

Винахід стосується пристроїв, що надають руху літальним апаратам - літакам, космічним кораблям, керованим та некерованим ракетами. Удосконалений двигун містить ежектор та інші елементи, що забезпечують ефективну працю двигуна у широкому інтервалі швидкостей.

У літературі описано багато конструкцій прямооточних повітряно-реактивних двигунів та способів застосування ежекторів у різних двигунах, у тому числі прямооточних, з утворенням ежектора, що працює у злагоді з прямооточним циклом двигуна. Втім, не було запропоновано жодних працездатних конструкцій прямооточного реактивного двигуна з ежектором, що могли б розганятися від нульової до гіперзвукової швидкості, крім описаної у [патенті США 5946904], який належить авторам цього винаходу.

Ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун пропонує такі переваги порівняно зі звичайним прямооточним повітряно-реактивним двигуном, як наявність статичної тяги на рівні моря та тяги двигуна на низьких швидкостях. За таких умов польоту ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун здатний розвинути більшу тягу, ніж звичайний. Це надає величезних переваг при трансзвуковому розгоні та польоті на великих висотах на гіперзвукових швидкостях, де тяга ППРД не забезпечує потреб літального апарата. Підвищується також ККД камери згоряння завдяки високому тискові та температурі в камері, що дозволяє камері згоряння працювати на більших висотах, ніж припустимо у звичайному ППРД. Ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун також дозволяє нагнітати додатковий окислювач, збагачуючи суміш, що також збільшує тягу двигуна.

Пропонувалися різноманітні способи інтенсифікації турбореактивних або повітряно-реактивних двигунів, наприклад, у [патенті США 5129227 від 14 липня 1992р. та патенті США 5327721 від 12 липня 1994р.]. У [патенті США 5129227] збагачене паливо впрыскують до трубчастого змішувача, який утворює ежектор. Співвідношення компонентів та їх температуру суворо контролюють, щоб запобігти згорянню у трубчастому змішувачі. Швидкість потоку вздовж стінок труби також регулюється конструкцією інжектора так, щоб виключити поширення горіння за камерою згоряння.

У [патенті США 5327721] представлено досить складну систему, яка поліпшує винесення робочого тіла. Інжектор управляється так, що змінює напрямок струму первинного робочого тіла в ежекторі, захоплюючи таким чином вторинне робоче тіло. Завдяки коливанням первинного струму відбувається енергообмін між первинним та вторинним робочими тілами у тяговій трубі в по суті нев'язкому режимі.

Способи змішування робочих тіл або гіперзмішування наведені у [патенті США 4257224 від 24 березня 1981р. та у статті Річарда Б. Фанчера "Ежекторне підсилення тяги з низьким співвідношенням площ" (Journal of Aircraft, vol.9, # 3, March 1972, pp.243-248)]. У [патенті 4257224] описані спосіб та пристрій для поліпшення змішування двох середовищ з використанням активного елемента поблизу входу до зони змішування. Коливання у середовищах створюються уздовж осі, по суті перпендикулярної осі потоку в зоні змішування.

У статті Фанчера обговорюються різні прийоми гіперзмішування і описується експериментальна конструкція ежектора в установці. Ця конструкція використовує первинне сопло, що складається з 24 елементів завдовжки $1\frac{1}{2}$ дюйма (37мм). Кожний елемент своєю вихідною масою створює складову швидкості, перпендикулярну як до головної осі сопла, так і до осі потоку середовища; напрямком цієї бічної складової швидкості у кожного елемента різний.

Один з варіантів цього винаходу являє собою комбінацію прямооточного повітряно-реактивного двигуна змінної геометрії, ежекторної системи та системи зрідження повітря, які разом становлять високоефективну, легку тягову систему. Вихід цієї системи сконструйовано так, що він відповідає профілю роботи гіперзвукового літального апарату, який використовує повітря для руху. На низьких швидкостях вхідний дефлектор закривається так, що лобовий опір зводиться до мінімуму. Повітря до системи зрідження може надходити через рухомий щиток усередині повітрязабірника, а одержуване зріджене повітря або використовується в ежекторній системі, або може накопичуватися для пізнішого використання. На високих швидкостях польоту вхідний дефлектор розкривається до максимального положення, пропускаючи стільки повітря, скільки двигун може використати, щоб розвинути максимальну тягу.

