

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.053>
УДК 533.6.013.14 : 629.1.025.3

Н. С. ПРЯДКО, проф., д-р техн. наук, пров. наук. співроб.

ORCID 0000-0003-1656-1681

E-mail: np-2006@ukr.net

Г. О. СТРЕЛЬНИКОВ, проф., д-р техн. наук, пров. наук. співроб.

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

К. В. ТЕРНОВА, старш. дослідник, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

ORCID 0000-0001-9560-5827

E-mail: ternovayakaterina@gmail.com

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

ВПЛИВ КУТА ВХОДУ ДО ДЗВОНОПОДІБНОГО НАСАДКУ УКОРОЧЕНОГО КРУГЛОГО НАДЗВУКОВОГО СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ЙОГО ІМПУЛЬСНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

У газодинамічних дослідженнях ракетних двигунів велика увага приділяється характеристикам сопла — його геометрії, імпульсу, втратам та тяговим характеристикам у різних умовах роботи. Дану роботу присвячено дослідженню впливу умов входу у дзвоноподібний насадок укороченого сопла на його газодинамічні та імпульсні характеристики. Розглядаються укорочені сопла з однаковими кінчними надзвукowymi частинами, однаковою загальною довжиною сопла, але різними кутами сполучення кінчної частини сопла з дзвоноподібним насадком.

При роботі на рівні моря зміна кута нахилу твірної дзвоноподібного насадка не вносить істотної зміни на величину статичного тиску за кутовою точкою та на коефіцієнт імпульсу сопла. Це пов'язано з виникненням відриву потоку на кутовій точці і наявністю великомасштабного вихору. При безвідривній течії у соплі під час роботи двигуна ракети на висоті характер розподілу тиску на стінці сопла за кутовою точкою змінюється при зміні кута сполучення кінчної частини з насадком, а максимальне значення на зрізі сопла приблизно однаково. Цей факт пояснюється появою висячої ударної хвилі біля стінки насадка при малих кутах входу (30°).

Проаналізовано імпульсні характеристики течії в соплі при різних значеннях тиску на вході в сопло та тиску навколишнього середовища. Коефіцієнт імпульсу у земних умовах мало залежить від зміни насадка і знижується зі збільшенням тиску на вході в сопло. При роботі на висоті спостерігається слабкий вплив зміни кута входу в насадок на коефіцієнт імпульсу.

Ключові слова: укорочене сопло, дзвоноподібний насадок, збурення потоку, імпульсні характеристики, кутова точка.

Цитування: Прядко Н. С., Стрельников Г. О., Тернова К. В. Вплив кута входу до дзвоноподібного насадка укороченого круглого надзвукowego сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 3 (148). С. 53—60. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.053>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

В останнє десятиліття значно збільшилася кількість запусків штучних супутників Землі, і посилилася комерційна складова цих запусків. Вартість доставки одного кілограма корисного навантаження на орбіту нині обчислюється десятками тисяч доларів, корисне навантаження становить лише кілька відсотків від стартової маси [16]. Тому навіть незначне підвищення ефективності системи запуску є важливим та актуальним завданням. Дослідження показали, що таке підвищення теоретично можливе на основі покращення характеристик сопла ракети [7]. У цьому питанні багато зроблено, проте пошуки оптимального сопла ще далекі до завершення.

Ефективність сопла ракети визначається досягненням головної мети сопла у двигуні ракети — перетворення енергії згоряння палива на корисну кінетичну енергію та отримання більшої тяги. Тяга сопла збільшується зі збільшенням площі сопла, але це збільшення не нескінченне. Коефіцієнт тяги залежить від співвідношення площі критичного перерізу та площі вихідного сопла, при цьому сопло з постійним цим співвідношенням оптимально працює на певній висоті, де тиск на виході дорівнює тиску в навколишній атмосфері. В іншому випадку при нерозрахованому розширенні сопла знижується продуктивність, відбувається відділення потоку від стінок сопла, порушується стійкість його роботи. Тому в газодинамічних дослідженнях соплових блоків ракетних двигунів велика увага приділяється характеристикам сопла — його геометрії, імпульсу, втратам та тяговим характеристикам у різних умовах роботи.

У ракетній техніці створено різні форми сопел. Останнім часом, крім класичних сопел Лаваля, увагу дослідників привертають зрізані [1], штиркові [9], тарілчасті [6] та укорочені сопла з насадками [5, 15]. Всі ці види сопел є найбільш вивченими із усіх компенсаційних сопел.

