

Пропонуємий винахід відноситься до енергетики і може бути застосований здебільше в реактивних двигунах.

Відомі засоби збільшення питомого імпульсу тяги реактивних двигунів, зокрема ракетних, описані в науково-технічній літературі [1, 2] і ін. На розмір питомого імпульсу тяги впливають характеристики складу палива, співвідношення компонентів, якість підготування палива до горіння, камера згоряння, сопло й інші конструктивні особливості, що, проте, уже досягли значного ступеня досконалості і їх можна вважати постійними.

Прототипом запропонованого способу можна вважати описаний у [1] (див. сторінки 74-78) спосіб збільшення питомого імпульсу тяги ракетного двигуна за рахунок збільшення тиску в камері згоряння двигуна, де спалюються компоненти палива: пальне, наприклад гас, і окислювач, наприклад кисень.

Загальною істотною ознакою відомого способу і запропонованого є збільшення питомого імпульсу тяги за рахунок збільшення тиску в камері згоряння.

У основу винаходу поставлена задача удосконалення відомого способу збільшення питомого імпульсу тяги не тільки за рахунок збільшення тиску в камері згоряння, хоча і цей спосіб грає істотну роль у запропонованому винаході, але і за рахунок зміни способу спалювання палива.

Сутність винаходу полягає в тому, що спосіб збільшення питомого імпульсу тяги шляхом збільшення тиску в камері горіння відрізняється тим, що паливо частково спалюють у камері згоряння і в надзвуковій частині сопла, а потім допалюють у надзвуковій частині сопла, яке розраховують і профілюють так, що в кожному поперечному перетині сопла забезпечують співвідношення величин тиску, температури, питомої ваги, швидкості течії та долі палива, яке згоріло, по такій формулі неізоентропічної газодинаміки

$$u^2 - u_{кр}^2 = \frac{2}{1+\xi} \left[\frac{H \cdot x}{1+k_m} + R \frac{n_{cp}}{n_{cp}-1} (T_{кр} - T) \right] \quad (1)$$

де u , $u_{кр}$ - швидкості течії в будь-якому поперечному перетині надзвукової частини сопла, ξ - коефіцієнт втрат кінетичної енергії потоку газу, H - теплотворна спроможність пального (наприклад, гасу), x - доля палива, яке згоріло в надзвуковій частині сопла, k_m - співвідношення витрат окислювача і пального, R - газова константа, $n_{cp}=0,5(n_0+n_k)$ - показник ізоентропи, середній між початковим n_0 і кінцевим n_k показниками ізоентропи даного газового процесу, $T_{кр}$, T - температури в критичному перетині і в будь-якому поперечному перетині надзвукової частини сопла.

Порівняльний аналіз прототипу і того способу, що заявляється, показує, що запропонований спосіб відрізняється тим, що паливо частково спалюють в камері згоряння, а потім допалюють в надзвуковій частині сопла, де підвод тепла викликає подальший розгін потоку і спочатку підвищення, а потім подальший спад температури потоку, незважаючи на підвод тепла, що забезпечує збільшення питомого імпульсу тяги ракетного двигуна. За рахунок часткового спалювання палива в надзвуковому потоку досягається більш низька температура на зрізі сопла, більш висока швидкість витікання продуктів горіння і, відповідно, підвищений питомий імпульс тяги реактивного двигуна.

Ця ознака є достатньою у всіх випадках, на які поширюється обсяг правового захисту, який проситься.

Крім цього, запропонований спосіб має таку відмітну ознаку, що характеризує його в окремому випадку виконання, наприклад у твердопаливному ракетному двигуні. При цьому спосіб збільшення питомого імпульсу тяги ракетного двигуна відрізняється тим, що паливо частково спалюють в двох камерах згоряння: в одній - із збією пального, в іншій - із надлишком пального, а потім допалюють в надзвуковій частині загального для двох камер сопла.

