

Даний винахід стосується ракетного двигуна, що містить камеру згоряння, в якій відбувається горіння текучого палива (рідкого або газоподібного), наприклад, водню, і текучого окислювача (рідкого або газоподібного), наприклад, кисню, при цьому камера згоряння сполучена з соплом, що розширюється, через яке викидаються гази, що утворюються при згорянні.

У відомих ракетних двигунах даного типу внаслідок надвисоких температур близько 3300°C в камері згоряння, конструкція стінок є особливо складною і містить канали для циркуляції охолоджуючого текучого середовища, яке може бути одночасно і паливом. Приклади відомих конструкцій стінок описані, наприклад, в документах FR 2773850, FR 2774432, FR 2791589. Крім того, конструкція стінок не однакова і може мінятися вздовж осі двигуна в залежності від температури сусіднього простору. Нарешті, оскільки паливо використовується як охолоджуюче текуче середовище і може циркулювати в двох протилежних напрямках, ці двигуни вимагають наявності складних колекторів для подачі палива. В публікації WO 99/04156 розкритий ракетний двигун, який є найближчим аналогом винаходу, що заявляється, який містить камеру згоряння, робоча частина якої призначена для горіння палива і окислювача та з'єднана за допомогою горловини з соплом, що розширюється, для випускання газів, що утворюються внаслідок горіння, причому робоча частина живиться окислювачем з кінця, протилежного горловині, і охоплена пористим поверхневим шаром з термоструктурного композиційного матеріалу, в який подається паливо з зовнішньої сторони, протилежної робочій частині, при цьому частка палива подається в робочу частину через пористий поверхневий шар.

Але, слід зазначити, що у зазначеному реактивному двигуні невелика (мала) частина палива, яке вводять у робочу частину, проходить через поверхневий пористий шар та призначена для охолодження шляхом встановлення рельєфної перегородки у робочій частині, при цьому частка палива не проходить поверхневий пористий шар і повертається до паливних форсунок. Передбачено виконання циркуляційних трубок для палива у пористому поверхневому шарі.

Задачею даного винаходу є усунення вказаних недоліків і створення ракетного двигуна, що має просту конструкцію, що не містить складного колектора і складається з дуже обмеженої кількості деталей.

Ракетний двигун відповідно до даного винаходу містить камеру згоряння, в робочій частині якої відбувається горіння палива і окислювача і яка сполучена за допомогою горловини з соплом, що розширюється, через яке викидаються гази, які утворюються в результаті горіння, при цьому в робочу частину подається окислювач з кінця, протилежного горловині, і оточена пористим поверхневим шаром з термоструктурного композиційного матеріалу, в який надходить паливо із зовнішньої сторони, протилежної робочій частині, при цьому частка палива попадає в робочу частину через пористий поверхневий шар, ракетний двигун характеризується тим, що частина палива, яка надходить в робочу частину через пористий поверхневий шар, служить для живлення двигуна, а частина палива, що не проходить через пористий поверхневий шар, прямує до горловини і призначена для її охолодження.

Таким чином, згідно з даним винаходом запропонований простий ракетний двигун невеликої маси, який містить невелику кількість деталей і є простим у виготовленні.

Необхідно зазначити, що в публікації WO-99/04156 описаний ракетний двигун, що містить камеру згоряння, в робочій частині якої відбувається горіння палива і окислювача і яка сполучена через горловину з соплом, що розширюється, через яке викидаються гази, що утворюються внаслідок горіння, при цьому робоча частина живиться окислювачем з кінця, протилежного горловині, і оточена пористим поверхневим шаром з термоструктурного композиційного матеріалу, в який надходить паливо із зовнішньої сторони, протилежної робочій частині, а частина палива попадає в робочу частину через пористий поверхневий шар.

Разом з тим, потрібно відзначити, що в ракетному двигуні згідно з документом WO-99/04156 частина палива, що попадає в робочу частину через пористий поверхневий шар, є дуже незначною, а частина палива, що не проходить через пористий поверхневий шар, прямує в паливні форсунки.

На відміну від цього двигуна, в ракетному двигуні відповідно до даного винаходу частина палива, що надходить в робочу частину через пористий поверхневий шар, є значною і служить для живлення двигуна, тоді як частина палива, що не проходить через пористий поверхневий шар, прямує до горловини для її охолодження.

Крім того, в цьому відомому технічному рішенні передбачені канали для циркуляції палива в пористому поверхневому шарі, тоді як в заявленому винаході канали відсутні завдяки оригінальній конструкції камери згоряння, що пропонується.