Укорочені сопла з насадками мають низку переваг. Насамперед сопла з удосконаленими насадками дозволяють адаптувати тиск на виході з сопла до тиску навколишнього середовища під час польоту, а також, що навіть суттєвіше, дають можливість подолати обмеження щодо співвід-

ношення площ, тобто змінити геометричний ступінь розширення сопла. Все це разом в окремих випадках веде до збільшення маси корисного навантаження на 25 % і більше. У зв'язку з цим останнім часом інтенсивно досліджуються характеристики сопел з подвійним розтрубом, дзвоноподібні сопла Dual-Bell [4, 10, 11], Aerospike [17, 18].

Сопла з дзвоноподібними насадками мають втрати імпульсу, проте мають конструктивну перевагу — їх можна успішно використовувати при щільному компонуванні у двигуні літального апарата. Форма і конфігурація насадка сопла підбирається так, щоб він оптимально вписувався у днище двигуна, що дозволяє скоротити загальну вагу двигуна і відповідно збільшити корисне навантаження.

У попередніх роботах авторів [5, 15] розглядалися укорочені сопла з різними дзвоноподібними насадками в умовах роботи на рівні моря та на висоті. Досліджено варіанти укороченого сопла з різною загальною довжиною та конічною вхідною ділянкою при різних значеннях ступеня нерозрахованості потоку та показано, що при цьому картини течії (поля швидкостей) змінюються зі зміною довжини конічної частини. При вивченні надзвукової течії в соплах з однаковою конічною частиною, але різними за довжиною дзвоноподібними насадками еліпсообразної конфігурації встановлено, що довжина насадка не впливає істотно на імпульсні характеристики укороченого сопла.

Наявність пристінкового турбулентного шару може сильно вплинути на характеристики потоку, такі як поверхневе тертя, теплопередача, тиск і точка відриву приграничного шару [3]. Такі особливості потоку пов'язані або з особливостями геометрії, або з газодинамічними особливостями течії в соплі.

Для щільних компоновок літальних апаратів з укороченим соплом велике значення має форма дзвоноподібного насадка [5]. При цьому кут входу у дзвоноподібний насадок (після конічної укороченої надзвукової ділянки сопла Лаваля), що в основному формує потік газу в ньому, визначає як поздовжні габарити насадка, так і втрати імпульсу в ньому. У цій роботі розгляда-

ється вплив кута входу в дзвоноподібний насадок (за інших рівних умов) на газодинамічні та імпульсні характеристики потоку газу в ньому. Оскільки сопло ракетного двигуна повинно працювати в різних умовах польоту, як поблизу землі, так і висотних умовах, необхідно розглянути особливості потоку в соплі при різних значеннях зовнішнього тиску.

Мета роботи — дослідження впливу кута входу у дзвоноподібний насадок укороченого круглого сопла на його газодинамічні та імпульсні характеристики.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Розглядаються укорочені сопла з однаковими кінчними надзвуковими частинами, однаковою загальною довжиною сопла, але різними кутами сполучення кінчної частини сопла і дзвоноподібного насадку: 30° , 50° і 70° . Такі форми насадків можуть служити альтернативними варіантами укорочених сопел при проектуванні двигунів. На рис. 1 показано геометрію розглянутих сопел.

При однаковій вхідній частині укороченого сопла до насадка відмінність полягає в кутах входу в насадок (вважаючи стінки зрізаної частини кінчного сопла з кутом піврозхилу 20°). Ці кути становлять величину 30° (кут між дотичною до стінки та віссю сопла — $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$), 50° (70°) та 70° (90°). При однаковому куті ($\theta_{\text{в}} = 0^\circ$) стінки насадка на виході це призводить до того, що радіус кривизни насадка $\theta_{\text{в}} = 90^\circ$ — мінімальний, при $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$ — максимальний. На виході з насадка (при $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$) практично лінійна ділянка контура (починаючи від кутової точки) на відносно короткій ділянці ($\sim 10\%$ від загальної довжини насадка) переходить у мінімальний радіус кривизни (рівний радіусу при $\theta_{\text{в}} = 90^\circ$). Конфігурація насадка при $\theta_{\text{в}} = 70^\circ$ займає проміжне положення по радіусу кривизни.

Як видно, такі форми дозволяють забезпечити різний ступінь заповнення порожнини насадка при ущільненні з'єднаних елементів літального апарата (наприклад, при стикуванні ступенів ракети).

