

## ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЇ ГАЗУ В ПЛОСКІЙ МОДЕЛІ РОТАЦІЙНОГО ДЕТОНАЦІЙНОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА

*Інститут технічної механіки  
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,  
вул. Ляшко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна;  
e-mail: gl\_konstruktor@ukr.net*

Розглядається проблема низького питомого імпульсу ротаційного детонаційного ракетного двигуна, описаного у відкритій літературі. Ціллю роботи є виявлення факторів, що знижують характеристики установок такого типу. Висунуто припущення, що через структуру течії компонентів палива в зоні їхнього змішування детонує лише частина – решта реагує в режимі дефлаграції. Для підтвердження висунутого припущення проведено експериментальні дослідження. Наведено результати дослідів, отриманих на плоскій моделі ротаційного детонаційного ракетного двигуна. Описано експериментальну випробувальну установку та методику проведення експериментів. Наведено картини ізоліній статичного та повного тиску, а також картини течії. З цієї інформації можна зробити висновок, що потік надзвуковий, зі складними утвореннями вихорів і скачків ущільнення. Детонаційна хвиля, взаємодіючи з цими елементами потоку, хоча і розповсюджується, при цьому втрачає частину енергії, що і відображається на питомому імпульсі.

Рассматривается проблема низкого удельного импульса ротационного детонационного ракетного двигателя, описанного в открытой литературе. Целью работы является выявление факторов, снижающих характеристики установок такого типа. Выдвинуто предположение, что из-за структуры течения компонентов топлива в зоне их смешивания детонирует только часть – остальное реагирует в режиме дефлаграции. Для подтверждения выдвинутого предположения проведены экспериментальные исследования. Приведены результаты опытов, полученных на плоской модели ротационного детонационного ракетного двигателя. Описана экспериментальная испытательная установка и методика проведения экспериментов. Приведены картины изолиний статического и полного давления, а также картины течения. По этой информации можно сделать вывод, что поток сверхзвуковой, со сложными образованиями вихрей и скачков уплотнения. Детонационная волна, взаимодействуя с этими элементами потока, хотя и распространяется, при этом теряет часть энергии, что и отражается на удельном импульсе.

The problem of a low specific pulse of the rotary detonation rocket engine described in the related literature is examined. The research objective is to reveal the factors degrading the characteristics of the systems of this type. It is assumed that due to the structure of propellant components flow in the zone of their mixing only the portion detonates, and the rest reacts in the deflagration mode. To confirm the assumption under consideration, the experimental investigations have been conducted. The test results are obtained using a plane model of the rotary detonation rocket engine. The experimental test installation and the testing technique are described. The patterns of isolines for static and total pressures, as well as the flow patterns are presented. From this information, it can conclude that the flow is supersonic with complex vortices and shock waves. Although while interacting with these flow elements the detonation wave propagates, but in so doing loses a share of energy, affecting the specific pulse.

**Ключові слова:** *ротаційний детонаційний ракетний двигун, детонаційна хвиля, картина течії, форсуночна головка, повний і статичний тиск, візуалізація, сажо-масляне покриття.*

**Вступ.** Останні двадцять п'ять років розвиток ракетного двигунобудування акцентований на підвищення енергетичних характеристик двигуна при одночасному спрощенні конструкції. Однак ресурси модернізації таких установок шляхом підвищення тиску в камері згорання привели до необхідності заміни матеріалів або самого процесу горіння. У першому випадку, хоча роботи ведуться безперервно, суттєвих змін в міцності і жаростійкості на сьогодні складно добитись. Окрім того, вартість таких матеріалів дуже висока. У другому випадку процес горіння при постійному тиску можна замінити на більш ефективний – на детонацію. Особливістю цього процесу є великий перепад тиску до детонаційної хвилі і в зоні індукції, де здійснюється реакція. Як наслідок, подачу компонентів палива можна здійснювати при менших ти-

сках, ніж в рідкопаливних ракетних двигунах. Відсутність турбонасосного агрегату зменшує масу двигунної установки приблизно на 20 %. Наприклад, для ракети-носія «Зеніт-2» турбонасосний агрегат двигуна першого ступеню складає 17,5 % маси, а другого ступеню – 22 % [1].