Інжекторний вузол з щілястими соплами, що чергуються в орієнтації відносно повздовжньої осі потоку робочого тіла двигуна, знаходиться на вході до змішувального відсіку. Камера згоряння може розташовуватися усередині або ззовні прямооточного повітряно-реактивного двигуна, утворюючи газ для інжекторного вузла. Щоб ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун міг працювати у літальному апараті, який використовує інтервал швидкостей від нульової до гіперзвукових, у інжекторах може застосовуватися цикл зрідженого повітря, де рідким воднем, що зберігається у літальному апараті, завдяки його охолоджувальним властивостям зріджується атмосферне повітря, яке слугує окислювачем у камері згоряння інжектора, або ж цикл зрідженого повітря сполучується з накопиченим рідким повітрям при початкових нульовій та низьких швидкостях. Накопиченим залишковим зрідженим повітрям можна підсилювати повітряний потік на вході, коли висота літального апарата не забезпечує достатнього тиску повітря, щоб підтримувати горіння у камері згоряння. Збір та накопичення зрідженого повітря може також використовуватися для підтримки польоту на малих швидкостях, наприклад, при закладанні кіл або витримуванні у режимі заходження на посадку, забезпечуючи водночас достатню потужність при посадці.

Цей винахід створює пристрій тягової системи ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна, здатного працювати у широкому інтервалі швидкостей від нульової до гіперзвукової. Також ежекторний двигун може працювати в інтервалі висот від рівня моря до більш ніж 150000 футів (45,7км).

Інші варіанти здійснення винаходу включають застосування інжекторної техніки для збільшення шляху потоку у реактивних двигунах (турбореактивних, турбовентиляторних, турбопрямоточних, турбонадзвукових повітряно-реактивних, ежекторних прямооточних з турбонаддуванням та ін.)

Інші цілі та переваги цього винаходу стануть видні з наступного опису з доданими кресленнями.

Фіг.1 - вид у перспективі основних елементів, що забезпечують потік робочого тіла у ежекторному прямооточному повітряно-реактивному двигуні, у перерізі, щоб показати внутрішню будову та зовнішні прибудовані повітрязабірник та повітровід.

Фіг.2 - схематичний вид у розрізі ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна зі зрізаним виходом.

Фіг.3 - вид у плані багатокільцевої будови інжектора з щілястими вихідними соплами.

Фіг.3а - вид у плані багатостоякової будови інжектора з щільними вихідними соплами.

Фіг.3б - вид у плані багатосекційної кільцевої будови інжектора з щільними вихідними соплами.

Фіг.3с - вид у плані комбінованої багатостоякової та багатокільцевої будови інжектора з щільними вихідними соплами.

Фіг.3д - вид у плані багатокільцевої будови інжектора, що містить шліцьові з'єднання з щільними вихідними соплами.

Фіг.3е - вид у плані багатокільцевої будови інжектора, де щільні вихідні сопла геометрично змінюються уздовж радіальної осі кільця, наприклад, у синусоїдній манері.

Фіг.4 - частина інжекторного кільця, де вихідні сопла інжектора по черзі зсунуті або нахилені відносно головної осі потоку робочого тіла.

Фіг.5 - розріз інжекторного кільця, де камера впорскування та вихідні сопла інжектора нахилені назовні від осі змішувача.

Фіг.6 - розріз інжекторного кільця, де камера впорскування та вихідні сопла інжектора нахилені досередини осі змішувача.

Фіг.7 - вид з торця напрямних лопаток дифузора з інжекторами палива.

Фіг.8 - схематичне зображення пристрою за винаходом, де генератор гарячих газів ежектора входить до складу вузла інжектора з можливістю впорскувати газ до певних точок двигуна.

Фіг.9 - схематичне зображення пристрою за винаходом, де генератор гарячих газів ежектора знаходиться ззовні вузла інжектора і гарячий газ надходить трубопроводом до камери впорскування з можливістю впорскувати газ до певних точок двигуна.

Фіг.10 - схема системи, що використовує заховане тепло палива - рідкого водню - для вироблення окислювача - зрідженого повітря.

Фіг.11 - схема включення системи подачі зрідженого повітря ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна до вузла зрідження повітря.

Фіг.12 - схематичний вид збоку змінного входу двигуна з передбаченим вводом зрідженого повітря.

Далі описано оптимальні на сьогодні варіанти здійснення винаходу. Цей опис не має обмежувального характеру, а лише ілюструє загальні принципи винаходу.