Моделювання течії всередині сопла з подальшим закінченням потоку в навколишній простір провадиться за допомогою програмного паке-

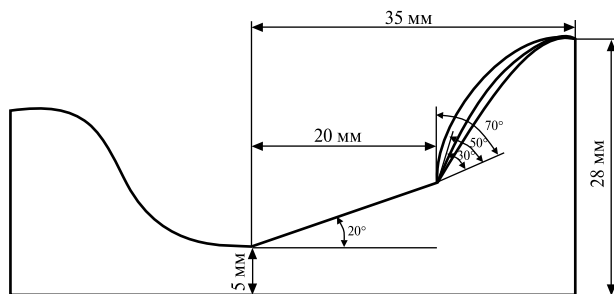


Рис. 1. Геометричні параметри сопел

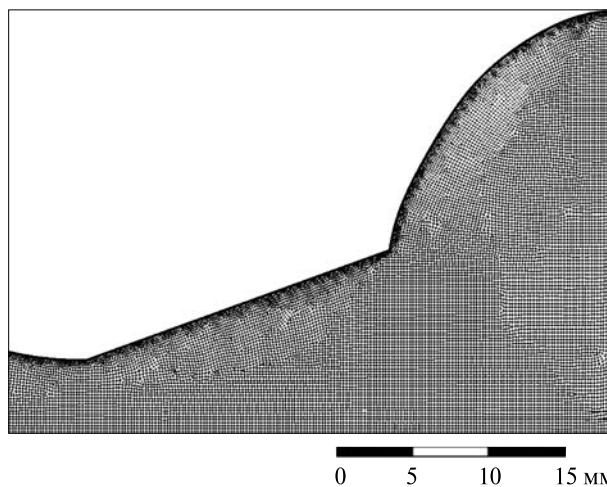


Рис. 2. Розрахункова сітка

та ANSYS FLUENT на базі «ANSYS 2019 R1». Розрахункова сітка будувалася на ділянці розміром $4L \times 2L$, де L — довжина сопла. При побудові сітки розрахункова область була розбита на зони, для кожної встановлено різні розміри комірок для отримання адекватного результату у найцікавіших зонах. Також сітку побудовано зі згущенням у пристінкових зонах, перевірено на якість (рис. 2).

Розрахунки здійснювались у нестационарній осесиметричній постановці. Рух суцільної фази у ANSYS Fluent моделюється шляхом чисельного розв'язування нестационарних усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є — Стокса (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes — URANS) [2]. У рівняннях Нав'є — Стокса компоненти швидкості, температури і пов'язані з нею змінні осереднюються за Фавром.

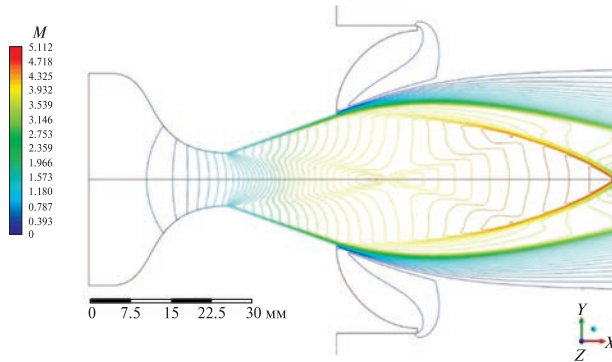


Рис. 3. Ізолінії числа Маха M течії в укороченому соплі з кутом входу в насадок 70° при роботі в земних умовах та при початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па

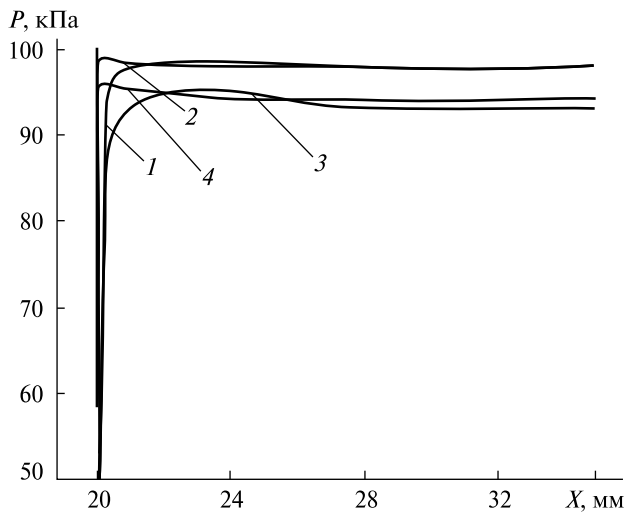


Рис. 4. Розподіл тиску на стінці насадка з різними кутами його твірних 30° (криві 1, 3) та 70° (криві 2, 4) при роботі в земних умовах та початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па (криві 1, 2) та $100 \cdot 10^5$ Па (криві 3, 4)