Проведені експериментальні дослідження в середині минулого століття підтвердили можливість отримання детонаційного горіння. Однак через відсутність потужних обчислювальних комплексів, засобів вимірювання і матеріалів, дослідження так і залишилися в початковому етапі. Новий сплеск інтересу був спричинений розсекреченням багатьох проектів, а також розвитком комп'ютерної техніки. В 2000-х роках американські вчені повторили експерименти, зроблені в 60-х роках спеціалістами Сибірського відділення Академії наук Радянського Союзу (сьогодні Новосибірського інституту гідродинаміки ім. М. О. Лаврентьєва) [2, 3]. Паралельно проводилося моделювання структури детонаційного фронту в кільцевій камері детонаційного ракетного двигуна. Однак при експериментах отримано низькі значення питомого імпульсу [4 – 6]. Ціллю даної роботи є виявлення факторів, пов'язаних з течією компонентів палива у зоні змішування до їх реакції, що можуть впливати на процес детонації і на характеристики двигуна в цілому.

**1 Постановка задачі.** У відомих експериментах, проведених американськими вченими, отримано графіки зміни напруги сигналу датчика тиску в процесі роботи моделі ротаційного детонаційного двигуна (рис. 1) [4 – 6]. Піки на графіках спостерігаються при проходженні детонаційної хвилі біля датчика. Також можна побачити, що амплітуда тиску має значні девіації. В публікаціях не висвітлено пояснення цього явища. З огляду на особливості схеми змішування компонентів палива, це можна пояснити як вібраціями самої камери згоряння, так і нестационарною роботою систем подачі. Питомий імпульс в цих дослідках був суттєво меншим, ніж у рідкопаливного двигуна, що працював би при тих же умовах.

