

УДК 621. 43

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377130201573186>

О. В. Сосновська¹, інженер, О. Є. Золотько², к.т.н., доцент,
Ю. І. Мороз³, к.т.н., доцент, О. В. Золотько⁴, к.т.н., доцент

АНАЛІЗ ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНИХ ПАРАМЕТРІВ ЕЖЕКТОРНОГО СОПЛА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА

En

The engines that use a detonation cycle have greater thermal efficiency than engines with constant-pressure combustion cycle. The mechanisms of ejector augmentation are evident in secondary air entrainment. The impulse characteristics of a pulse detonation engine (PDE) with ejector were investigated under different parameters. The propagation of a detonation wave in an ejector-augmented pulse detonation rocket engine fueled with a hydrogen-oxygen methane-oxygen and hydrocarbon-oxygen mixture is studied. The straight cylindrical ejector was coaxially installed at different axial locations relative to the exit of the detonation chamber. The use of a non-steady ejector is modeled for pulse detonation engine performance improvement. In this paper, a two-dimensional numerical model is developed to help design the basic geometry and operating parameters of the device. The unsteady flow processes are simulated and compared with a baseline PDE without ejector enhancement. Various features including detonation-shock interaction, detonation diffraction and vortex formation are observed. It is observed that the design of detonation wave flow path in detonation tube, ejector and operating parameters such as Mach numbers are mainly responsible for improving the propulsion performance of PDE.

Object of numerical simulation is the cylindrical detonation chamber with a diameter of $D_c = 25$ mm and a length of $L_c = 100$ mm. The cylindrical ejectors with a length of $L_e = 100$ mm and diameters $D_e = 35, 40, 45, 50$ that 55 mm were attached to the chamber. Also ejectors with a diameter of $D_e = 35$ mm and lengths of $L_e = 50, 100, 150, 200$ that a 250 mm respectively were attached to the chamber. The calculation was performed with a computer program that implements a numerical TVD-scheme. The results of calculations were presented as the dependence of specific thrust impulse I_{sp}/I_{sp0} ratio (I_{sp} - specific thrust impulse with ejector nozzle; I_{sp0} - specific thrust impulse of a chamber only) to the ejector-to-PDE diameter ratio (D_e/D_c), to the ejector-to-PDE length ratio (L_e/L_c) and to the displacement of an ejector-to-PDE length ratio ($(L_d + L_c)/L_c$), where L_d - distance from the input section of the nozzle to the thrust wall of a detonation chamber. The method of a numerical simulation proved the possibility of a significant increase of pulse detonation engine performance through the use of ejector nozzle.

Ru

Работа посвящена исследованию импульсных характеристик детонационной камеры с эжекторным соплом. Методом компьютерного моделирова-

¹ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

² Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

³ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

⁴ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ния определено влияние конструктивных параметров и режимных факторов на импульсные характеристики детонационной камеры с эжектором. За счет присоединения к высоконапорной струе продуктов детонации массы воздуха из окружающей среды существенно увеличиваются тяга двигателя и его экономичность. Проведен сравнительный анализ характеристик кислородно-водородных, кислородно-метановых и кислородно-углеводородных двигателей с эжекторным усилителем тяги. Анализ картины течения позволил выявить циркуляционные зоны в потоке, негативное влияние которых можно уменьшить за счет применения профилированного эжекторного канала

Вступ

При використанні двигунів у щільних шарах атмосфери доцільним є застосування повітря в якості доданої або приєднаної маси. Особливо привабливою виглядає така можливість, коли тяга двигуна створюється імпульсами визначеної частоти. Ефективним способом організації процесу енергообміну між реактивним струменем, який витікає з камери двигуна, та атмосферним повітрям є ежекція. Так, в експериментальних дослідженнях пульсуючого повітряно-реактивного двигуна з ежектором спостерігалось кратне підвищення величини тяги [1]. У роботі [2] відзначається, що в умовах стендових випробувань детонаційний двигун з ежектором здатний максимально підвищити рівень тяги у 1,3 рази, а питомий імпульс тяги майже в 2,3 рази. Відомі різноманітні конструктивні варіанти ежекторних сопел (ЕЖС) та способи організації взаємодії між продуктами детонації та повітряним потоком. Оскільки на деякій ділянці надзвукового контуру відсутня стінка, ЕЖС також називають соплами з розривом надзвукового контуру. Підсилення тяги ЕЖС здійснюється за рахунок підвищеного тиску на торцеву стінку камери в процесі витікання продуктів детонації (ПД). Додаткове приєднання до високонапірного струменя ПД маси повітря з оточуючого середовища дозволяє суттєво збільшити тягу двигуна та підвищити його економічність.