Крім того, що в ракетному двигуні відповідно до даного винаходу термоструктурні композиційні матеріали з вуглецевою матрицею або з керамічною матрицею застосовуються не тільки завдяки їх механічним властивостям і термостійкості, але також завдяки пористості, що, як правило, вважається недоліком (див. патент US 5583895).

Завдяки відмінним механічним властивостям і високій термостійкості термоструктурних композиційних матеріалів двигун відповідно до даного винаходу може мати дуже невелику масу в порівнянні з відомими двигунами. Завдяки пористості композиційних матеріалів можна виконувати простий пористий поверхневий шар, який володіє високою термостійкістю. Зрозуміло, що можна вибирати будь-яку необхідну пористість поверхневого шару ущільненням матриці утворюючого композиційного матеріалу.

Переважно пористий поверхневий шар є частиною першої термоструктурної композиційної монолітної деталі, що містить два поверхневих шари з композиційного матеріалу, віддалені один від одного, утворюючи між собою проміжний простір, і пов'язані один з одним безліччю ниткоподібних перемичок з композиційного матеріалу, які проходять через проміжний простір, не заважаючи при цьому нормальній циркуляції текучого середовища всередині проміжного простору.

Таким чином, якщо в ракетному двигуні відповідно до даного винаходу сопло, що розширюється, є продовженням камери згоряння з протилежної сторони горловини, то

перша монолітна деталь може бути циліндричною і може бути коаксіальною відносно подовжньої осі двигуна так, що один з поверхневих шарів є внутрішнім, а інший зовнішнім,

окислювач може поступати всередину циліндричного об'єму, обмеженого внутрішнім поверхневим шаром, з боку, протилежного соплу, при цьому об'єм утворює робочу частину камери згоряння, і

паливо може поступати в проміжний простір, що має кільцевий переріз, також з боку, протилежного

соплу, так, що внутрішній поверхневий шар виконує роль пористого поверхневого шару для подачі щонайменше частини палива в робочу частину камери згоряння.

Зовнішній поверхневий шар першої монолітної деталі може бути виконаний повністю непроникним по відношенню до рідин і газів, наприклад, шляхом нанесення відповідного покриття.

Переважно, щоб перша монолітна деталь мала діаметр, що перевищує діаметр горловини, і щоб кільцевий отвір проміжного простору, що знаходиться з боку сопла, знаходився навпроти частини горловини, яка сходиться.

Таким чином, можна використати невелику кількість палива для подачі в проміжний простір кільцевого перерізу для охолодження зони горловини, але це паливо не проходитиме через внутрішній поверхневий шар в напрямі робочої частини.

Над горловиною сопло може містити кожух для установки першої монолітної деталі.

Таким чином, конструкція, що складається з сопла, горловини і кожуха, утворює другу монолітну деталь, в яку вставляють першу монолітну деталь. Друга монолітна деталь може бути, наприклад, металевою. Проте, переважно, щоб друга монолітна деталь була виконана з термоструктурного композиційного матеріалу. У цьому випадку друга монолітна деталь може утворити продовження зовнішнього поверхневого шару першої монолітної деталі, яке є невід'ємною складовою частиною зовнішнього поверхневого шару. Таким чином, перша і друга монолітні деталі утворюють єдину деталь.

У варіанті виконання ракетного двигуна відповідно до даного винаходу камера згоряння розташовується в соплі, що розширюється, поруч з його вершиною.

У цьому випадку переважно, щоб камера згоряння містила

першу внутрішню композиційну монолітну деталь циліндричної форми, коаксіальну з віссю двигуна і, що містить внутрішній поверхневий шар і зовнішній поверхневий шар, відділені один від одного проміжним простором кільцевого перерізу, і

першу зовнішню композиційну монолітну деталь циліндричної форми, коаксіальну з віссю двигуна і, що містить внутрішній поверхневий шар і зовнішній поверхневий шар, відділені один від одного проміжним простором кільцевого перерізу, при цьому перша зовнішня деталь охоплює першу внутрішню деталь і між ними утворена робоча частина камери згоряння,

перші внутрішня і зовнішня деталі утворюють разом з вершиною сопла, що розширюється, кільцевий канал для сполучення з соплом,

окислювач подається всередину робочої кільцевої частини камери згоряння з боку, протилежного вершині сопла, і

паливо подається в проміжні простори кільцевого перерізу перших внутрішньої і зовнішньої деталей з боку, протилежного вершині.