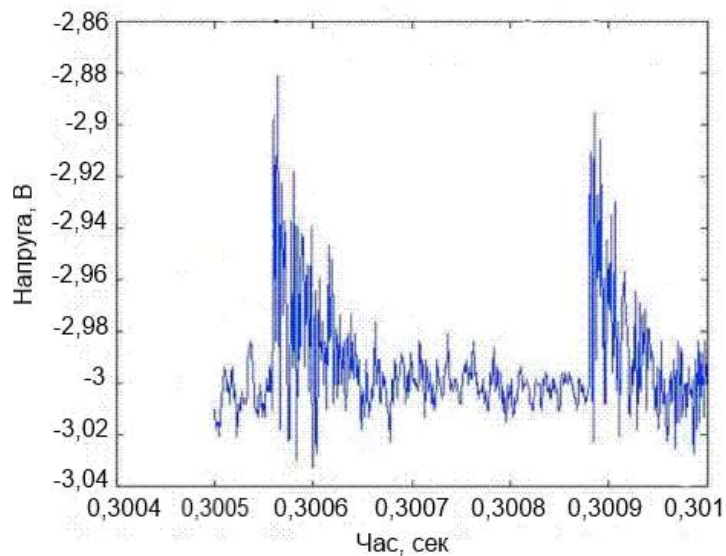


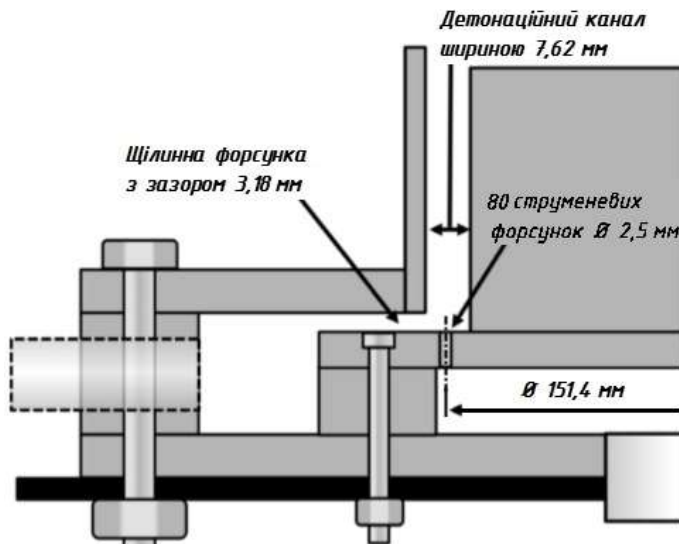
Рис. 1

Незважаючи на широкий спектр наукових робіт в галузі детонаційних ракетних двигунів, публікацій, зорієнтованих на вивчення течії компонентів

палива в камері згоряння до їх детонації, немає: описані лише схеми подачі. Однак цей процес може суттєво впливати на якість перемішування.

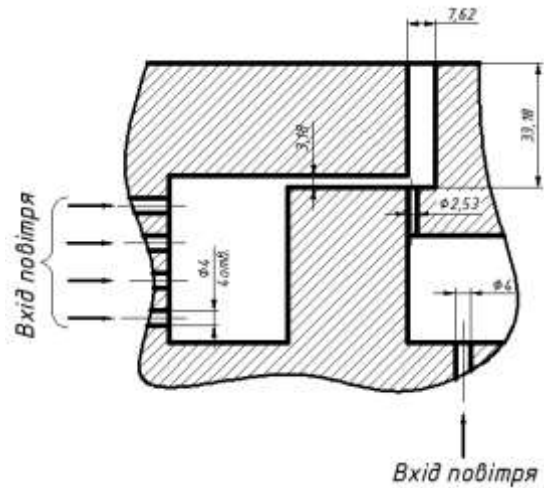
З метою виявлення факторів, які могли б впливати на сумішоутворення і, відповідно, на детонацію в камері згоряння, доцільно провести продувки моделі ротаційного детонаційного ракетного двигуна, геометричні параметри якого відповідають демонстратору, описаному в [4, 5]. Цікавою є структура потоку, яка отримується при різних тисках у даній схемі форсуночної головки.

**2 Вибір об'єкту досліджень.** За основу було взято публікації американських вчених, описані в [4, 5]. На рис. 2 проілюстровано схему форсуночної головки, опубліковану у вищезазначеній літературі. 80 струменевих форсунок пального і 1 щілинна окислювача утворюють форсуночну головку.

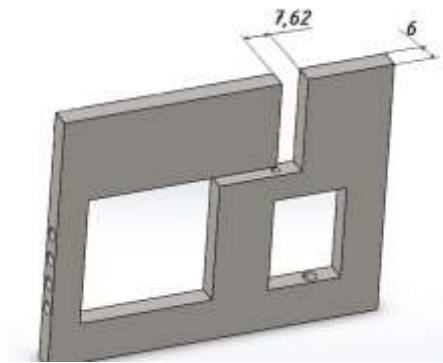


У випадку ідеального виготовлення деталей двигуна структура потоку буде симетричною відносно радіальної площини, що перетинає канал і вісь струменевої форсунки, і відповідно, буде повторюватись на кожній із форсунок. Тому для отримання картин течії в такому вузлі можна використати плоску модель, що має одну струменеву форсунку і частину щілинної та імітує 1/80 частину двигуна-демонстратора.