Постановка задачі

Bai и *Weng* [3] експериментально досліджували характеристики ІДД з ЕПТ. Отримані авторами результати засвідчили, що підвищення тяги відбувається при підвищенні робочої частоти пульсації. Вплив геометричних параметрів ежектора на питомий імпульс тяги ДД експериментально та чисельно досліджено у роботі [4]. Встановлено, що існує оптимальне співвідношення між довжиною, діаметром ежектора та величиною його зміщення відносно камери двигуна, при якому досягається максимальне значення питомого імпульсу тяги на рівні близько 60%. У [5] встановлено, що довжина ежектору меншою мірою, ніж його довжина впливає на інтегральні характеристики двигуна. Між тим збільшення тяги двигуна напряму пов'язано із збільшенням довжини ежектору. Застосування кінцевого еже-

ктора за даними [6] здатне підвищити коефіцієнт збільшення тяги до величини 2,5. У роботі [7] досліджувалась взаємодія конічного ежектора та сопла, яке звужується. В експериментах, проведених для різних робочих частот, максимальне збільшення тяги зафіксовано при співвідношенні між довжиною ежектору L та його діаметром D , що дорівнює $L/D = 2$. У чисельному дослідженні [8] застосування ежектору для ДД з реактивним соплом сприяло збільшенню величини тяги на 17%.

Попередній аналіз відомих експериментальних даних та теоретичних досліджень свідчить про те, що отримані різними авторами результати суттєво різняться між собою. Недостатньо вивченим є питання щодо впливу складу паливної суміші на визначальні характеристики ДД з ежекторним соплом. У таких умовах дослідження, спрямоване на встановлення кількісних показників, що характеризують вплив конструктивних параметрів ежекторного сопла на питомий імпульс тяги ДД, який працює на ефективних компонентах палива, є своєчасним та актуальним.

Метою роботи є підвищення імпульсних характеристик детонаційного двигуна за рахунок використання ежекторного сопла. Для досягнення цієї мети поставлено такі **завдання**: провести аналіз особливостей функціонування ІДД з ЕЖС та дослідження впливу конструктивних параметрів та режимних факторів на імпульсні характеристики детонаційного двигуна. Чисельне моделювання дозволяє виявити ряд важливих факторів, які не враховуються при застосуванні відомих теоретичних моделей стаціонарних ежекторів.

Результати дослідження

В ежекторному соплі надзвуковий контур повністю або частково утворений границею вільного газового струменя. Детонаційну камеру з вихідним сопловим насадком розміщують всередині кільцевої обичайки, яка може бути циліндричною або профільованою з внутрішнім підтисненням чи з дифузором. Внутрішнє підтиснення потоку застосовують у тих випадках, коли передбачена можливість приєднання вільного надзвукового струменя до стінки ежектора. У кільцевий канал (рис. 1) між камерою та обичайкою поступає повітря, яке ежектуються.

Дослідження характеристик детонаційного двигуна з ежекторним соплом проведено методом чисельного моделювання. У якості об'єкта моделювання обрана циліндрична детонаційна камера (ДК) діаметром 25 мм і довжиною 100 мм. Компонентами палива є киснево-водневі, киснево-метанові та киснево-вуглеводневі суміші стехіометричного складу при нормальному атмосферному тиску. До камери приєднували циліндричні ежекторні сопла довжиною 100 мм і діаметром 35, 40, 45, 50 та 55 мм, а також сопла діаметром 35 мм і довжиною 50, 100, 150, 200 та 250 мм відповідно. Розрахункова схема двигуна з ЕЖС наведено на рис. 1.

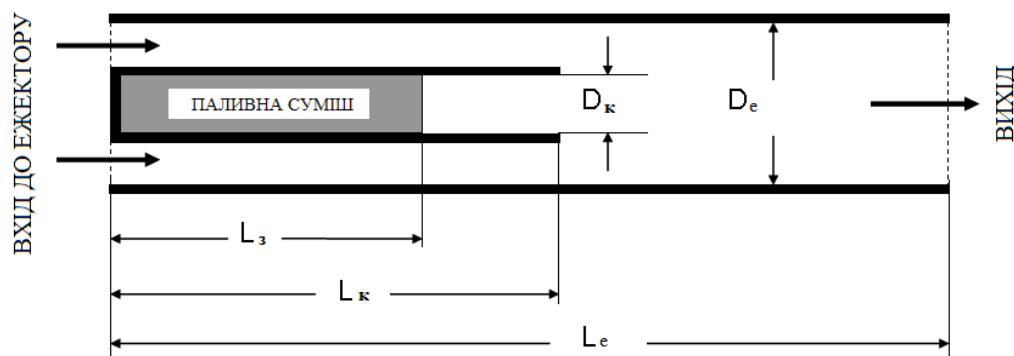


Рис. 1. Схема ДК з прямим сопловим насадком та з ЕЖС

$L_з$ – довжина ділянки камери, яка заповнена паливною сумішшю;

$L_к$ – повна довжина камери; $L_е$ – довжина ежектора;

$D_к$ – діаметр камери; $D_е$ – діаметр ежектора

Результати розрахунків за допомогою комп'ютерної програми, яка реалізує чисельну *TVD* - схему, представлено у вигляді графіків розподілу газодинамічних параметрів потоку. На рис. 2 – рис. 4 показано розподіл густини, тиску і швидкості в різні моменти часу для киснево-вуглеводневої паливної суміші (Т-1) для стартових умов, тобто при нормальній температурі ($T_0 = 300$ К), тиску на рівні моря ($p_0 = 10^5$ Па) та при числі Маха $M_\infty = 0$.