Для обчислення коефіцієнта динамічної в'язкості використовується формула Сазерленда

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + C}{T + C},$$

де μ_0 — коефіцієнт в'язкості при $T = T_0$, для $T_0 = 273$ К коефіцієнт $\mu_0 = 1.71 \cdot 10^{-5}$ Н·с/м², C — стала, для газу $C = 117$.

Для замикання усереднених рівнянь Нав'є — Стокса вводяться рівняння переносу кінетичної енергії турбулентності і рівняння відносної

швидкості дисипації. Як робоче тіло використовувалося повітря температурою 300 К. Дослідження провадилися з урахуванням припущень:

- змішувані гази відповідають рівнянню стану ідеального газу і однакові за складом;
- профілі тиску, температури та швидкості у початковому перетині рівномірні;
- теплопередачею на стінках можна знехтувати.

Розрахунок течії виконано на основі моделі турбулентності SST $k - \omega$, тобто використовувалась широко розповсюджена в аерокосмічних додатках SST-модифікація $k - \omega$ -моделі турбулентності. Вона є модифікацією моделей $k - \epsilon$ та $k - \omega$ [8]. Ця модель добре працює для пристінкових течій і дозволяє акуратно визначати відрив. Дану модель турбулентності обрано з урахуванням аналізу, виконаного у роботах авторів [14]. Ця модель позбавлена деяких недоліків базових моделей $k - \omega$ і $k - \epsilon$. Результати, отримані за допомогою цієї моделі, добре узгоджуються з експериментальними даними [13].

Як робоче середовище використовується повітря з показником адіабати $\gamma = 1.4$. Розрахунки було проведено для значень тиску на вході в сопло $P_0 = 50 \cdot 10^5, 100 \cdot 10^5$ Па. Тиск навколишнього середовища приймався рівним $P_n = 10^5$ Па, що відповідало положенню на поверхні землі, та $P_n = 10^4$ Па для польотів у верхніх шарах атмосфери.

Для контролю збіжності перевірявся рівень нев'язки функцій; обчислення припинялись, коли залишковий рівень всіх необхідних функцій сягав величини 0.0001. Кількість ітерацій залежить від заданих умов і коливається у межах 100...800 ітерацій.

РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

На рис. 3 наведено типову для досліджених укорочених сопел картину течії (ізолінії числа Маха M) під час роботи сопла в атмосферних умовах (зовнішній тиск 100 кПа). При порівняно невеликих тисках на вході в сопло ($< 10^4$ кПа) за зрізом конічної укороченої частини сопла спостерігається надзвукова течія з двома висячими стрибками ущільнення 1 і 2 (зазвичай спостерігаються у вільній надзвуковій течії).

За стрибком 2 тиск у потоці вирівнюється з навколишнім тиском. Вільна межа течії 3 визначається контуром укороченої конічної частини сопла (однакова для різних форм насадку). За критичним перерізом конічної частини сопла в течії до стрибка 1 спостерігається висяча сідлоподібна (веретеноподібна) хвиля ущільнення 4 невеликої інтенсивності. За кутовою точкою насадку (переходу конуса в насадок) до його зрізу між межею зазначеного надзвукового струменя і стінкою насадку спостерігається розвинена відривна зона з великомасштабним вихором 5. Подібна картина течії спостерігається і для інших досліджених конфігурацій насадку (50° і 30°) за інших рівних умов.

Відповідний до розглянутих вище картин течії (в атмосферних умовах при тисках на вході в сопло $50 \cdot 10^5$ Па та $100 \cdot 10^5$ Па) розподіл тиску на стінці насадку (з кутами входу 30° і 70°) наведено на рис. 4.

Відразу за кутовою точкою насадку тиск різко зростає до значення, близького до атмосферного (P_H). Для меншого кута входу в насадок (30°) перехід до постійного тиску в насадку відбувається більш плавно (на ділянці порядку 20 % від довжини насадку). Зі збільшенням удвічі тиску на вході в сопло (до $100 \cdot 10^5$ Па) тиск на стінці насадку зменшується приблизно на 5 %. Це пояснюється більшою швидкістю на межі течії, що витікає з конічної частини сопла.