Випробування проводилися в два етапи. Перший передбачав отримання картин течії за допомогою сажо-масляного покриття на пластинках, розміщених паралельно потоку в детонаційному каналі. Другий етап полягав у замірі розподілу статичного і повного тиску по всьому об'єму каналу камери згоряння. Модель виготовлена із оргскла з геометричними параметрами, як показано на рис. 3, а) і рис. 3, б). Ширина каналу (тобто товщина пластини моделі) 6 мм, що забезпечує відповідність 1/80 частині струменевої форсунки аналога. Для підводу робочого тіла в моделі виготовлені отвори, куди вклеювалися трубки. Також для заміру тиску в порожнинах було приєднано трубки для манометрів (на рис. 3, а) і рис. 3, б) не показані). Модель герметизувалася за допомогою прокладок і алюмінієвих пластин, скріплених болтами.



а)



б)

Рис.3

Для здійснення продувок на плоскій моделі форсуночної головки було виготовлено випробувальну установку (рис. 4). Стенд розміщений в боксі № 17 на випробувальній станції Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Він складається зі стола, на якому закріплена модель, а також відсічний клапан ВК1, пульта управління з елементами пневмогідросхеми, манометричних щитків, блока живлення і трубопроводів підводу повітря від ресивера і балону високого тиску (рис. 4).

Випробувальна установка працює таким чином (рис. 5): на початку роботи відкривається вентиль ВН2 і подається повітря високого тиску до електропневмоклапанів ЕПК1, ЕПК2, вмикається нормально закритий електропневмоклапан (ЕПК1), який закриває відсічний клапан ВК1; відкривається вентиль ВН1, який подає повітря низького тиску (до 8 кгс/см<sup>2</sup>) до відсічного клапана ВК1.

За допомогою вентиля ВН3 і редуктора РТ2, при ввімкненому під час продувки електропневмоклапані ЕПК3, подається повітря в порожнину пального моделі. Тиск на вході в модель контролюється за допомогою манометрів МН1 і МН4, а в порожнинах пального і окислювача – МН2 і МН3 відповідно.



Рис. 4

При ввімкненні ЕПК2 і ЕПК3 повітря поступає в модель, де, перемішуючись в форсуночній головці, проходить каналом і виходить в атмосферу.

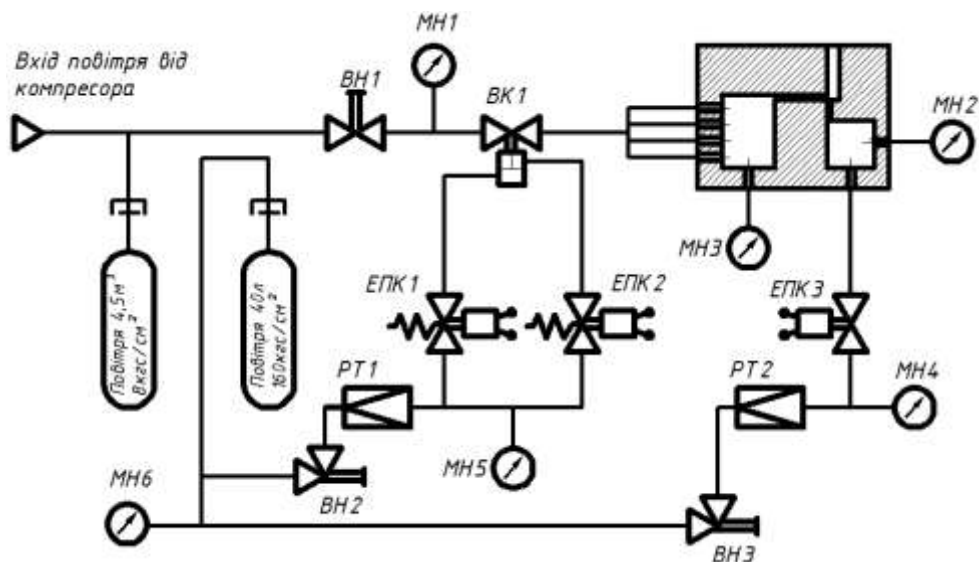


Рис. 5

При цьому на пластинці, розміщеній вздовж каналу з нанесеним сажемо-масляним покриттям, отримується картина течії [7].

