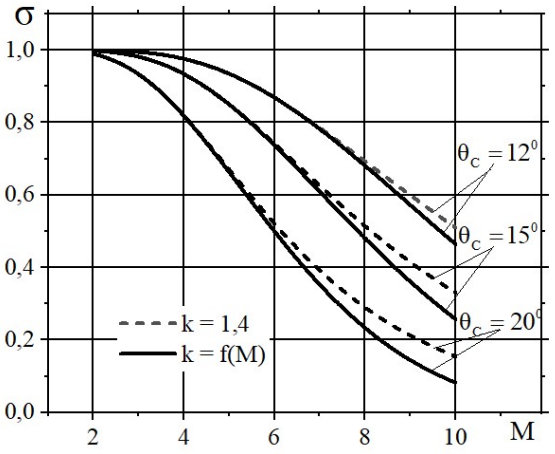


Рис. 4. Оцінка впливу коефіцієнта адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску при зміні напівкута конуса та числа M

Залежності коефіцієнта опору центрального конічного тіла вхідного пристрою зовнішнього стиснення від числа М в діапазоні напівкутів конуса від $12^0$ до $20^0$ при змінному $(k = f(M))$ та постійному $(k = 1,4)$ коефіцієнті адіабати наведено на рис. 5.

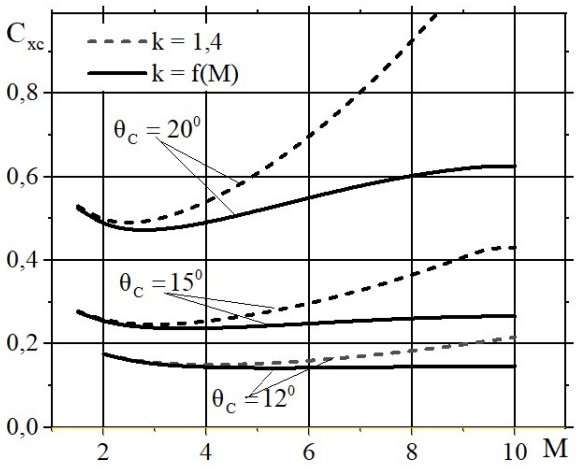


Рис. 4. Оцінка впливу коефіцієнта адіабати на коефіцієнт опору центрального конічного тіла вхідного пристрою зовнішнього стиснення при зміні напівкута конуса та числа М

Аналіз залежностей, що наведені на рис. 4, 5, показує, що врахування зміни коефіцієнта адіабати суттєво впливає на значення коефіцієнта опору центрального конічного тіла при збільшенні числа М.

## Висновки

За результатами моделювання течії в надзвуковій частині осесиметричного надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення здійснено розрахунок коефіцієнта збереження повного тиску та коефіцієнта опору центрального конічного тіла.

Показано, що коефіцієнт адіабати найбільш суттєво впливає на коефіцієнт опору центрального конічного тіла осесиметричного надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Отримані результати моделювання течії в надзвуковій частині осесиметричного надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо використовувати при обґрунтуванні вибору напівкута конуса для розрахункового числа М при створенні попередньої моделі осесиметричного вхідного пристрою.

**Внесок авторів:** формулювання проблеми – **М. Мітрахович**; огляд та аналіз інформаційних джерел, постановка задачі – **А. Хорохордін, М. Мітрахович**; побудова моделі та проведення моделювання – **А. Хорохордін**; оцінка результатів – **М. Мітрахович**; формулювання висновків – **А. Хорохордін**.

**Конфлікт інтересів**

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

**Фінансування**

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

**Доступність даних**

Рукопис не має пов'язаних даних.