Картина течії в соплі під час роботи на висоті відрізняється своєю структурою [12]. На рис. 5 наведено розподіл ізоліній чисел Маха для двох видів насадків сопел.

В умовах низького зовнішнього тиску ($P_H < 0.1 \cdot 10^5$ Па) потік за кутовою точкою насадку при $P_0 > 50 \cdot 10^5$ Па розгортається у напрямку до стінки насадку і гальмується на ній у висячій хвилі стиснення 1 з утворенням біля стінки розвиненої відривної зони з дрібномасштабною вихровою структурою. В області зрізу (на ділянці порядку 10 % від довжини насадку) утворюється розвинена вихрова структура відірваного межового шару, і тим більша, що більшим є кут входу в насадок (за кутовою точкою). Від кутової точки насадку до зрізу виникає слабкий висячий стрибок 2. За зрізом насадку утворюється висячий

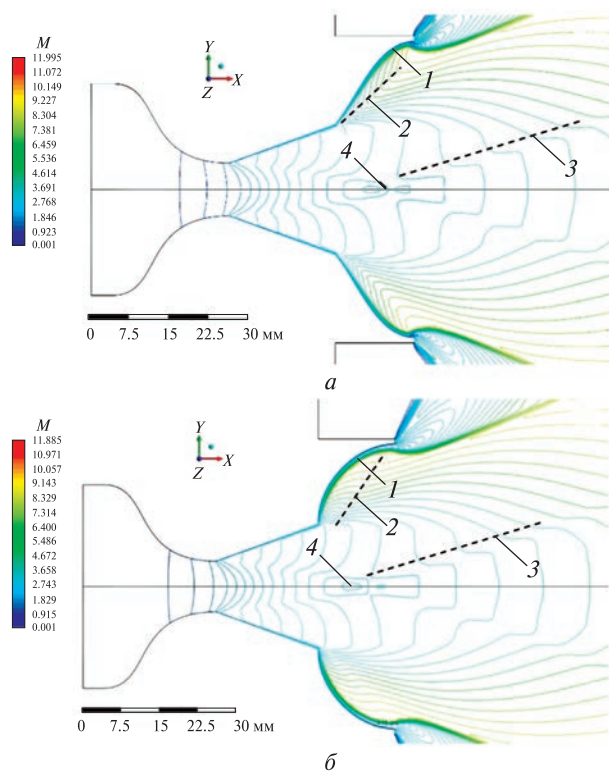


Рис. 5. Ізолінії числа Маха M течії в укороченому соплі з кутом входу конічної частини в насадок 30° (а) та 70° (б) при роботі у пустотних умовах та при початковому тиску $100 \cdot 10^5$ Па

стрибок 3 (практично однакової конфігурації для насадків з різними кутами входу в насадок), в якому тиск вирівнюється з тиском навколишнього середовища. У ядрі течії, що витікає з конічної частини сопла, також спостерігається веретеноподібна структура слабого висячого стрибка ущільнення 4.

Розподіл тиску на стінці насадку (рис. 6) відповідає описаному розподілу швидкості та хвильовій структурі потоку насадку. Після різкого падіння тиску на кутовій точці входу в насадок тиск на стінці зростає до максимального значення в області зрізу насадку. При цьому відразу за кутовою точкою тиск (криві 2 та 4) у насадку з великим кутом (70°) більший, ніж відповідний тиск (криві 1 та 3) у насадку з меншим кутом (30°). Це пояснюється більшою інтенсивністю прилеглої до стінки насадку стрибка ущільнен-