У цьому варіанті виконання паливо надходить в робочу кільцеву частину камери згоряння через зовнішній поверхневий шар першої внутрішньої деталі і через внутрішній поверхневий шар першої зовнішньої деталі. Газоподібні продукти згоряння в цьому випадку проходять з кільцевої камери згоряння в сопло, що розширюється, через кільцевий канал сполучення, який утворює горловину. Паливо, що проходить через зовнішній поверхневий шар першої зовнішньої деталі забезпечує охолодження сопла, що розширюється, поруч з кільцевим каналом сполучення. У разі необхідності внутрішній поверхневий шар першої внутрішньої деталі може бути виконаний непроникним по відношенню до рідин і газів.

Переважно у вершині сопла, що розширюється, виконаний отвір, і комплекс з перших внутрішньої і зовнішньої деталей жорстко сполучений з соплом за допомогою третьої монолітної деталі з композиційного матеріалу, виконаної у вигляді петлі.

У камеру згоряння паливо подається через деталь куполоподібної форми, розташовану з протилежної до вершини сопла сторони камери згоряння, при цьому опукла стінка камери направлена у бік сопла і виконана з термоструктурного композиційного матеріалу.

Надалі даний винахід пояснюється описом переважних варіантів виконання з посиланнями на супроводжуючі креслення, на яких:

Фіг.1 зображає, перший приклад виконання ракетного двигуна (осьовий розріз), згідно з винаходом;

Фіг.2A-2F - варіанти виконання камери згоряння ракетного двигуна згідно з винаходом;

Фіг.3A-3D - схему переходу з стану, показаного на Фіг.2E, до стану, показаного на Фіг.2F;

Фіг.3A - розріз по лінії IIIA-IIIА на Фіг.2E; Фіг.3D - розріз по лінії IIID-IIID на Фіг.2F, два відрізки кожного прошивального стібка для кращого розуміння показані далеко віддаленими один від одного згідно з винаходом;

Фіг.4 - ракетний двигун, що містить камеру згоряння згідно з винаходом;

Фіг.5 - другий варіант виконання ракетного двигуна (осьовий розріз) згідно з винаходом.

Опис переважних варіантів виконання винаходу

Ракетний двигун (Фіг.1) містить камеру 1 згоряння і сопло 2, що розширюється, сполучені один з одним горловиною 3. Продольна вісь двигуна I позначена Z-Z.

Камера 1 згоряння містить зовнішню стінку 4, частина 4A якої, протилежна соплу 2, виконана практично циліндричною, а частина 4B зовнішньої стінки 4, розташована з боку сопла 2, виконана такою, що сходиться, і сполучається з горловиною 3. Таким чином, зовнішня стінка 4, горловина 3 і сопло 2 утворюють безперервну конструкцію і складають єдину деталь.

Камера 1 згоряння додатково містить внутрішню пористу стінку 5, вісь якої співпадає з віссю Z-Z і яка знаходиться всередині зовнішньої стінки 4, утворюючи разом з останньою проміжний циліндричний простір 6 з кільцевим перерізом. Внутрішня пориста стінка 5 також є практично циліндричною, її діаметр D перевищує діаметр d горловини 3. Навпроти частини 4B, що сходиться, зовнішньої стінки, 4 внутрішня стінка 5 містить частину 5B, що сходиться, яка разом з частиною 4B, що сходиться, визначає кільцевий канал 7, утворюючий звуження для кільцевого простору 6.

У варіанті виконання, що описується, камера 1 згоряння щонайменше частково утворена першою монолітною деталлю з термоструктурного композиційного матеріалу. Внутрішня пориста стінка 5 першої монолітної деталі утворена поверхневим шаром з композиційного матеріалу. Так само сопло 2, що розширюється, може утворювати всю або частину другої монолітної деталі з термоструктурного

композиційного матеріалу. Перша і друга монолітні деталі, кожна з яких може містити частину горловини 3 або ж тільки одна з яких може містити горловину 3, жорстко сполучені одна з одною або виконані у вигляді єдиної монолітної деталі, утворюючи ракетний двигун.