**3 Результати досліджень.** Співвідношення тисків компонентів палива вибиралося з огляду на відомі експерименти [4 – 6]. В порожнині пального тиск був від 1,125 до 5 кгс/см<sup>2</sup>, а в порожнині окислювача – від 1,25 до 6,8 кгс/см<sup>2</sup>. Від взаємодії потоку і покриття на пластинці отримувалися картини течії. Схему розміщення пластини і характерний малюнок показано на рис. 6. Картини течії отримувалися при співвідношенні тисків на вході в модель 1:1 (в порожнинах 1:1,4 – 1,5), кроком 0,1 кгс/см<sup>2</sup> на пластині, розміщеній на краю каналу, а також по осі струменевої форсунки.

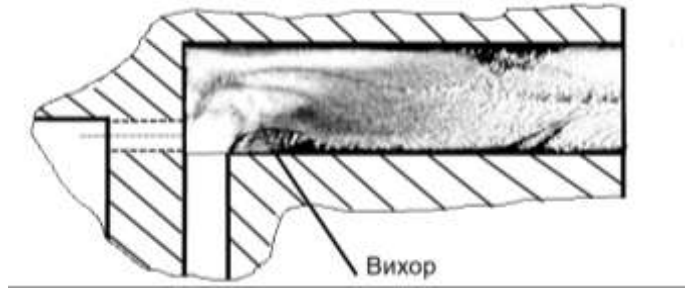


Рис. 6

Нижче, на рис. 7, проілюстровано деякі з них, а значення тиску на вході і в порожнинах моделі наведено в таблиці 1.