Аналіз картини течії дозволив виявити циркуляційні зони в потоці. На підтримку циркуляційної течії в відривних зонах витрачається частина енергії потоку. Структура потоку в камері, де відбувається змішування продуктів детонації з атмосферним повітрям, визначається в основному статичним тиском на виході з детонаційної камери. Можливе існування режимів недорозширення та перерозширення потоку продуктів детонації. У випадку значного недорозширення, або високого перепаду тисків надзвучковий струмінь високотемпературного газу може повністю перекрити прохідний переріз ежекторного каналу – настає режим запирання.

При змішуванні повітряного та газового потоків можуть виникнути два критичних режими. Перший критичний режим реалізується, коли швидкість потоку атмосферного повітря за виходом з детонаційної камери досягає швидкості звуку. У другому критичному режимі швидкості звуку досягає змішаний потік на виході з ежекторного соплового насадку. Для ефективно роботи ежектору необхідно, щоб перепад тисків знаходився в діапазоні $\sigma_1 < \sigma < \sigma_{кр}$, де σ_1 відповідає розрахунковому режиму витікання продуктів детонації з камери, коли тиск на виході з неї дорівнює тиску атмосферного повітря, а $\sigma_{кр}$ – критичному режиму (першому чи другому, залежно від того, який з них буде досягнутий першим).

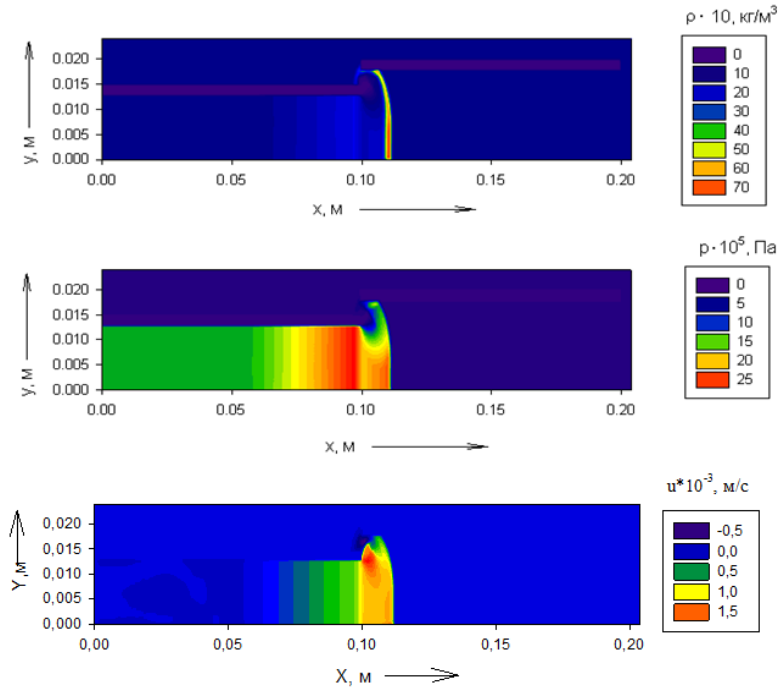


Рис. 2. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі в момент виходу хвилі детонації з камери згоряння

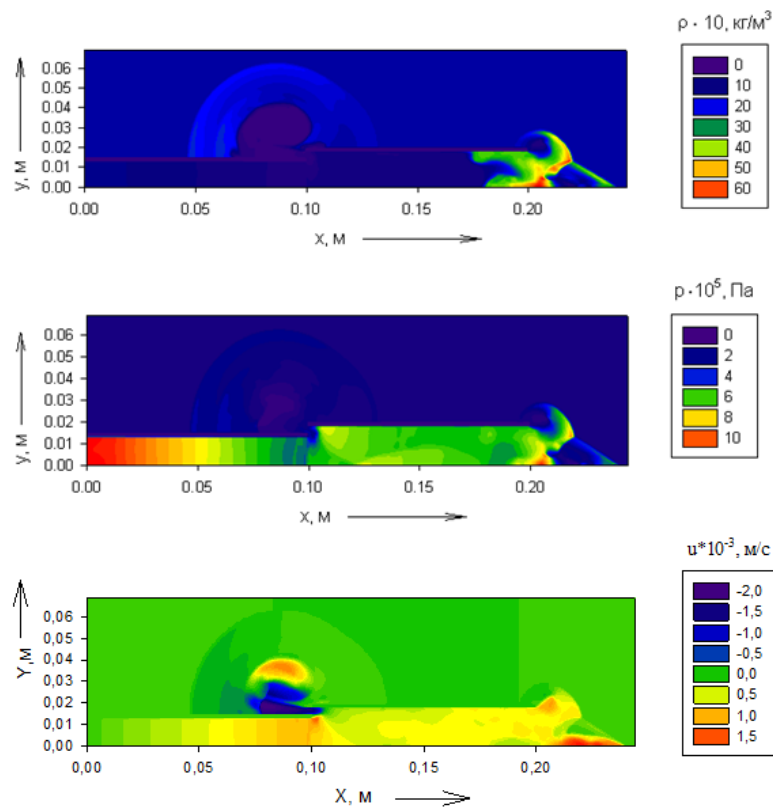


Рис. 3. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі в момент виходу суміші ПД та атмосферного повітря з ежектора