Ежекторна прямооточна повітряно-реактивна система або двигун може являти собою розширений прямооточний повітряно-реактивний двигун зі змінною геометрією у звичайному розумінні, який має повітрязабірник, змішувач, дифузор, камеру згоряння та вихідне сопло, з'єднані у послідовності від повітрязабірника до сопла. Двигун може мати будь-яку форму, зручну для встановлення на літальному апараті та ефективної праці кожного елемента у робочому циклі двигуна. В одному варіанті двигун може мати коловий переріз з прямокутним обтічником повітрязабірника. Інжекторний вузол з камерами впорскування може бути встановлений на вихідному кінці змішувача перпендикулярно повздовжній осі двигуна, утворюючи ежектор. Інжекторний вузол може з'єднуватися з камерою згоряння інжектора або генератором гарячих газів ззовні змішувача, який виробляє газ для впорскування крізь сопла інжектора або щілини в інжекторі до змішувача. Хоча застосування інжектора у переважному варіанті здійснення винаходу описано для прямооточного повітряно-реактивного двигуна, зрозуміло, що подібним чином інжектор може бути застосований у інших типах реактивних двигунів.

Інжектори для подавання палива до камери згоряння можуть знаходитися на вихідному кінці напрямних лопаток дифузора. Напрямні лопатки своєю повною чи неповною довжиною сприяють швидкому поширенню газового потоку крізь дифузор без його відриву від поверхні дифузора.

Змінний повітрязабірник та змінне вихідне сопло нарізно або разом можуть регулювати повітряний потік та тиск далі по ходу двигуна і узгоджено оптимізувати точку вхідного стрибка ущільнення, забезпечуючи максимальну тягу та ККД у робочому діапазоні.

На Фіг.1-6 ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун 1 має змінний повітрязабірник 2, змішувач 4 з ежектором 3 у його складі, дифузор 5, камеру згоряння 6, вихідне сопло 8 зі змінною площею, регульованою центральним тілом 24, яке складається з заслінки у точці звуження 7, що відповідає мінімальному перекиданню, та поверхні розширення вихідного сопла 8, виконаної цілком уздовж повздовжньої осі повітряного потоку. У цьому варіанті елементи можуть бути по суті симетричними відносно повздовжньої осі 9 двигуна. Втім, залежно від встановлення ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1 у конкретному літальному апараті такі елементи, як вихідне сопло 8, можуть бути похиленими, криволінійними або зігнутими відносно інших елементів, відповідно спрямовуючи повітряний потік. У типовому ежекторному прямооточному повітряно-реактивному двигуні 1 зміцнювальні кільця, фланці та стяжки за межами шляху потоку робочого тіла утворюють щільну конструкцію стінки, забезпечуючи необхідну жорсткість для втримання сил, що діють на конструкцію, і для встановлення двигуна у літальному апараті. Залежно від умов та часу роботи двигуна може виявитися потрібним охолодження його елементів та ізоляційна плівка на внутрішній або зовнішній поверхні двигуна. Наприклад, камера згоряння 6 та точка звуження 7 можуть мати охолоджувальні засоби, тобто стінка двигуна може мати дільниці, крізь які надходить паливо - рідкий водень - для охолодження двигуна та підігрівання палива перед впорскуванням. Якщо потрібно охолоджувати повітрязабірник 2, ежектор 3, змішувач 4 та дифузор 5, це можна робити за допомогою накопиченого рідкого повітря. Тепле повітря, що виникає при цьому, можна скеровувати до шляху повітря у двигуні або до відповідного відсіку літального апарата.

У ежекторному відсіку 3 змішувача 4 розташований вузол інжектора 50 з одним або більше впорскувальними елементами 51, які встановлені на шляху потоку робочого тіла, спираючись на стійки 52. Впорскувальними елементами 51 можуть бути тонкі порожні трубки з впорскувальними соплами 53 або щілинами у них; втім, переважно впорскувальний елемент 51 являє собою кільцеву конструкцію аеродинамічного перерізу, у якій впорскувальні камери 55 розташовані навкруги впорскувального елемента 51, як показано на Фіг.4-6. Сопла 53 інжектора орієнтовані так, щоб скеровувати робоче тіло у двигуні трохи осторонь повздовжньої осі повітряного потоку. Напрямок сопел 53 інжектора може чергуватися одне відносно одного під похилими кутами до лінії, паралельної повздовжній осі 9, як показано на Фіг.4-6.

Ежектор 3 може використовуватися для підсилення тяги на різноманітних швидкостях прямооточного двигуна. Наприклад, використання ежектора 3 на кінцях периферії двигуна може розширити його

робочий діапазон. Також при роботі ежектора 3 на високих швидкостях та великих висотах при співвідношенні паливо:повітря від номінального до збідненого потік робочого тіла може охолоджувати повітря між змішувачем 4 та камерою згоряння 6 так, що майже весь окислювач вигоріє.