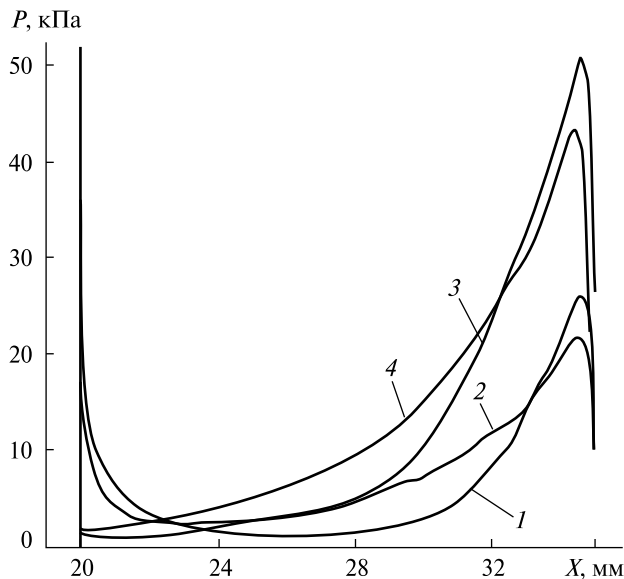


Рис. 6. Розподіл тиску на стінці насадка з кутами, що його утворюють на вході, 30° (криві 1, 3) та 70° (криві 2, 4), при роботі у висотних умовах ($P_n = 0.1 \cdot 10^5$ Па) та початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па (криві 1, 2) та $100 \cdot 10^5$ Па (криві 3, 4)

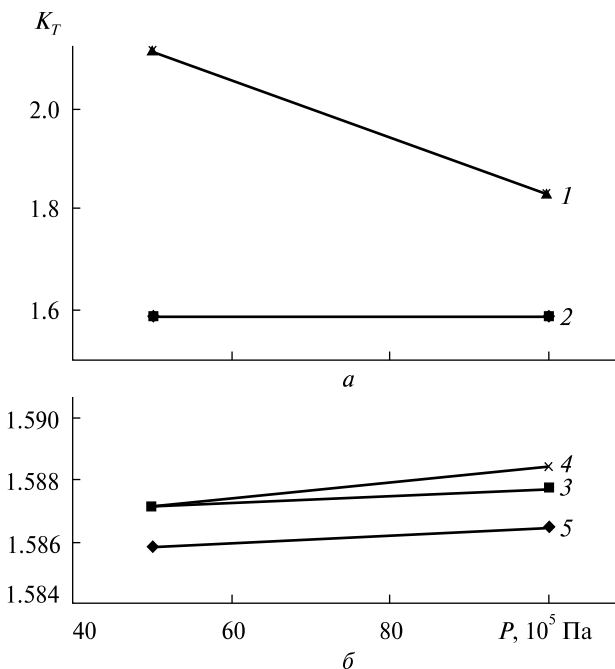


Рис. 7. Залежність коефіцієнта імпульсу укороченого сопла з насадком від тиску на вході в сопло та кута (30°, 50°, 70°) входу в насадок: а — порівняння коефіцієнтів у різних умовах роботи: 1 — при $P_n = 10^5$, 2 — при $P_n = 0.1 \cdot 10^5$, б — масштабування залежності 2 з рис. 6, а; 3 — кут 70°, 4 — кут 30°, 5 — кут 50°

ня (1 на рис. 5) внаслідок більшого розвороту потоку на кутовій точці у течії Прандтля — Майєра і, відповідно, більшого кута примикання ліній струму до стінки.

У зрізі насадка спостерігається інша поведінка тиску. Тиск (у максимумі) біля насадка з кутом входу 30° більший, ніж біля насадка з кутом входу 70°. Це пояснюється меншим радіусом кривизни стінки насадка біля зрізу при куті входу 30° внаслідок однакових кутів стінки на виході насадків. Менша кривизна стінки викликає інтенсивніший стрибок ущільнення і, відповідно, більший тиск на стінці.

Коефіцієнт тяги K_T сопла із насадком залежить від тиску зовнішнього середовища. У земних умовах при $P_n = 10^5$ (рис. 7, а, крива 1) зі збільшенням тиску на вході в сопло з $50 \cdot 10^5$ Па до $100 \cdot 10^5$ Па коефіцієнт імпульсу сопла зменшується на 14 %. Це пояснюється великим розворотом потоку на кутовій точці входу в насадок і, відповідно, меншим тиском потоку, що розвернувся. На рис. 7, а (крива 2) практично не залежить від зміни тиску на вході в сопло. Аналіз цієї залежності у збільшеному масштабі (рис. 7, б) показує слабку залежність величини K_T від кута входу в насадок. При більшому куті (70°) значення K_T приблизно на 0.1 % менше від значень при куті 30°. Це може пояснюватися як вищезгаданою причиною (більший розворот потоку), так і похибками розрахунку, оскільки при цьому не спостерігається подібної залежності для кута 50°.