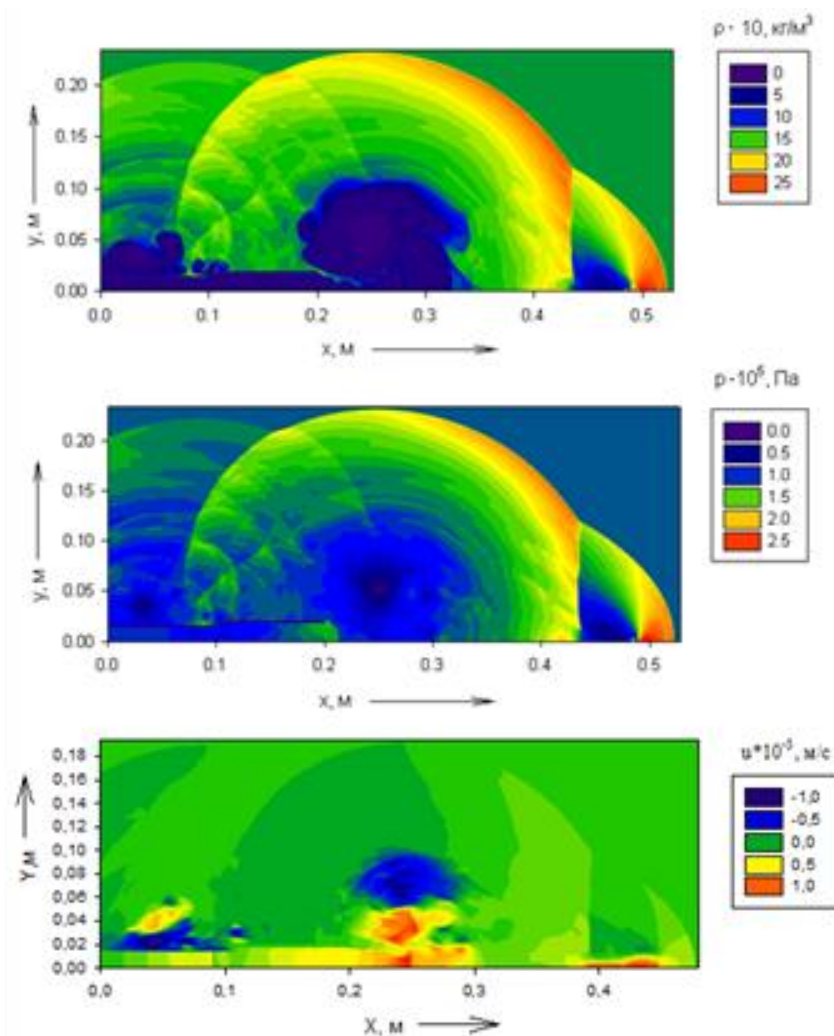


Рис. 4. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі в момент часу перед початком процесу продувки ДК

На рис. 5 – рис. 7 показано розподіл газодинамічних параметрів у проточній частині детонаційного киснево-водневого двигуна при швидкості набігаючого потоку повітря 700 м/с у різні моменти часу τ . можливості ежекторного сопла використовуються якнайкраще при визначеній швидкості польоту M_∞ [9].

Як видно з рис. 5, на виході з детонаційної камери формується зона вихрових течій, геометричні розміри якої визначаються діаметром камери. Структура вихрових кілець обумовлена дифракцією ударної хвилі, що виходить з детонаційної камери. Діаметр та структура вихрових кілець значною мірою впливають на ефективність процесу передачі енергії від високонапірного струменя продуктів детонації до вторинного потоку атмосферного повітря. Як зазначено у [10], існує оптимальне співвідношення між діаметрами камери та ежектору, при якому коефіцієнт підвищення тяги набуває максимального значення.