Теоретичне обґрунтування можливості здійснення запропонованого винаходу виконано на основі нової теорії неізоентропічної газової динаміки, опублікованої в 2003 році в монографії [3]. Нова теорія є більш загальною в порівнянні з класичною ізоентропічною газовою динамікою [4] і включає останню в якості окремого випадку. Вона не тільки забезпечує поліпшення точності розрахунків, але і дозволяє одержати якісно нові можливості пояснення раніше недоступних для розуміння газодинамічних явищ.

Інженерна практика розробки гіперзвукових літальних апаратів із прямоточними реактивними двигунами з горінням палива в надзвуковому потоку в камері згоряння [5, 6, 7] підтверджує це. Спалювання палива (водню або гасу) у надзвуковому потоку дозволило створити літальні апарати, які досягли швидкості, де число Маха дорівнює 8-10, спроможні конкурувати з ракетами, тому що вони дешевше і багаторазового застосування, а швидкості польоту їх уже порівняні з космічними.

Якби надзвуковий потік гальмувався б при підводі тепла до нього за рахунок горіння, то гіперзвукові літаки Х-43А [5], що застосовують прямоточні реактивні двигуни з горінням палива в надзвуковому потоку, літати не могли б.

Приведені аргументи є переконливими для обґрунтування, принаймні якісного, корисності використання способу спалювання або допалювання палива в надзвуковому потоку газу, який пропонується.

Відповідно опублікованим даним [1] при спалюванні в рідинному реактивному двигуні гасу з киснем при тиску в камері згоряння (КЗ) 7,0 МПа і на зрізі сопла 0,1 МПа, відношенні витрат окислювача і пального 2,7 температура в КЗ досягає 3646К, на зрізі сопла - 2457К, питомий імпульс тяги - 300 сек. Які резерви підвищення технічних характеристик рідинного реактивного двигуна (РРД)?

Рівень втрат енергії в камері згоряння за рахунок недопалювання, поганого змішування й ін. оцінюється розміром менше 3%. Рівень втрат енергії в соплі - того ж порядку. Куди ж подінеться енергія невикористаних можливостей? Збільшення питомого імпульсу тяги можливо за рахунок зниження температури реактивного струменя на зрізі сопла. Це звичайно досягається за рахунок більш глибокого розширення газу, для чого треба підвищити тиск у камері згоряння.

За рахунок підвищення тиску в камері згоряння з 7,0 МПа до 140 МПа можна домогтися поліпшення питомого імпульсу тяги тільки на 5,7%. Якщо збільшити тиск у три рази (до 210 МПа) можна поліпшити питомий імпульс тяги на 8,5% від вихідного. Проте, цей шлях на сьогоднішній день вважається малоперспективним через великі технічні труднощі.

Для того, щоб досягти рівня 360 сек, наприклад для палива гас-кисень, треба знизити температуру на зрізі сопла з наявних 2457К приблизно до 1900К, якщо рахувати по формулі класичної ізоентропічної газодинаміки відповідно до [1] і ін.

$$u = \sqrt{2RT_k \frac{k}{k-1} \left(1 - \left[\frac{p_a}{p_k} \right]^{(k-1)/k} \right)} \quad (2)$$

або по аналогічній формулі

$$u = \sqrt{2RT_k \frac{k}{k-1} \left(1 - \frac{T_a}{T_k} \right)} \quad (3)$$

де k - постійний показник ступеня в рівнянні ізоентропічності

$$p_a/p_k = (p_a/p_k)^k, \quad (4)$$

котрий "незаконно" прийнятий постійним, тому що ізоентропічність (тобто відсутність енергообміну з зовнішнім середовищем) можлива тільки у випадку

$$k = c_p/c_v, \quad (5)$$

де c_p , c_v - питомі теплоємкості при постійному тиску і постійному об'ємі відповідно до довідкових даних непостійні і відношення їх теж перемінні в залежності від температури і тиску в будь який даний момент газового процесу, R - газова постійна, p_k , p_a - тиски в камері згоряння і на зрізі сопла, T_k , T_a - температури в КЗ і на зрізі.