**Використання засобів штучного інтелекту**

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

## Література

1. *Anderson, J. D. Fundamentals of aerodynamics / J. D. Anderson. – 6th ed. McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering. – 2017. – 1130 p.*

2. *Busemann, A. Drucke and Kegelformige Spitzen bei Bewegung mit Uberschallgeschwindigkeit. Journal of Applied Mathematics and Mechanics. –1929. – Vol. 9. – 496 p.*

3. *Taylor, G. I. The Air Pressure on a Cone Moving at High Speed / G. I. Taylor, J. W. Maccoll // Proc. Roy. Soc. (London), ser. A. – 1932. – Vol. 139. – P. 278–297.*

4. *Kopal, Z. Tables of Supersonic Flow around Cones. M.I.T. Center of Analysis Technical Report No. 1. / Z. Kopal // U.S. Government Printing Office, Washington, D.C. – 1947. – 336 p.*

5. *Sims, J. L. Tables for Supersonic Flow around Right Circular Cones at Zero Angle of Attack / J. L. Sims // Special Publication SP-3004. – 1964. – 430 p.*

6. *Berger, S.A. Hypersonic Aver Cones / S. A. Berger // AFDSR TN 60-1214. – 1960. – 83 p.*

7. *Hayes, W. D. Hypersonic flow theory / W. D. Hayes, R. F. Probstein // Academic Press. New York and London. – 1959. – 605 p.*

8. *Hayes, W. D. Hypersonic Inviscid flow / W. D. Hayes, R. F. Probstein. – New York. – 2004. – 624 p.*

9. *Feldman, S. Hypersonic Conical Shocks for Dissociated Air in Thermodynamic Equilibrium / S. Feldman // Jet Propulsion. – 1957. – Vol. 77. – P. 1253-1255.*

10. *Bali, N. P. Differential Equations / N. P. Bali // Firewall Media. – 2007. – 457 p.*

11. *Incropera, F. P. Fundamentals of Heat and Mass Transfer / F. P. Incropera, D. P. DeWitt // John Wiley and Sons, Inc. – 1990. – 1071 p.*

12. *Lee, T.-W. Aerospace propulsion / T.-W. Lee // John Wiley & Sons Ltd. – 2014. – 318 p.*

13. *Хорохордін, А. О. Дослідження впливу показника адіабати на характеристики плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення / А. О. Хорохордін, М. М. Мітрахович / Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2025. – № 4 спецвип. 1 (205). – С. 6-13. DOI: https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup1.01*

14. *Rankine, W. J. M. On the thermodynamic theory of waves of finite longitudinal disturbances / W. J. M. Rankine // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. – 1870. – P. 277–288.*

15. *Hugoniot, H. Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases. Second part / H. Hugoniot // Journal de l'École Polytechnique. – 1889. – Vol. 58. – P. 1–125.*

## References

1. Anderson, J.D. *Fundamentals of aerodynamics* 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2017. 1130 p.

2. Busemann, A. Drucke and Kegelformige Spitzen bei Bewegung mit Uberschallgeschwindigkeit. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1929, vol. 9, pp. 496-502.

3. Taylor, G. I., Maccoll J. W. The Air Pressure on a Cone Moving at High Speed. *Proc. Roy. Soc. (London), ser. A*, 1932, vol. 139, pp. 278–297.

4. Kopal, Z. *Tables of Supersonic Flow around Cones.* U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., 1947. 336 p.

5. Sims, J. L. *Tables for Supersonic Flow around Right Circular Cones at Zero Angle of Attack.* NASA Special Publication SP-3004, 1964. 430 p.

6. Berger, S. A. *Hypersonic Aver Cones.* AFDSR TN 60-1214, 1960. 83 p.

7. Hayes, W. D., Probstein R. F. *Hypersonic flow theory.* Academic Press. New York and London, 1959. 605 p.

8. Hayes, W. D., Probstein R. F. *Hypersonic Inviscid flow.* New York, 2004. 624 p.

9. Feldman, S. Hypersonic Conical Shocks for Dissociated Air in Thermodynamic Equilibrium. *Jet Propulsion*, 1957, vol. 77, pp. 1253-1255.