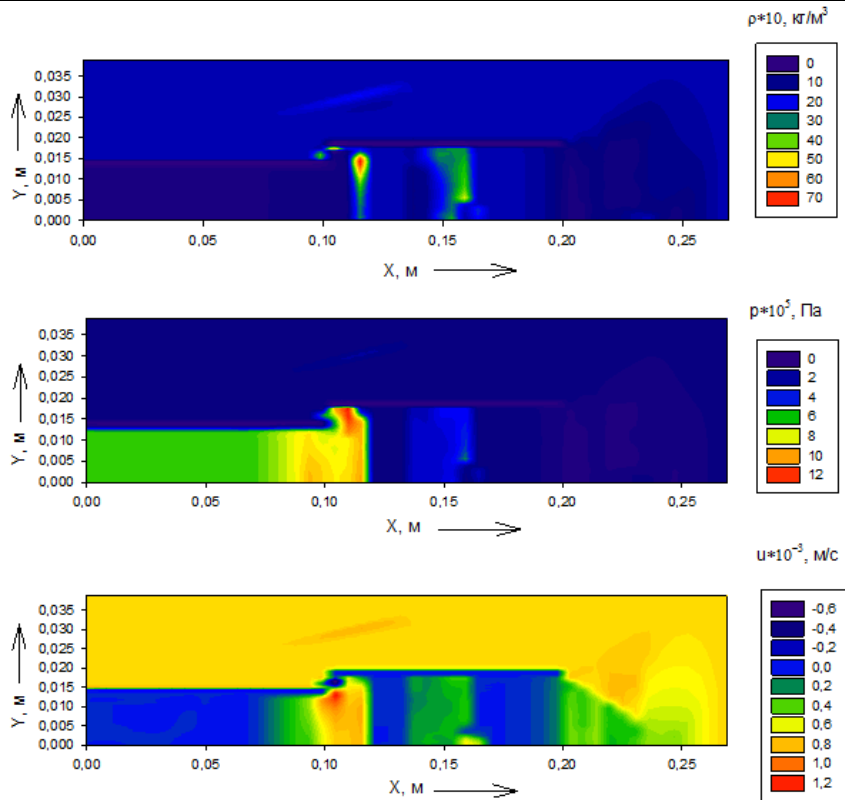


Рис. 5. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі при швидкості незбуреного потоку 700 м/с в момент часу $\tau = 50$ мс

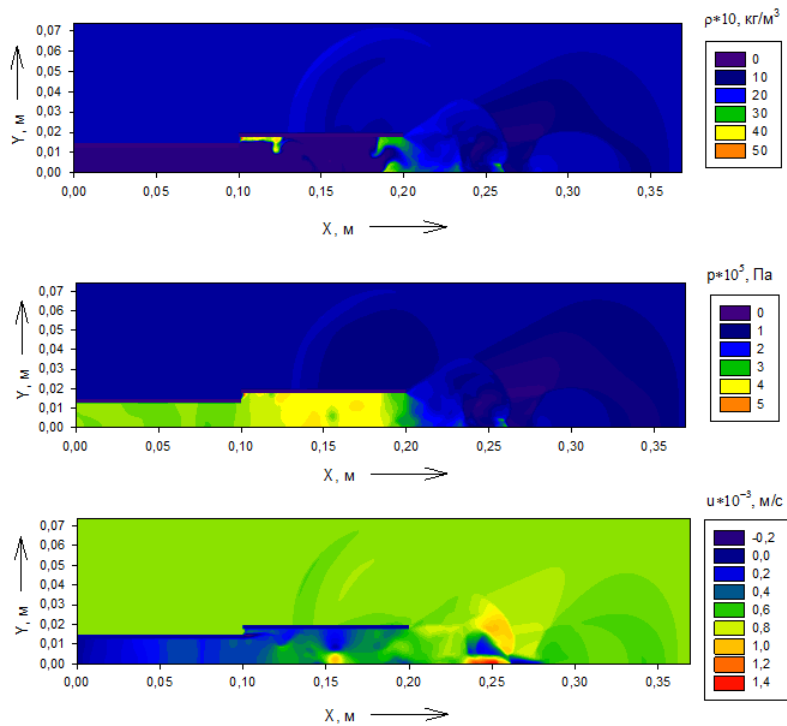


Рис. 6. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі при швидкості незбуреного потоку 700 м/с в момент часу $\tau = 200$ мс