Результати розрахунків по формулах (1) і (2) не відрізняються. Обидві формули отримані з загального рішення системи рівнянь зберігання маси, імпульсу, енергії за умови ізоентропічності, що має вигляд

$$u^2 = \frac{2k}{k-1} (T_0 - T_a) \quad (6)$$

Сопло традиційного РРД зараз профілюють так, що в кожному поперечному перетині сопла забезпечують співвідношення величин тиску, температури, питомої ваги, швидкості течії, якраз по такій формулі (6) ізоентропічної газодинаміки. Тепломасообмін з навколишнім середовищем ізоентропічна газодинаміка не дозволяє.

Звичайно, ізоентропічні газові процеси в інженерній практиці не зустрічаються. Процеси в камері згоряння і навіть у соплі супроводжуються обміном теплом із зовнішнім середовищем, а математична модель ізоентропічної газодинаміки це забороняє.

Насущні проблеми розвитку техніки змусили ігнорувати теоретичні обмеження і були створені існуючі методики розрахунку, де в рівняння зберігання енергії було "незаконно" приписано тепло, отримане від спалювання палива.

Звичайно, в ізоентропічній газодинаміці не можна врахувати дисипативні, теплові й інші втрати, а швидкість течії можна розрахувати тільки ідеально.

У теорії експериментальних газових процесів [3] розрахунки виконуються з більшою точністю - з урахуванням перемінності теплоємностей газу, а також з урахуванням способу підводу тепла і це забезпечує одержання результатів, більш близьких до реального.

Рахуються, що втрати в соплах складають 3-5% теоретичної ізоентропічної швидкості (2), (3). Проте у формулах для розрахунку швидкості течії (2), (3) показник ізоентропи " k " не чітко визначений і приймається звичайно середнім із розмірів показників у КЗ і на зрізі. У той же час навіть невеличкі відхилення його розміру, наприклад 2,2-3,5% від $k=1,4$ дають ті ж 3-5%, що рахуються втратами.

Ізоентропічні формули (2), (3) можна одержати, інтегруючи рівняння 2-го закону термодинаміки без урахування втрат, тобто записаного в ідеальному виді

$$c_p dT + d\left(\frac{u^2}{2}\right) = 0.$$

Проте ізоентропічні течії можуть існувати тільки теоретично і самими вигідними в загальному випадку не є. Теорія експериментальних газових процесів [3] показує, що можна одержати швидкості течії значно більші, якщо раціонально організувати неізоентропічний робочий процес розширення газу з горінням у надзвуковому потоку.

Процес горіння в потоку газу супроводжується хімічними перетвореннями і підводом тепла і маси (якщо горить рідке або тверде паливо). Проте хімічна кінетика грає другорядну роль у порівнянні з переносом тепла, маси, кількості прямування й іншими газодинамічними явищами, тому математичні моделі процесів горіння розробляються на основі законів суцільного середовища, зокрема на основі газодинаміки. Взаємодія сил інерції і тиски грають основну роль у процесах горіння газу.

Якщо ізоентропічні формули (1), (2) отримані з окремого випадку рівняння 2-го закону термодинаміки, що у реальній природі неможливий, то неізоентропічні формули в [3] отримані інтегруванням повного рівняння 2-го закону термодинаміки

$$c_p dT + d\left(\frac{u^2}{2}\right) = TdS + dQ \quad (7)$$

де $dQ = H \cdot dg_f$ - підведене до газової системи тепло, S - ентропія, H - теплотворна спроможність пального (наприклад, для газу $H=10^4$ ккал/кг), dg_f - елементарна маса згорілого пального, g - загальні масові витрати компонентів палива, що газифікувалися, що беруть участь у реакції горіння.

У випадку горіння газових компонентів палива і маси, і обсяги до спалювання і після нього мало змінюються, тому

$$dQ = H \frac{dx}{k_m + 1} \quad (8)$$

де $x=g/g_{го}$ - частка згорілого пального, g - масові витрати згорілого пального, $g_{го}$ - масові витрати пального в витратах суміші компонентів палива, k_m - співвідношення компонентів палива (витрати окислювача до витрат пального).