У камері 1 згоряння горіння відбувається всередині циліндричного об'єму 3, обмеженого внутрішньою пористою стінкою 5 і утворюючою робочу частину камери згоряння. Потік окислювача, в основному кисню, надходить всередину робочої частини 3 через кінець 5А внутрішньої стінки 5, протилежний соплу 2 (показано стрілками 8). Потік палива, в основному водню, надходить в кільцевий проміжний простір 6 з кінця 6А, протилежного соплу 2 (показано стрілками 9). Завдяки пористості внутрішньої стінки 5 і звууженню, утвореному каналом 7, основна частина палива, що надходить в кільцевий простір 6, проходить через внутрішню композиційну стінку 5 і попадає всередину робочої частини 3 (показано стрілками 10), де воно згоряє в атмосфері окислювача (стрілки 8).

Гази, що утворюються внаслідок згоряння, виходять з робочої частини 3 з кінця 5В стінки 5, протилежного кінцю 5А, і попадають в сопло 2, проходячи через горловину 3 (показано стрілками 11).

Крім того, незначна частина палива, що попадає в кільцевий проміжний простір 6 (стрілки 9), проходить через кільцевий канал 7 (показано стрілками 12), охолоджуючи частину 5В внутрішньої стінки 5, частину 4В зовнішньої стінки 4 і горловину 3. На рівні останньої паливо, що проходить через кільцевий канал 7, який сходиться, змішується з газоподібними продуктами згоряння (стрілки 11).

На Фіг.2А-2F, 3А-3D і 4 схематично показаний варіант виконання двигуна з композиційного матеріалу.

Для цього спочатку виконують, наприклад, з спіненого синтетичного матеріалу, що легко проколюється голкою, оправку 20 (Фіг.2А), відтворюючу внутрішню форму внутрішньої пористої стінки 5, в тому числі частини 5В, що сходиться. Потім на оправку 20 будь-яким відомим способом (намотування, переплетення) укладають структуру 21 з високоміцних волокон, таких як волокна на основі вуглецю, кремнезему або карбиду кремнію, для утворення волокнистої арматури для внутрішньої стінки 5 (Фіг.2В). Після цього на волокнисту структуру 21 укладають кільцеве осердя 22 з пінополістиролу, який не піддається просоченню смолами, призначеними для утворення матриць з композиційного матеріалу, що відтворює форму кільцевого проміжного простору 6, в тому числі каналу 7 (Фіг.2С). Матеріал осердя 22 легко проколюється голкою і може бути видалений термічним шляхом.

На кільцеве осердя 22 укладають структуру 23 з високоміцних волокон (С, SiC), для утворення волокнистої арматури щонайменше частини зовнішньої стінки 4 (Фіг.2D).

Волокнисту структуру 21 (Фіг.2Е і Фіг.3А), кільцеве осердя 22 і волокнисту структуру 23 жорстко з'єднують одним з одним прошиванням без перев'язування за допомогою безперервної нитки 24, яка складається з безлічі високоміцних волокон (С, SiC). Безперервна нитка 24 утворює відрізки 25, 26, що проходять через елементи 21, 22, 23 і по чергові пов'язані один з одним містками 27, що накладаються на волокнисту структуру 23, і петлями 28, що проникають в оправку 20.

Після операції прошивання оправку 20 видаляють, а петлі 28 загинають і мнуть на волокнистій структурі 21, утворюючи потовщення 29 (Фіг.3В), після чого волокнисті структури 21 і 23 одночасно просочують смолою, яка твердне, що володіє відносно низькою в'язкістю і, у разі необхідності, розрідженою, наприклад, спиртом. Переважно просочення здійснюють при розрідженні таким чином, щоб смола проникала не тільки у волокнисті структури 21 і 23, але також вздовж і всередину крізних відрізків нитки 25, 26. Під час цієї операції осердя 22 смолою не просочується, оскільки є по відношенню до смоли непроникним.

Смолу для просочення після цього отверджують, наприклад, шляхом підвищення температури протягом часу, достатнього для того, щоб волокнисті структури 21 і 23 сформували жорсткі поверхневі шари 30 і 31 і щоб крізні відрізки нитки 25 і 26 сформували жорсткі ниткоподібні перемички 32 (Фіг.3С). Перемички 32 міцно закріплюють кінцями в жорстких поверхневих шарах 30 і 31 за допомогою жорстких зв'язків 33 і 34, що відповідно утворилися з потовщень 29 і містків 27.