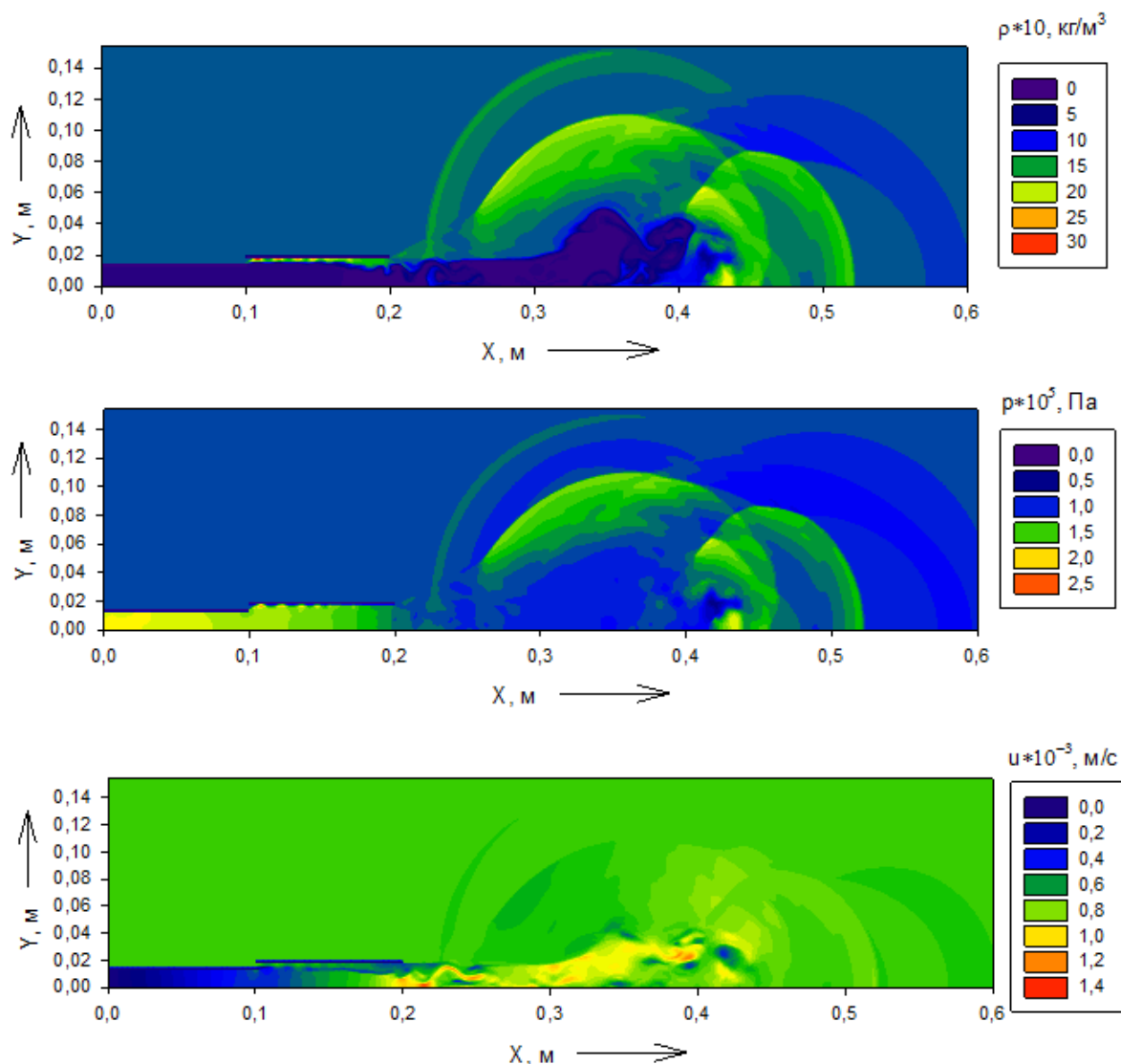
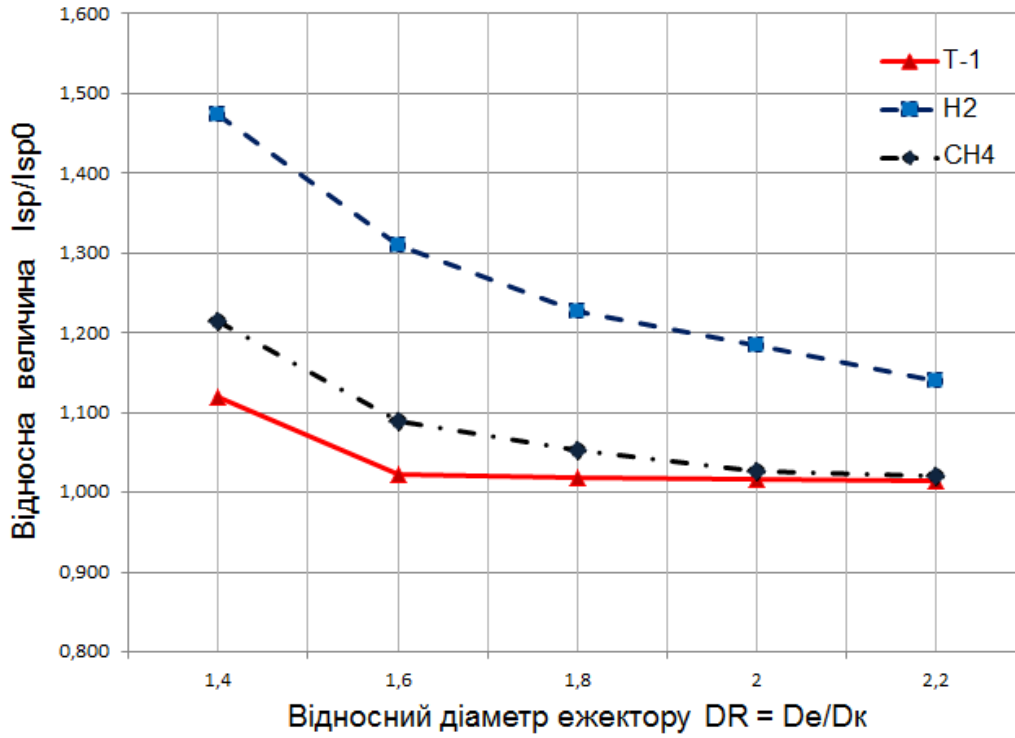
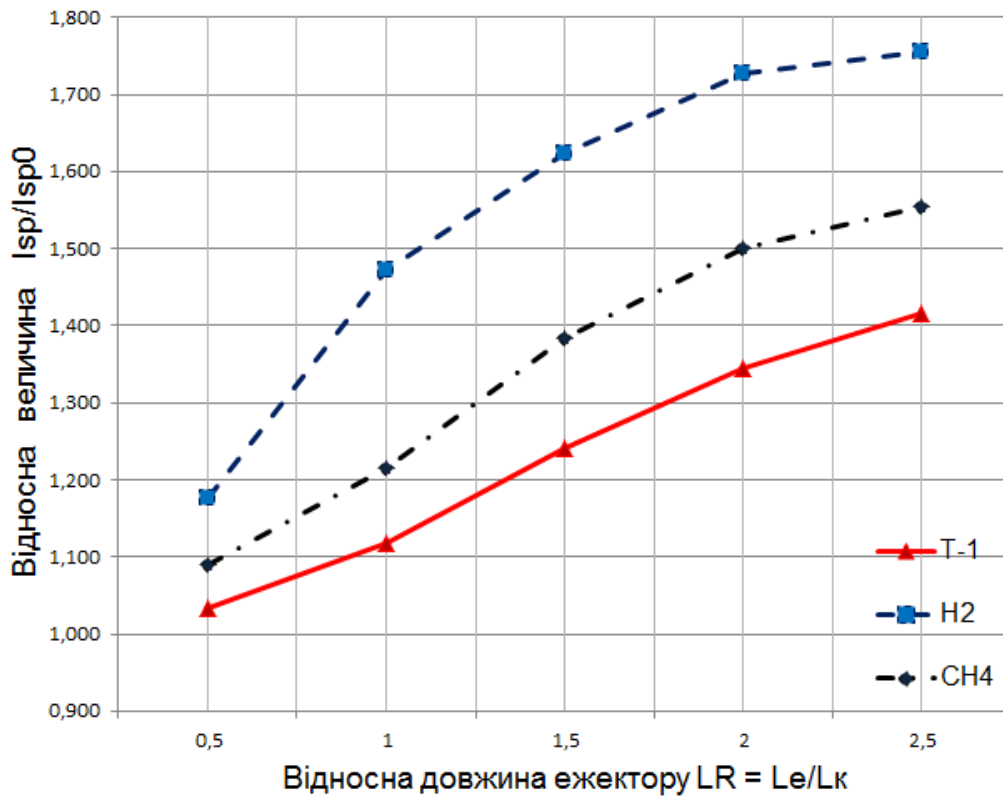