ВИСНОВКИ

Досліджено газодинамічні та імпульсні характеристики укороченого сопла з однаковими кінчними надзвуковими частинами, пов'язаними на виході з дзвоноподібним насадком. Загальна довжина сопла з насадком, надзвукова кінцева частина, встановлена перед насадком, і кут на зрізі насадка — однакові. Кут сполучення кінцевої частини сопла та дзвоноподібного насадка приймався рівним 30°, 50° та 70°.

Для використання конфігурації досліджуваного сопла протягом всього польоту ракети були розглянуті особливості течії в соплі в земних і висотних умовах.

При роботі у *земних* умовах ($P_n = 10^5$ Па) за кутовою точкою насадка (досліджених конфігурацій) до його зрізу між межею надзвукової течії, що виходить з конуса, і стінкою насадка спостерігається розвинена відривна зона з великомасштабним вихором. Зміна кута нахилу твірної дзвоноподібного насадка не вносить істотної зміни величини статичного тиску за кутовою точкою ($\approx 0.9P_n$).

При роботі у *висотних* умовах ($P_n < 0.1 \cdot 10^5$ Па) потік за кутовою точкою насадка при $P_0 > 50 \times 10^5$ Па розгортається у напрямку до стінки насадка і гальмується на ній у висячій хвилі стиснення з утворенням біля стінки розвиненої відривної зони з дрібномасштабною вихровою структурою. Тиск на стінці насадка після різкого падіння на кутовій точці (входу в насадок) зростає до максимального значення в області зрізу насадка. При цьому відразу за кутовою точкою зміна тиску по довжині насадка має подібний характер при різних кутах входу в насадок. Рівень тиску в насадку з великим кутом входу (70°) більший, ніж у насадку з меншим кутом (30°). Тиск біля зрізу насадка з меншим кутом входу (30°) більший, ніж у насадка з кутом входу 70° . Це пояснюється меншим радіусом кривизни (внаслі-

док однакових кутів стінки на виході насадків) стінки насадка біля зрізу при куті входу 30° .

Коефіцієнт імпульсу укороченого сопла з дзвоноподібним насадком в земних умовах практично не залежить від конфігурації насадка і зменшується зі збільшенням тиску на вході в сопло. Це пояснюється зміною вихрової структури потоку у відривній зоні насадка. Для роботи на висоті коефіцієнт залежить практично від тиску на вході в сопло; спостерігається незначна тенденція до впливу зміни кута входу в насадок на коефіцієнт і зменшення коефіцієнта зі збільшенням кута входу в насадок.

Проведене вперше дослідження впливу кута входу до дзвоноподібного насадка укороченого круглого надзвукового сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики показало, що конфігурація насадка не впливає на характеристики сопла, однак при польоті на висоті для збільшення коефіцієнта імпульсу краще вибирати менший кут входу в насадок. Необхідно проаналізувати вплив кута конічної частини надзвукового сопла на імпульсні характеристики сопла та характеристики течії в цілому, бо вплив лінійних розмірів конічної частини і дзвоноподібного насадка вже були розглянуті авторами раніше [12].

REFERENCES

1. Asha G., Naga Mohana D., Sai Priyanka K., Govardhan D. (2021). Design of minimum length nozzle using method of characteristics. *Int. J. Eng. Res. and Technol. (IJERT)*, **10**, № 5, 490—495.
2. *Basics of working in the finite element software package ANSYS* (2013). Lecture notes. Part 2. Kharkiv: publishing house KhNADU, 135 p.
3. Cheng G. C., Nichols R., Neroorkar K. D. (2017). Review and assessment of turbulence transition models. *Int. J. Eng. Res. and Develop.*, **13**, № 43, 32—57.
4. Génin C., Schneider D., Stark R. (2021). Dual-bell nozzle design. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, **146**, 395—406.
5. Ihnatiev O. D., Pryadko N. S., Strelnikov G. O., Ternova K. V. (2022). Thrust characteristics of a truncated Laval nozzle with a bell-shaped tip. *Techn. mech.*, № 3, 35—46.
6. Joshi P., Gandhi T., Parveen S. (2020). Critical Designing and Flow Analysis of Various Nozzles using CFD analysis. *Int. J. Eng. Res. and Technol. (IJERT)*, **9**, № 2, 421—424.
7. Kumar M., Fernando D., Kumar R. (2013). Design and optimization of de Laval nozzle to prevent shock induced flow separation. *Adv. Aerospace Sci. and Appl.*, **3**, № 2, 119—124.
8. Menter F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J.*, **32**, № 8, 1598—1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
9. Murugappan S., Gutmark E. J., Lakhamraju R. R., Khosla S. (2008). Flow-structure interaction effects on a jet emanating from a flexible nozzle. *Phys. Fluids*, **20**, 117105.
10. Nasuti F., Onofri M., Martelli E. (2005). Role of wall shape on the transition in axisymmetric dual-bell nozzles. *J. Propul. Power*, **21**, № 2, 243—250.