Паливо можна впорскувати до повітряного потоку, що циркулює в ежекторному прямооточному повітряно-реактивному двигуні 1, спричинюючи згоряння, аби підвищити тиск на прилеглі поверхні двигуна та літального апарата. Напрямний пристрій 44 може спричинювати займання палива та сприяти підтриманню горіння. Пристрій 47 для підтримання полум'я також може утримувати полум'я у певному місці. Керуючий клапан 41 та впорскувальний пристрій 40 можуть також контролювати результуючий вектор сил, що виникає внаслідок процесу горіння.

Хоча тут описана кільцева конструкція впорскувальних елементів 51, можливі також інші конфігурації. Вузол інжектора 50 може мати радіальні стійки 52, у яких виконані впорскувальні сопла 53, як показано на Фіг.3а. Далі, радіальні стійки 52 можуть мати кільцеві сегменти 54, у яких виконані впорскувальні сопла 53, як показано на Фіг.3б. Також можна розташувати впорскувальні сопла 53 на радіальних стійках 52 та кільцевих елементах 49, 54. Вузол інжектора 50 з кільцевими елементами 49 може мати шліцьові з'єднання 59 у ролі елементів розширення та стиснення. Впорскувальні сопла 53 можуть мати інші геометричні, тригонометричні та вищого порядку розташування, наприклад, синусоїдальне або подібні, щоб забезпечити переміщення середовищ у двигуні 1, як показано на Фіг.3е.

Як показано на Фіг.2-6, в одному з експериментів впорскувальні сопла 53 було виконано у вигляді щілин, причому повздовжні осі сусідніх щілин орієнтовані під кутом 15° , по черзі радіально від і радіально до повздовжньої осі 9 двигуна. Щілина виконана так, що впорскувальне сопло 53 має одну вихідну грань 56 паралельно до повздовжньої осі 9 двигуна і другу вихідну грань 57 зі зсувом щодо осі, а щілина утворює горловину 58 такого розміру та форми, як потрібно для роботи ежектора 3. Цим забезпечується складова швидкості газу, що виходить, перпендикулярна до повздовжньої осі 9 двигуна та потоку середовища від повітрязабірника 2. Таким чином, середовище впорскується до змішувача 4 через сусідні сопла по черзі, потрапляючи то на внутрішню стінку 14 двигуна, то до повздовжньої осі 9 двигуна. Зсув вихідних сопл 53 інжектора почерговим чином може прискорити змішування середовища, впорскуваного крізь інжекторне кільце 49, з захопленим або розігнаним повітрям, що надходить з повітрязабірника 2. Завдяки цьому можна суттєво скоротити переріз змішувача 4 ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1. У зображеному варіанті здійснення одне інжекторне кільце 49 використовується у змішувачу 4 завдовжки 13 дюймів (330мм) та діаметром 6 дюймів (152мм), тобто двигун має значно зменшену довжину. У цьому експерименті камера згоряння 15 або генератор гарячих газів знаходилася ззовні змішувача 4, а гарячі гази надходили трубою до інжекторного кільця 49 і впорскувалися крізь сопла 53 інжектора або щілини у них, як показано на Фіг.9. Інші зазначені у цьому описі конфігурації, як то стійки, стійки з кільцевими сегментами та подібні, також можуть забезпечити зменшення довжини змішувача 4.

Як показано на Фіг.8, 9 та 11, з метою утворення струменя енергетичного газу в інжекторному вузлі 50 його можна з'єднати з будь-яким джерелом середовища таким чином, щоб утворювати струмінь у соплах 53 інжектора для роботи ежектора 3, який захоплює повітря у достатній кількості, щоб потік середовища змішувався з паливом у камері згоряння 6, забезпечуючи надійну роботу ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1. В одному з варіантів система 46 подачі середовища може містити паливо, наприклад, водень, та окислювач, наприклад, повітря, які використовуються у камері згоряння 15 інжектора ззовні ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1, створюючи потік стиснутого енергетичного газу, який надходить трубопроводами 30 гарячого газу до інжекторного вузла 50, як на Фіг.9, або горіння може відбуватися усередині інжекторного вузла 50 шляхом подачі палива та окислювача до камери впорскування 55, як на Фіг.8.