10. Bali, N.P. *Differential Equations.* Firewall Media, New Delhi, 2007. 457 p.

11. Incropera, F. P., DeWitt D. P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 3rd Ed. John Wiley and Sons, Inc., 1990. 1071 p.

12. Lee, T.-W. *Aerospace propulsion.* John Wiley & Sons Ltd, 2014. 318 p.

13. Khorokhordin, A. O., Mitrakhovych, M. M. *Doslidzhennia vplyvu pokaznyka adiabaty na kharakterystyky ploskoho hiperzvukovoho vkhidnoho prystroiu zovnishnoho stysnennia* [Study on the influence of the adiabatic index on the characteristics of a plane hypersonic input device of external compression]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4sup1 (205), pp. 6-13. DOI: https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup1.01

14. Rankine, W. J. M. On the thermodynamic theory of waves of finite longitudinal disturbances. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1870, pp. 277–288.

15. Hugoniot, H. Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases. *Second part, Journal de l'École Polytechnique*, 1889, vol. 58, pp. 1–125.

*Надійшла до редакції 15.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 05.08.2026.*
*Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026*

**STUDY OF PARAMETERS AND CHARACTERISTICS OF AXISYMMETRIC SUPERSONIC INPUT DEVICE OF EXTERNAL COMPRESSION**

***Artem Khorokhordin, Mykhailo Mitrakhovych***

The article presents the main results of research on the parameters and characteristics of an axisymmetric external compression supersonic inlet device, considering the processes occurring with increasing the Mach number. The subject of the study is the dependence of the total pressure conservation coefficient and the drag coefficient of the central body of an axisymmetric inlet device of external compression on the Mach number and the cone half-angle. The object of the study is an axisymmetric supersonic inlet device of external compression. The aim of the work is to improve the methodology for calculating the flow parameters over the conical surface of an axisymmetric inlet device and determine its main aerodynamic characteristics. To achieve this aim, the following tasks were addressed: the methodology for calculating the parameters of the supersonic flow over the conical surface of an axisymmetric inlet device of external compression was improved by solving the Taylor-McColl equation; the calculation of the total pressure recovery coefficient and drag coefficient was carried out, considering the change in the adiabatic coefficient from the Mach number in the supersonic part of the axisymmetric inlet device of external compression. The method of gas-hydraulic theory of compression jumps was used in the study. The study was conducted at a design altitude of 0 km, in the range of the Mach numbers from 2.0 to 10 with a change in the cone half-angle from $12^0$ to $20^0$. To assess the

influence of the change in the adiabatic index on the total pressure conservation coefficient, the drag coefficient of the conical central body in the supersonic part of the external compression inlet device, considering the processes occurring with an increase in the Mach number, modeling was performed with a constant adiabatic index (1.4) and a variable one that depends on the Mach number at the inlet to the inlet device. The results obtained from modeling the flow in an axisymmetric supersonic external compression inlet device can be used to justify the choice of the cone half-angle for the design the Mach number when creating a preliminary model of the axisymmetric inlet device. The scientific novelty and practical significance of the research results lie in the fact that new data have been obtained on the coefficient of conservation of total pressure of the drag coefficient of the central conical body in the supersonic part of the supersonic input device of external compression, considering the change in the adiabatic coefficient depending on the Mach number.

**Keywords**: supersonic axisymmetric external compression inlet device; number M, cone half-angle, conical seal jump half-angle; coefficient of total pressure conservation; drag coefficient, adiabatic coefficient.

**Артем Олегович Хорохордін –** інженер-конструктор 1 категорії, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Михайло Михайлович Мітрахович** – доктор технічних наук, професор, заступник Генерального директора, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Artem Khorokhordin** – Design Engineer, 1st category, JSC "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com, ORCID: 0009-0002-0849-6103,

**Mykhailo Mitrakhovych** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy General Director, JSC “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: mmma777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.