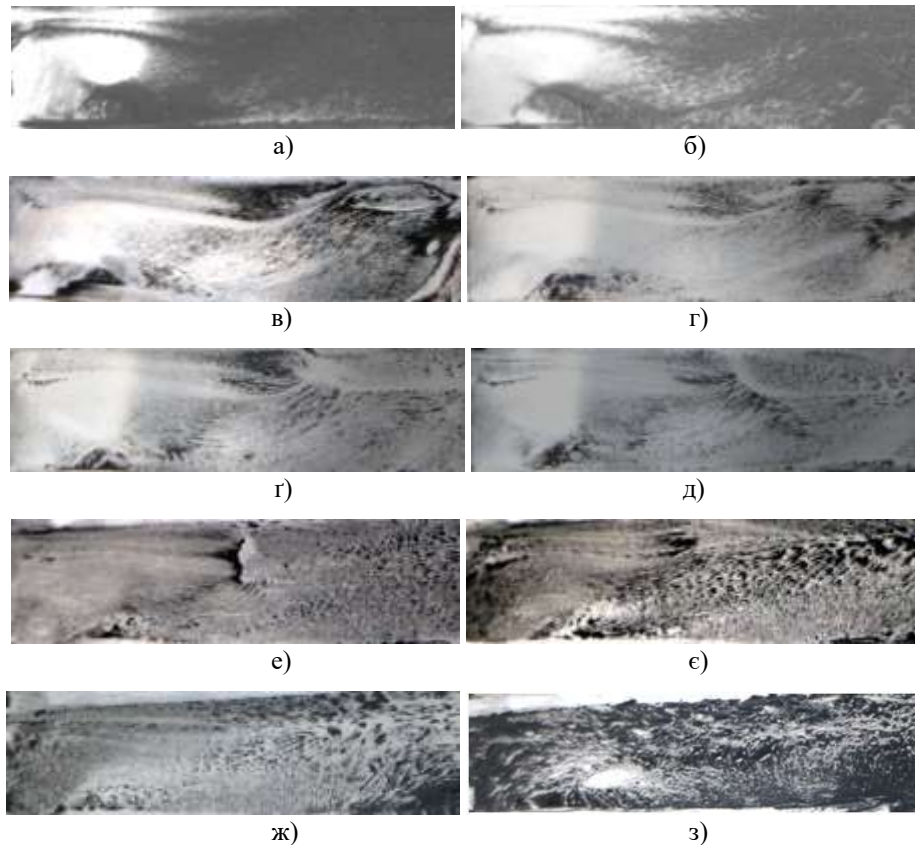


Рис. 7

На ілюстраціях (рис. 7) видно складну структуру потоку. На всіх картинах при різних тисках можна розрізнити вихрову зону, як продемонстровано на рис. 6. Оскільки вона з'являється біля щілинної форсунки окислювача, а стумінь пального дещо зміщений вгору, то зрозуміло, що в такій застійній зоні буде знаходитись тільки один компонент. Відомо, що діапазон концентрацій спалахування ширший за діапазон концентрацій детонації сумішей газів. Виняток становлять тільки ті, що можуть екзотермічно розкладатись (наприклад, ацетилен), тобто горіти і детонувати без доступу окислювача [8].



Таблиця 1

№ рисунка	Тиск в порожнині окислювача кгс/см <sup>2</sup>	Тиск в порожнині пального кгс/см <sup>2</sup>	Тиск в магістралі окислювача кгс/см <sup>2</sup>	Тиск в магістралі пального кгс/см <sup>2</sup>
Рис. 7, а)	5,76	3,9	6,9	6,9
Рис. 7, б)	5,44	3,65	6,4	6,4
Рис. 7, в)	4,74	3,27	5,5	5,5
Рис. 7, г)	4,29	3	5,0	5,0
Рис. 7, ґ)	3,78	2,62	4,3	4,3
Рис. 7, д)	3,1	2,1	3,5	3,5
Рис. 7, е)	1,92	1,22	2,4	2,4
Рис. 7, є)	1,4	0,9	1,8	1,8
Рис. 7, ж)	0,83	0,45	1,1	1,1
Рис. 7, з)	0,256	0,128	0,5	0,5

Тому навіть якщо у вихрову зону потраплятиме пальне, то концентрація його буде меншою, ніж в інших областях, і в кращому разі буде відбуватись дефлаграційне горіння, а не детонація.

Для більш глибокого розуміння було проведено також заміри тиску по об'єму. Випробування проводились на тій же моделі, з використанням двох гребінок – однієї для заміру статичного тиску, іншої – повного (рис. 8).



Рис. 8

Табличні значення опрацьовувались і будувались картини ізоліній тиску по об'єму детонаційного каналу. Заміри проведено для 40 точок в одній картині, для чотирьох різних перетинів і при 8 значеннях вхідного тиску (всього 1280 замірів). Окремі картини ізоліній повного і статичного тиску,

отримані при співвідношенні тисків в порожнинах 9 кгс/см<sup>2</sup> і 5,3 кгс/см<sup>2</sup>, проілюстровано на рис. 9 та рис. 10.