Для утворення матриці з жорстких поверхневих шарів 30 і 31 і перемичок 32 комплекс піддають піролізу при підвищеній температурі, близько 900°C, що дозволяє стабілізувати геометрію комплексу і видалити осердя 22. У разі необхідності комплекс можна ущільнити і обробити відомим чином, щоб його матриця стала керамічною. У результаті отримують монолітну деталь 40 (Фіг.2F і 3D), призначену для утворення, щонайменше, частини камери 1 згоряння, що містить

зовнішній поверхневий шар 41 з композиційного матеріалу, що отримується з поверхневого шару 31, і призначений для утворення, щонайменше, частини зовнішньої стінки 4, 4А, 4В камери 1 згоряння,

внутрішній поверхневий шар 42 з композиційного матеріалу, що отримується з поверхневого шару 30, і призначений для утворення внутрішньої стінки 5, 5А, 5В камери 1 згоряння,

безліч ниткоподібних перемичок 43 з композиційного матеріалу, що отримуються з перемичок 32.

У цій монолітній деталі 40 поверхневі шари 41 і 42 відстоять один від одного, обмежуючи кільцевий простір 44, що перетинається перемичками 43, але не закупорюється ними, для утворення кільцевого простору 6 камери 1 згоряння.

Відомо, що за своєю природою композиційний матеріал є пористим і пористість залежить від умов утворення матриці. Тому легко зрозуміти, що пористість внутрішнього поверхневого шару 42 може бути скоригована для придання останньому пористості, необхідної від внутрішньої стінки 5, 5А, 5В. Тим самим зовнішньому поверхневому шару 41 додають пористість, необхідну для внутрішньої стінки 42. Однак, оскільки зовнішня стінка 4 повинна бути герметичною, то переважно можна нанести зовні на зовнішній поверхневий шар 41 герметичне покриття 45 (Фіг.2F).

Виконують другу монолітну композиційну деталь 50, необхідну для утворення щонайменше сопла 2. Другу композиційну деталь 50 можна виконати шляхом намотування або переплетення міцних волокон (С, Si) на відповідну оправку, потім шляхом просочення смолою і піролізу отриманої матриці. Щоб виконати двигун, монолітну композиційну деталь 40 з'єднують з монолітною композиційною деталлю 50. Таке з'єднання можна виконати будь-яким відомим способом, наприклад, механічним шляхом або склеюванням. Крім того, в переважному варіанті виконання (Фіг.4) в монолітній композиційній деталі 50 виконують не тільки частину 51, створюючи горловину 3, але також частину 52, яка служить гніздом для установки монолітної композиційної деталі 40. У цьому випадку зовнішню стінку 4 двигуна виконують шляхом накладення один на інше і з'єднання поверхневого шару 41, у разі необхідності, покриття 45 і частин 52.

З вищевикладеного витікає, що друга композиційна деталь 50 може бути продовженням зовнішнього поверхневого шару 41 і може утворювати з ним єдину монолітну деталь (Фіг.1).

У другому варіанті виконання ракетного двигуна відповідно до даного винаходу, камера 60 згоряння (Фіг.5) знаходиться всередині сопла 61, що розширюється, поруч з вершиною 62 останнього. Сопло 61, що розширюється, складається з монолітної композиційної деталі, що отримується аналогічно соплу 2 (описано вище). Крім того, у вершині 62 сопла 61, що розширюється, виконують отвір 63.

Камера 60 згоряння містить внутрішню монолітну композиційну деталь 64 циліндричної форми, коаксіальну з віссю Z-Z двигуна і яка містить внутрішній композиційний поверхневий шар 65 і зовнішній композиційний поверхневий шар 66. Композиційна деталь 64 може бути виконана аналогічно описаній вище композиційній деталі 40,

зовнішню монолітну композиційну деталь 67 циліндричної форми, коаксіальну з віссю Z-Z двигуна і яка містить внутрішній композиційний поверхневий шар 68 і зовнішній композиційний поверхневий шар 69. Композиційна деталь 64 також може бути виконана аналогічно описаній вище композиційній деталі 40.

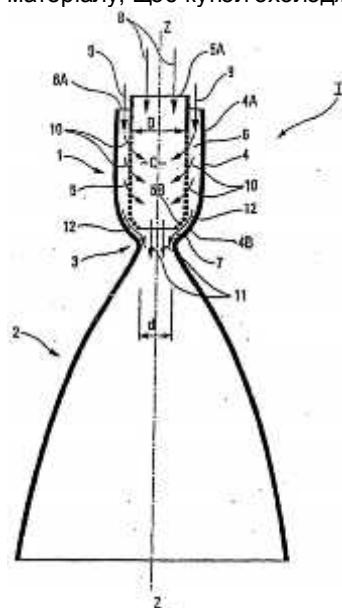
Зовнішня композиційна деталь 67 охоплює внутрішню композиційну деталь 64, при цьому між ними обмежена кільцева робоча частина С камери 60 згоряння.