Рис. 7. Розподілення густини ρ , тиску p та швидкості u в камері ДД з ЕПТ та в навколишньому середовищі при швидкості незбуреного потоку 700 м/с в момент часу $\tau = 450$ мс

Результати обчислювального експерименту були узагальнені і представлені у вигляді графіків залежності відносного питомого імпульсу тяги I_{sp}/I_{spo} (де I_{sp} – імпульс тяги ДК з ЕЖС; I_{spo} – імпульс тяги ДК без сопла) від відносного діаметра ЕЖС, відносної довжини ежектора та від відносної відстані від вихідного перерізу сопла до вихідного перерізу ДК. У якості нормуючих величин прийнято відповідно діаметр та довжину ДК (рис. 8 – рис. 10). З графіків видно, що застосування водню забезпечує найбільші переваги.

Питомий імпульс тяги при зростанні швидкості потоку атмосферного повітря до певної величини збільшується. Так, при швидкості 700 м/с величина I_{sp}/I_{spo} дорівнює 2, що майже на 40 % вище, ніж значення I_{sp}/I_{spo} у стартових умовах, тобто при $M_\infty = 0$.

Рис. 8. Залежності величини I_{sp}/I_{sp0} від відносного діаметра ежектораРис. 9. Залежності величини I_{sp}/I_{sp0} від відносної довжини ежектора