11. Nurnberger-Genin C., Stark R. (2010). Side loads in dual bell nozzles. Part 2: Design parameters. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit* (25 July 2010 — 28 July 2010, Nashville, TN), 1—10.
12. Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. (2024). Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip. *Space Sci. and Technol.*, **30**(1), 3—13.
13. Strelnikov G., Ihnatiev O., Pryadko N., Ternova K. (2022). Efficiency of rocket engine thrust vector control by solid obstacle on the nozzle wall. *J. Aerospace Eng.*, **236**(16), 3344—3353. DOI: 10.1177/09544100221083714
14. Strelnikov G., Pryadko N., Ihnatiev O., Ternova K. Choice of a turbulence model for modeling complex flows in rocket engine nozzles. *Novel Res. Sci.*, **10**(5), 1—4.
15. Strelnikov G. A., Pryadko N. S., Ternova K. V. (2023). Wave structure of the gas flow in a truncated nozzle with a long bell-shaped tip. *Techn. mech.*, № 1, 40—53.
16. Taylor N., Steelant J., Bond R. (2011). Experimental comparison of dual bell and expansion deflection nozzles. *Proc. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibition* (San Diego, 2011). Paper № 2011-5688, 1—13.
17. Tomita T., Kumada N., Ogawara A. (2010). Conceptual system design study for a linear aerospike engine applied to a future vehicle. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit*. (Nashville, TN, 2010), AIAA 2010-7060, 5485—5492.
18. Verma S. B. (2009). Performance characteristics of an annular conical aerospike nozzle with freestream effect. *J. Propulsion and Power*, **25**, № 3, 783—791.

Стаття надійшла до редакції 18.01.2024

Після доопрацювання 01.04.2024

Прийнято до друку 25.04.2024

Received 18.01.2024

Revised 01.04.2024

Accepted 25.04.2024

N. S. Pryadko, Prof., Dr. Sci. in Tech., Leading Researcher

ORCID 0000-0003-1656-1681

E-mail: np-2006@ukr.net

G. O. Strelnikov, Prof., Dr. Sci. in Tech., Leading Researcher

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

K. V. Ternova, Senior Researcher, Ph.D. in Tech., Senior Researcher

ORCID 0000-0001-9560-5827

E-mail: ternovayakaterina@gmail.com

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine
15, Leshko-Popelya Str., Dnipro, 49005 Ukraine

THE INFLUENCE OF THE ANGLE OF ENTRY INTO THE BELL-SHAPED TIP OF A SHORTENED ROUND SUPERSONIC NOZZLE OF A ROCKET ENGINE ON ITS IMPULSE CHARACTERISTICS

In gas-dynamic studies of rocket engines, much attention is paid to the characteristics of the nozzle — its geometry, momentum, losses, and manifestation of traction characteristics under various operating conditions. This work is devoted to the study of the influence of the entry conditions into the bell-shaped tip of a shortened nozzle on its gas-dynamic and impulse characteristics. We consider shortened nozzles with the same conical supersonic parts and the same total length of the nozzle but with different angles of connection of the conical part of the nozzle with the bell-shaped tip.

When working at sea level, changing the angle of inclination of the forming bell-shaped tip does not significantly change the value of the static pressure at the corner point and the coefficient of nozzle impulse. This is due to the occurrence of flow separation at the corner point and the presence of a large-scale vortex. With a continuous flow in the nozzle during the operation of the rocket engine at altitude, the nature of the pressure distribution on the nozzle wall at the corner point differs when the angle of connection of the conical part with the tip changes, and the maximum value at the nozzle section is approximately the same. This fact is explained by the appearance of a hanging shock wave near the tip wall at small entrance angles (30°).

The study examines the flow's impulse characteristics in the nozzle under different pressure values at the inlet and the surrounding environment. The impulse coefficient in terrestrial conditions depends little on changing the tip and decreases with increasing pressure at the nozzle inlet. When working at height, there is a weak effect of changing the angle of entry into the nozzles on the momentum coefficient.

Keywords: shortened nozzle, bell-shaped tip, flow disturbance, impulse characteristics, corner point.