З боку сопла 61 композиційні деталі 64 і 67 жорстко сполучені з колектором 70, виконаним з можливістю подачі газоподібного палива, а з протилежної сторони - з третьою монолітною композиційною деталлю 71, виконаною у вигляді петлі і що з'єднує їх з соплом 61, що розширюється, вздовж краю отвору 63. Між камерою 60 згоряння і вершиною сопла 61 розташований кільцевий канал 72, який утворює горловину і забезпечує сполучення з соплом.

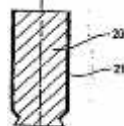
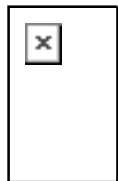
Так само як і стінку 41 деталі 40, внутрішній поверхневий шар 65 внутрішньої деталі 64 переважно виконують газонепроникним.

Через деталь 71 газоподібний окислювач надходить всередину кільцевої робочої частини С з боку, протилежного вершині 62, через форсунки 73. Через деталь 71 і колектор 70 з боку, протилежного вершині 62, паливо надходить в проміжні кільцеві простори 74 і 75 (аналогічні проміжному простору 44 деталі 40) композиційних деталей 64 і 67. Через зовнішній поверхневий шар 66 деталі 64 і через внутрішній поверхневий шар 68 деталі 67 паливо проходить в кільцеву робочу частину С, де воно згоряє разом з окислювачем. Газоподібні продукти згоряння виходять з камери 60 згоряння з боку вершини 62 і проходять в сопло 61 через горловину 72. Газоподібне паливо, що проходить через зовнішній поверхневий шар 69, охолоджує сопло 61 поруч з камерою 60 згоряння. Шляхи проходження газів показані стрілками на Фіг.5.

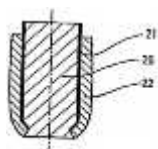
У варіанті виконання, представленому на Фіг.5, пристрій живлення паливом містить порожнистий купол 76, що живиться паливом через трубопровід 77, який проходить через деталь 71 і живить також колектор 70. Опукла сторона купола 76 направлена у бік сопла 61, протилежний камері 60 згоряння. Переважно щонайменше опуклу стінку 78 купола 76 виконують з термоструктурного композиційного пористого матеріалу, щоб купол охолоджувався при просоченні палива через опуклу стінку 78.



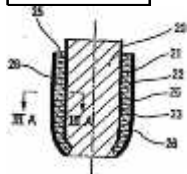
Фіг. 1



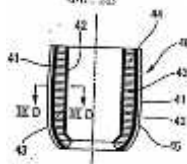
Фіг. 2В



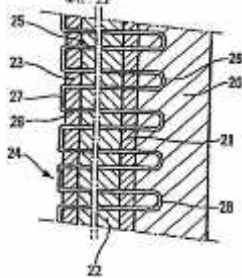
Dir. 2C



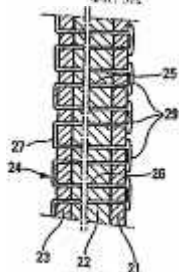
Dir. 2B



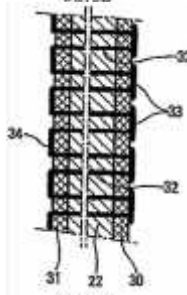
Dir. 2P



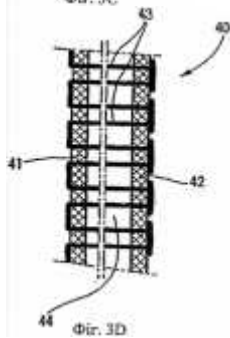
Dir. 3A



Dir. 3B



Dir. 3C



Dir. 3D

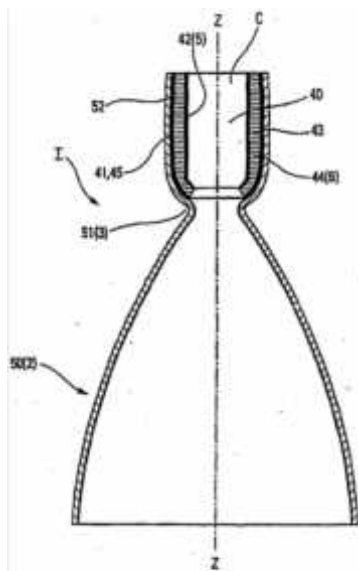


Fig. 4