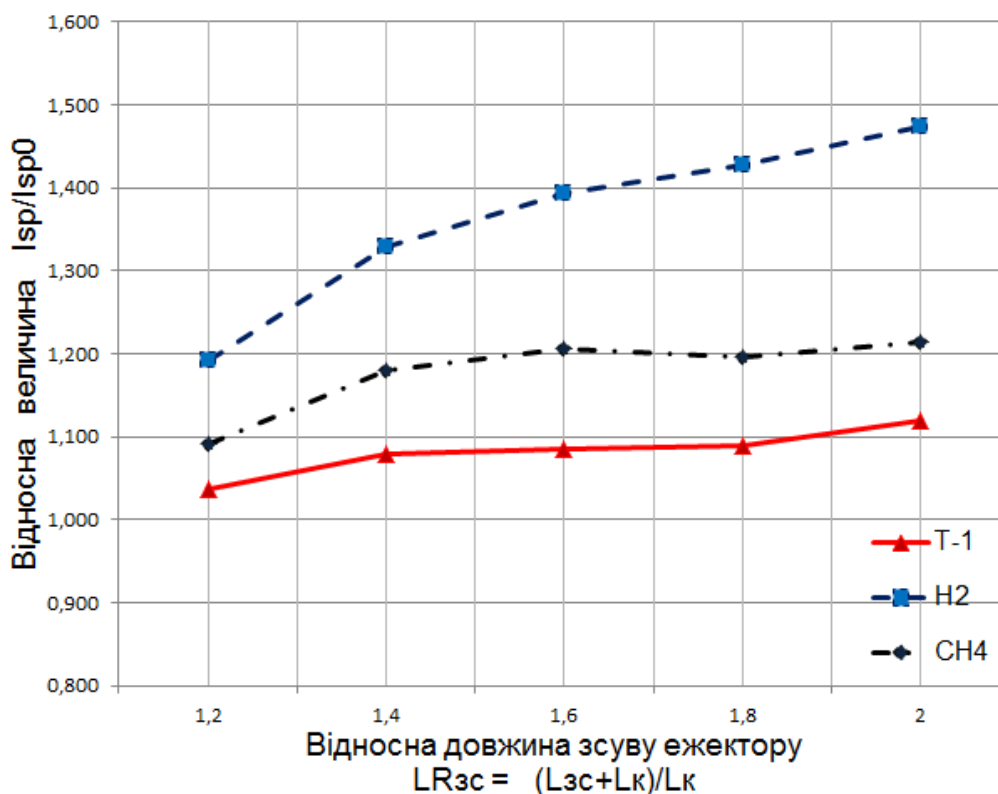


Рис.10. Залежності величини I_{sp}/I_{sp0} від зсуву ежектора відносно ДК

Висновки

Методом комп'ютерного моделювання доведено можливість підвищення імпульсних характеристик детонаційного двигуна за рахунок використання ежекторного сопла. Зменшення втрат і збільшення коефіцієнта ежекції можливо за рахунок застосування профільованого ежекторного каналу. Для підвищення ефективності процесу ежекування можуть застосовуватися ежектори з декількома кільцевими соплами, багатоступінчасті і спіральні ежектори. Закручування потоку забезпечує покращення характеристик ежекторного підсилювача тяги. Перспективи подальших досліджень пов'язані з визначенням оптимальної конструктивної схеми ежекторного сопла, яка б дозволила з максимальною ефективністю організувати процес енергообміну між реактивним струменем детонаційного двигуна та атмосферним повітрям. За умов суттєвого (кратного) збільшення питомого імпульсу тяги ДД з ЕЖС стає можливим перехід від сучасних засобів виведення корисного навантаження на космічні орбіти за допомогою ракет-носіїв до економічно найбільш рентабельних повністю багаторазових засобів космічного транспортування – повітряно-космічних літальних апаратів горизонтального старту та приземлення. При цьому в якості пального, як показують експертні оцінки, необхідно буде застосовувати рідинний водень.

Список використаної літератури

1. *Богданов, В. И.* Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности / В. И. Богданов // ИФЖ. – 2006. – Т.79. – № 3. – С. 85-90.
2. *Glaser A.* Experimental Investigation into the Off-Design Performance of a Pulse Detonation Engine/ A. Glaser, D. Allgood, E. Gutmark // AIAA Paper 2004-1208, January 2004.
3. *Bai Q. D.* Experimental study of ejectors' effect on the performance of pulse detonation rocket engine / Q. D. Bai, C. S. Weng // Applied Mechanics and Materials. – 2014. – V. 628. – P. 293–298.
4. *Canteins G.* Experimental and numerical investigations on PDE performance augmentation by means of an ejector / G. Canteins, F. Franzetti, E. Zocłornska, B. A. Khasainov, R. Zitoun, D. Desbordes // ShockWaves. – 2006. – V. 15(2). – P. 103–112.
5. *Zheng F.* Influence of geometry on starting vortex and ejector performance / F. Zheng, A. V. Kuznetsov, W. L. Roberts, D. E. Paxson // Journal of Fluids Engineering. – 2011. – V. 133(5). – Article ID 051204.
6. *Hoke J. L.* Schlieren imaging of a single-ejector multi-tube pulsed detonation engine / J. L. Hoke, A. G. Naples, L. P. Goss, F. R. Schae // in Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. – 2009. – Orlando, Fla, USA.
7. *Changxin P.* Experimental study of an air-breathing pulse detonation engine ejector / P. Changxin, F. Wei, Z. Qun, Y. Cheng, C. Wenjuan, Y. Chuanjun // Experimental Thermal and Fluid Science. – 2011. – V. 35(6). – P. 971-977.
8. *Korobov A. E.* Numerical investigation of the ejector influence on the effectiveness of a jet nozzle of a detonation engine / A. E. Korobov, S. V. Golovastov // High Temperature. – 2015. – V. 53(1). – P. 118–123.
9. *Wilson, D. R.* Analysis of an Ejector-Augmented Pulse Detonation Engine / D. R. Wilson, F. K. Lu, J. H. Kim, H. Hekin // AIAA Paper. – 2008. – P. 114.
10. *Zheng F.* Numerical study of a pulsejet-driven ejector / F. Zheng, A. V. Kuznetsov, W. L. Roberts, D. E. Paxson // in Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – Denver, Colorado. – August 2009.