Інтегруючи рівняння (7) з урахуванням (8), а також того, що відповідно до [3] втрати кінетичної енергії, які властиві всякому руху або течії,

$$TdS = \xi \left(\frac{u^2}{2} \right) \quad (9)$$

де ξ - коефіцієнт втрат кінетичної енергії, можна одержати формули, що дозволяють аналізувати енергетичні характеристики газових течій при горінні. Для випадку горіння газових компонентів палива після інтегрування (7) маємо рівняння

$$u^2 - u_{kp}^2 = \frac{2}{1+\xi} \left(Q - \int_{T_0}^{T_k} c_p dT \right) \approx \frac{2}{1+\xi} \left[\frac{H \cdot x}{1+k_m} - R \frac{n_{cp}}{n_{cp}-1} (T_{kp} - T) \right] \quad (10)$$

яке вже приводилось вище (див. (1)) без подробиць виводу. Варіюючи параметрами газового процесу можна оптимізувати газовий процес, вибираючи профіль сопла так, щоб $\xi \rightarrow 0$, наприклад на зрізі сопла. Це є одна з важливих переваг теорії [3].

Теоретичні дослідження методом теорії експериментальних газових процесів показують, що при горінні, наприклад, палива "гас-кисень" у надзвуковій частині сопла, незважаючи на підвод тепла за рахунок горіння, підводима до потоку енергія йде в основному на збільшення швидкості, причому цей процес настільки інтенсивний, що температура газу на зрізі сопла виявляється нижче мінімальної ізоентропічної температури 2457K.

Звичайно, ці результати є дуже важливими, але, одночасно, потребують відповідальності.

Питання варто розглядати конкретно. Вігідно або не вігідно допалювати паливо в надзвуковій частині сопла і скільки.

Другорядні питання про висотність сопла, про камеру згоряння й ін. можна розглядати окремо і потім, після вирішення основного питання - чи можна збільшити питомий імпульс тяги за рахунок допалювання палива в надзвуковій частині сопла.

Сутність запропонованого способу пояснюється схемами, де на фіг.1 зображена схема рідинного ракетного двигуна (РРД), що здійснює запропонований спосіб збільшення питомого імпульсу тяги, на фіг.2 - схема ракетного двигуна твердого палива (РДТТ), що здійснює запропонований спосіб збільшення питомого імпульсу тяги, на фіг.3 - схема авіаційного двигуна, що здійснює запропонований спосіб.

РРД, що здійснює запропонований спосіб збільшення питомого імпульсу тяги (фіг.1), має камеру згоряння 1, довжина котрої менше, ніж у традиційного РРД, і надзвукове сопло 2. Довжина камери згоряння 1 зменшена для забезпечення неповного спалювання компонентів палива так, щоб вони догоряли в надзвуковій частині сопла.

РДТТ має дві камери згоряння, одна з яких 3 розміщена усередині іншої камери 1 (фіг.2). Усередині цих камер згоряння 1 і 3 провадиться газифікація твердого палива. У камері згоряння 1 спалюється паливо з хібною пального, а в камері згоряння 3 - із надлишком пального. Камера згоряння 3 має декілька коротких надзвукових сопл 4, що мають вихід усередину загального для двох камер згоряння 1 і 3 великого надзвукового сопла 2. Це забезпечує краще змішування газових потоків, що виходять із камер 1 і 3, а також горіння їх у процесі течії і розширення в надзвуковому соплі 2.

Не менш актуально збільшення питомого імпульсу тяги реактивного двигуна, який застосовується в авіації. Схема конструкції вихідного пристрою авіаційного турбореактивного двигуна (ТРД), який здійснює запропонований спосіб, показано на фіг.3.

Відомі ТРД, описані, наприклад в [8, 9], мають вхідний пристрій, компресор, камери згоряння, турбіну, за турбіною розташована форсажна камера і вихідний пристрій, наприклад в виді надзвукового реактивного сопла.