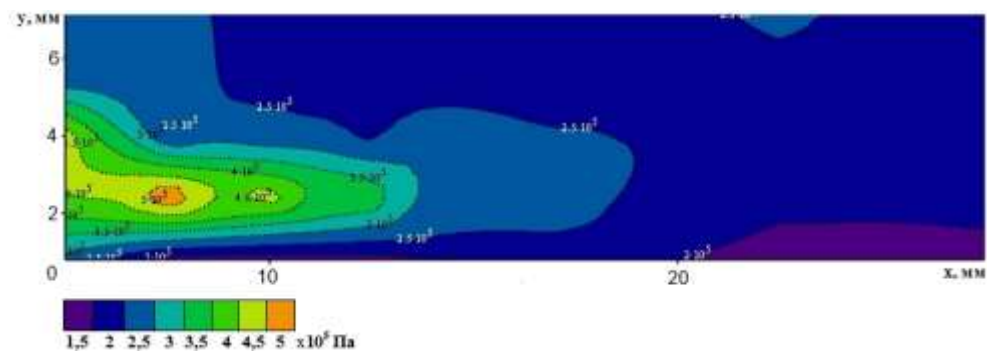


Рис. 9

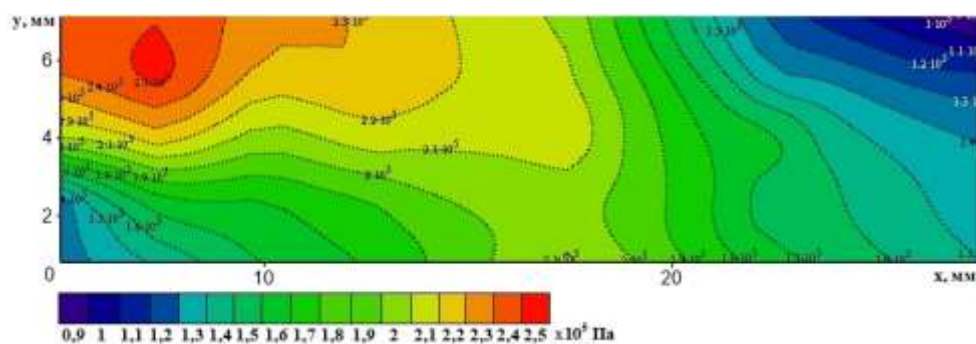


Рис. 10

Картину течії, що також відповідає цим вихідним параметрам, отримано при візуалізації за допомогою сажо-масляного покриття і проілюстровано на рис. 6 вище.

Оскільки трубки Піто–Прандтля мають конструкцію, що не дозволяє проводити вимірювання одночасно статичного і динамічного тиску в одній точці [9], окрім того розміри каналу доволі малі, то експерименти проводилися роздільно, але з невеликою різницею в часі. Це дозволило отримати значення в конкретних точках.

Знаючи співвідношення повного і статичного тиску можна визначити приведену швидкість  $\lambda$  [10]:

$$\frac{P}{P_0} = \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (1)$$

де  $k$  – показник адіабати,  $P_0$  і  $P$  – відповідно повний тиск (тиск гальмування) і статичний тиск; звідки:

$$\lambda = \sqrt{\frac{1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{k-1}{k+1}}}. \quad (2)$$



Оскільки

$$\lambda = \frac{V}{a_{кр}}, \quad (3)$$

де  $V$  – швидкість потоку,  $a_{кр}$  – критична швидкість;

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2k \cdot R \cdot T_0}{k+1}}, \quad (4)$$

де  $T_0$  – температура гальмування, то швидкість потоку визначиться за формулою:

$$V = \sqrt{\frac{2k \cdot R \cdot T_0 \left(1 - \frac{P}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{k-1}}. \quad (5)$$

Обчислені за формулою (5) ізолінії швидкості потоку по осьовому перетину каналу проілюстровано на рис. 11. Тиск в порожнині пального в цьому експерименті становив  $9 \text{ кгс/см}^2$ , окислювача –  $5,3 \text{ кгс/см}^2$ . Максимальне значення швидкості складає  $\sim 420 \text{ м/с}$ .

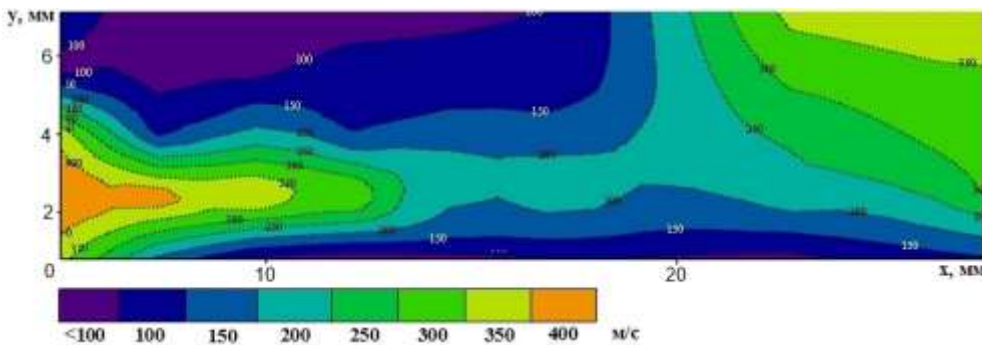


Рис. 11

Знаючи  $\lambda$ , можна визначити число Маха за такою формулою:

$$M = \sqrt{\frac{2}{k+1} \cdot \frac{\lambda^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2}}. \quad (6)$$