Форсажна камера має диффузор 1, в розташований паливний колектор 2 з форсунками 3, запальну форкамеру 4, реактивне сопло, яке утворено профільованою зовнішньою оболонкою 5 і профільованою голкою 6. Газоходи 7 від запальної форкамери 5 виведені в закритичну частину реактивного сопла забезпечують запалювання гасу, який подається через форсунки 3 в потік. Місце підвода гасу вибирають з таким розрахунком, щоб процес випарювання гасу закінчився до підходу його до критичного перетину реактивного сопла.

Відомий ТРД має форсажну камеру, в якій є спеціальна камера згоряння, що забезпечує спалювання гасу в дозвуковій частині потоку газів. В ТРД, що здійснює запропонований спосіб, паливо подається також в дозвуковий потік, розпилюється, випаровується, але згорає тільки в надзвуковій частині сопла, що забезпечує збільшення питомого імпульсу тяги на 36%, якщо прийняти за основу вихідні данні розрахунку, який наведено в [8] стр. 221-224.

Запропонований спосіб збільшення питомого імпульсу здійснюється, наприклад у РРД, у такий спосіб. Для зручності розгляду і порівняння з відомим засобом отримання реактивної тяги задамо тиск у камері згоряння, наприклад 7,0 МПа.

Компоненти рідкого палива, наприклад, гас-кисень, подаються в КЗ, як звичайно, у співвідношенні, близькому до стехіометричного порядку 2,7, взаємодіють один з одним, горять, газифікуються при тиску 7,0 МПа. Звичайно камера згоряння РРД проектується так, щоб забезпечити повне спалювання палива.

Для здійснення запропонованого способу треба проектувати КЗ так, щоб паливо в ній тільки газифікувалося, а потім якомога велика частина його горіла за межами критичного перетину в надзвуковій частині сопла, тому довжина КЗ менше традиційної.

Параметри стану газу в КЗ відрізняються, хоча тиск однаковий (7,0 МПа). Порівняльні характеристики газової течії в декількох основних перетинах проточного тракту РРД, що працюють запропонованим (рядок 2) і традиційним (рядок 1) засобами, приведені в таблиці 1.

За даними технічної літератури [1] при тиску 7,0 МПа в КЗ температура досягає 3646K. Якщо прийняти, що при здійсненні запропонованого способу паливо згорає в КЗ тільки наполовину, то температура не перевищує 2000K, відповідно, питомий об'єм теж майже в два рази менше традиційного.

Параметри газу в критичному перетині традиційного РРД, а також у будь-якому перетині його сопла розраховуються по відомим ізентропічним формулам, основою яких є рівняння ізентропічності (4) і закони зберігання маси, імпульсу, енергії.

Методика розрахунку РРД, що працює по запропонованому способу, більш складна, тому що враховує неізентропічність процесу розширення потоку, що горить. Основою цієї методики є система рівнянь, що складається з тих же законів зберігання маси, імпульсу, енергії і рівняння процесу з постійним показником замість рівняння ізентропічності (4) із постійним показником. Опис цієї методики і приклади її використання приведені в [3].

Таблиця 1

		Тиск МПа	Температура К	Пит. об'єм м ³ /кг	Швидкість м/сек
КС	1.	7,0	3646	0,2	
	2.	7,0	2000	0,1086	
Крит.	1.	4,0	3360	0,3192	1200
	2.	4,0	1800	0,171	885
Надзвук. частина сопла	1.	1,0	2800	1,064	2200
	2.	1,0	1700	0,646	2950
Зріз сопла	1.	0,1	2457	9,33	2940
	2.	0,1	1800	6,84	3540

Площі критичних перетинів традиційного і запропонованого РРД неоднакові, але відрізняються не багато, тому що хоча швидкість течії в першому більше, але і питомий об'єм теж більше, ніж у запропонованому (див. таблицю 1). Витрата палива $G = f \cdot u / V$, тому відношення площ критичних перетинів

$$\frac{f_{кр}^П}{f_{кр}^Т} = \frac{V^П \cdot u_{кр}^Т}{V^Т \cdot u_{кр}^П},$$

де $V^П$, $V^Т$ - питомі об'єми в критичних перетинах запропонованого і традиційного РРД, $f_{кр}^Т$, $f_{кр}^П$ - площі критичних перетинів традиційного і запропонованого РРД.

Для палива гаскисень відношення площ критичних перетинів дорівнює 0,725, тобто площа критичного перетину запропонованого РРД на 27,5% менше. Відповідно, основна частина тяги в запропонованому РРД менше на 27,5%, тому що тиски в КЗ однакові, а інтеграл невірноважених сил від тиску на надзвукову частину сопла більше, ніж у традиційному РРД. Площі прохідних перетинів в інших перетинах надзвукових частин сопел, а також на зрізі також неоднакові, тому що параметри потоків різні. У [1] і ін. доведено, що інтеграл невірноважених сил у РРД дорівнює тязі, що можна визначити також через швидкість витікання газів на зрізі сопла, помножену на масову витрату палива при нульовій різниці тисків на зрізі сопла й в атмосфері (в нашому випадку).

При спалюванні ракетного палива запропонованим засобом на виході з камери згоряння утворюється менша критична швидкість порядку 885 м/с (замість 1200 м/с у традиційному), але після наступного розширення в соплі 2 із горінням швидкість течії збільшується до 3540 м/с (замість 2940 м/с відповідно до [1] і формули (2)), як показує розрахунок по формулі (1), а температура на зрізі сопла зменшується до 1800К (замість 2457К відповідно до [1]). Це забезпечує збільшення питомого імпульсу тяги двигуна, що працює запропонованим засобом, на 20%.

Якщо в надзвуковій частині сопла допалюється до 80% палива, то замість традиційних 300 сек. запропонованим засобом можна одержати 450 сек.

Слід зазначити, що коефіцієнт корисної дії РРД, тобто відношення кінетичної енергії вихідного струменя РРД до теплотворної спроможності палива, при питомому імпульсі 300 сек складає 19%, при 360 сек - 54,5%, при 420 сек - 74%, тобто навіть у випадку реалізації запропонованого способу ще залишаться резерви удосконалювання РРД. Це можливо здійснювати за рахунок способу-прототипу, тобто збільшенням тиску в камері згоряння.

Аналіз термодинамічних циклів ракетних двигунів показує перевагу запропонованого способу. На фіг.4 показаний у координатах: тиск (р) - питомий об'єм (V) термодинамічний цикл традиційного ракетного двигуна - пунктиром і двигуна, що працює по запропонованому способу - суцільними лініями. Лінія 1-2 ілюструє процес стиску палива при подачі його в камеру згоряння, лінія 2-3 - горіння і газифікацію палива при постійному тиску, пунктирна - 3-4 - ізентропічне розширення продуктів згоряння в соплі традиційного двигуна.

Аналогічні точки 1', 2', 3', 4' термодинамічного циклу, що працює по запропонованому способу, не всі збігаються з зазначеними вище, тому що, хоча тиски в цих точках і однакові, але питомі об'єми різні.

Відношення питомих об'ємів на зрізі сопла й у КЗ для двигуна, що працює по запропонованому способу, є більшим, ніж для традиційного, наприклад, при допалюванні 50% палива - майже в півтора рази. Тобто запропонований спосіб спалювання палива в РРД забезпечує більш глибоке розширення продуктів згоряння.

Суцільна лінія 1'-2' - процес стиску палива при подачі його в КС, 2'-3' - газифікація і часткове згоряння палива при тому ж постійному тиску, суцільна лінія 3'-4' - розширення з допалюванням у соплі в двигуні, що працює по запропонованому способу. Положення лінії 3'-4' вище лінії 3-4 при підводі тепла якісно обґрунтовано сучасною термодинамікою [10] і ін. Кількісну оцінку дає теорія неізентропічної газової динаміки [3].