Максимальне значення числа Маха становить у цьому експерименті  $M=1,205$ . Очевидно, що при комбінації дозвукового і надзвукового потоку будуть виникати скачки ущільнення. Вони сильно ускладнюватимуть картину течії в такій схемі форсуночної головки. Відомо також, що на скачках

ущільнення відбувається втрата енергії. Цим самим можна пояснити низький питомий імпульс, отриманий на двигуні-демонстраторі, що описаний в [4 – 6].

**Висновки.** Розроблено методику досліджень течії компонентів палива в плоскій моделі ротаційного детонаційного ракетного двигуна. Отримані під час продувок картини течії показали, що структура потоку біля форсуночної головки при умовах, описаних у відомих експериментах [4 – 6], дуже складна. Це підтверджується також і наявністю в даних умовах і дозвукового, і надзвукового потоку газу. При взаємодії течії зі стінками камери у ротаційному детонаційному ракетному двигуні буде утворюватись складна об'ємна структура скачків ущільнення. Під час проходження, детонаційний фронт може взаємодіяти з цією структурою, що викликатиме додаткові втрати на скачках і також впливатиме на саму конструкцію двигуна.

Окрім того, експериментально виявлено вихрову зону, всередині якої може бути присутній тільки один компонент або суміш в концентраційних межах, далеких від детонаційних. Відповідно, детонація в таких зонах в реальному ротаційному детонаційному ракетному двигуні відбуватись не може. Тому фронт огинатиме їх і, таким чином, буде взаємодіяти зі стінками, що викликатиме їх коливання. Цим можна пояснити девіації тиску на графіках відомих експериментів. Неповне згорання палива також зменшує питомий імпульс двигуна.

- 1 *Иванов В. К., Кашкаров А. М., Ромасенко Е. Н., Толстиков Л. А.* Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш. Конверсия в машиностроении. 2006. № 1. С.1 – 6.
- 2 *Быковский Ф. А., Ждан С. А.* Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: Изд-во СО РАН. 2013. 423 с.
- 3 *Импульсные детонационные двигатели.* Под ред. д.ф.-м.н. *С. М. Фролова.* М.: ТОРУС ПРЕСС. 2006. 592 с.
- 4 *Shank Jason C.* Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering. USAF. 2012. 70 p.
- 5 *Russo Rachel M.* Operational Characteristics of a Rotating Detonation Engine using Hydrogen and Air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering. USAF. 2011. 90 p.
- 6 *James A. Suchocki* Operational Space and Characterization of a Rotating Detonation Engine Using Hydrogen and Air: Thesis Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Master of Science in the Graduate School of The Ohio State University. The Ohio State University. 2012. 116 p.
- 7 *Чаплиц А. Д., Астапов А. И.* Визуализация газовых потоков во внутренних каналах. Днепропетровск : ИТМ НАН и НКА Украины. 2003. 412 с.
- 8 *Нетлетон М.* Детонация в газах. Перевод с английского под редакцией *Л. Г. Гвоздевой.* М: Мир. 1989. 280 с.
- 9 *Петунин А. Н.* Методы и техника измерений параметров газового потока. М.: «Машиностроение». 1972. 332 с.
- 10 *Дейч М. Е.* Техническая газодинамика. Изд. 2-е, переработанное. М.: «Госэнергоиздат». 1961. 671 с.

Отримано 08.02.2017,  
в остаточному варіанті 15.03.2017