Процес розширення з горінням відбувається не ізентропічно (тобто без енергообміну з зовнішнім середовищем), а неізентропічно з підводом тепла від допалювання продуктів неповного згоряння компонентів, що дозволяє розширити продукти згоряння до більш низької температури, чим у традиційному ракетному двигуні. Відповідно, площа діаграми 1'-2'-3'-4' і, виходить, можлива для корисного використання енергії, є більшою, ніж площа діаграми 1-2-3-4, тому ракетний двигун, що працює по запропонованому способу, має більший питомий імпульс тяги, чим традиційний.

Розрахунковий порівняльний аналіз термодинамічних циклів (фіг.4) можна виконати, використовуючи вищенаведені формули: цикл традиційного РРД - по ізентропічним формулам, цикл РРД, що працює по запропонованому циклу - в основному по рівнянню процесу горіння компонентів у газовій фазі (1).

Час перебування газів у соплі і горіння їх малий, але, як показують розрахункові оцінки, для продуктів згоряння таких ракетних палив як водень-кисень, гас-кисень достатньо для допалювання 80% недопаленого в КЗ палива, тому що швидкість горіння збільшується при високій температурі і тиску. Для інших ракетних палив припускаємо відсоток допалювання менше.

Використані джерела:

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. - М.: Высшая школа, 1983, - 704 с.
2. Алемасов В.Е. и ин. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989, - 464 с.
3. Головач А.Г. Теория экспериментальных газовых процессов. - Тернопіль: "Підручники&Посібники". 2003, - 144 с.
4. Абрамович Г.И. Прикладная газовая динамика. - М.: Гостехиздат, 1954. - 824 с.
5. Афанасьев И. Успешный гиперзвуковой полет Х-43А. - Новости космонавтики. - №5, 2004, с.42.
6. Шумилин А. Перспективные силовые установки для высокоскоростных летательных аппаратов. - Авиация и космонавтика. - № 10, 2003, с. 18-27.
7. Черный И. Х-43А готов к новым рекордам. - Новости космонавтики. - №11, 2004, с. 47.
8. Теория воздушно-реактивных двигателей. - Под ред. С.М. Шляхтенко. - М. Машиностроение, 1975. - 566 с.
9. Фельдман Е.Л. и др. Основы конструкции авиационных двигателей. - М. Изд. Транспорт, 1970. - 272 с.
10. Кирилин Е.А. Техническая термодинамика. - М.: Энергия, 1974. - 720 с.

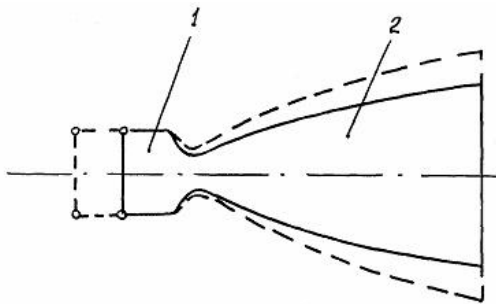


Fig. 1

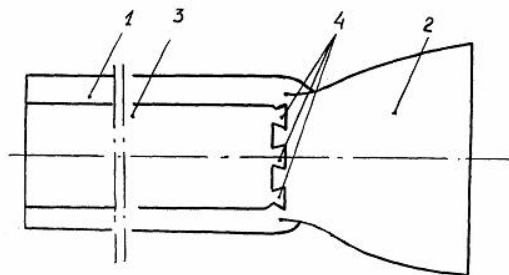


Fig. 2

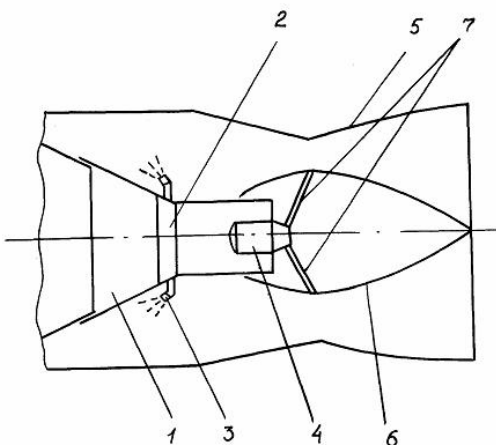


Fig. 3