Як видно з Фіг.8-12, рідкий водень може зберігатися у літальному апараті, на якому встановлено ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун 1. Задля досягнення вищої ефективності літального апарата повітря можна одержувати з атмосфери. Рідкий водень може зберігатися у теплообмінній системі 36, яка становить частину системи 27 зрідження повітря, де повітря зріджується для тимчасового зберігання й використання у польоті, замість приготування та завантаження великої кількості зрідженого повітря або іншого окислювача до літального апарата перед польотом. До теплообмінної системи 36 рідкий водень 34 або паливо можна pompувати з паливного бака літального апарата паливним насосом 26 для підвищення його тиску перед потрапленням до вузлу 27 зрідження повітря. Повітря можна збирати через вхідний отвір 61, окремо встановленого на літальному апараті, або ж він може входити до складу повітрязабірника 2 ежекторного повітряно-реактивного двигуна, або можлива комбінація обох способів. Повітря можна pompувати до повітрязабірника 31 вузла зрідження повітря теплообмінної системи 36. Там воно може потрапляти на вхід 60 вузла зрідження, що має вхідний отвір 61, а звідтіля до вузла 27 зрідження повітря, де воно конденсується та збирається у збірнику 65. Насос 35 збірника може підвищувати тиск та скидати рідке повітря 33 до збірника 66 або через насос 25 рідкого повітря до вводу 28 подачі рідкого повітря на двигуні. Скинутий водень 32 звичайно подається до двигуна через ввід 29 палива.

При такій конфігурації надлишковий водень можна використовувати для вироблення додаткового зрідженого повітря, яке застосовується для тяги на малих швидкостях. Цей надлишковий водень надходить через ввід 29 палива на двигуні й використовується сам по собі або у комбінації з іншими способами підвищення ККД двигуна. Його можна подавати до камери згоряння 6 через інжектор 21, до вихідного сопла 8 через керуючий клапан 39 та пристрій впорскування 40, або впорскувати через зовнішній клапан 41 регулювання горіння та інжектор 42 до вільного потоку повітря уздовж зовнішнього обтічника 43 двигуна, де він може запалюватися запальником 44, який може постійно горіти для підтримання згоряння за допомогою стабілізатора 47 полум'я.

Конденсацію повітря можна здійснювати за допомогою одного або більше попередніх холодильників 63, розташованих послідовно з одним або більше конденсаторами 64, навкруги яких циркулює рідкий водень 34 у ролі холодоагенту. Це схематично зображено на Фіг.10, де ввід 60 повітря відкривається до вторинного попереднього холодильника 62, який надсилає охолоджене повітря до вологовіддільника 73, який, у свою чергу, з'єднаний з первинним попереднім холодильником 63 та конденсатором 64. Рідкий водень 34 можна pompувати паливним насосом 26 так, що він циркулює як холодоагент від конденсатора 64 до первинного

попереднього холодильника 63, а далі до вторинного попереднього холодильника 62. У цьому процесі рідкий водень 34 підігрівается і залишає теплообмінну систему 36 через вихідний отвір 32 для рідкого водню після попереднього холодильника. Різниця температур рідкого водню з повітрям, що надходить до вузла зрідження повітря, є достатньою для охолодження повітря до його конденсації у рідке повітря.

За бажанням у конденсаторі 64 можна застосувати каталізатор 37 для поновлення його здатності до стікання теплоти за рахунок перетворення водню з пара-стану до орто-стану. Каталізатор 37 можна вставляти як окрему деталь у потоці водню між проходами конденсатора або у самих проточних проходах.

Вхідний отвір 61 зрідження повітря може бути розташований у повітрязабірнику 2 ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна. Виконавчий механізм 68 керує положенням заслінки 76 вхідного отвору 61, яка, у свою чергу, регулює надходження повітря до вузла 27 зрідження повітря. При наявності водяної пари у повітрі можна застосувати систему 72 розпилювання гігроскопічних речовин. Гігроскопічною речовиною може бути рідина, наприклад, антифриз, яка поглинає воду під час її конденсації у вторинному попередньому холодильнику 62. Цю рідину можна видалити за допомогою газорідинного сепаратора 73 та злива 74. Повітрязабірник також може містити систему 71 розпилення холодоагенту, яка охолоджує повітря на високій швидкості перед його надходженням до вторинного попереднього холодильника 62. Розпилювальна система 71 може втягати собою ежекторний насос, який підвищує тиск повітря, що надходить до вхідного трубопроводу 60 вузла зрідження повітря.

На Фіг.1, 2 та 12 ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун й може мати вхідний обтічник 16 та повітрязабірник 2, що утворюють правильну вхідну геометрію в усьому робочому діапазоні і можуть включати конструкцію планера літального апарата для кондиціонування повітря, що надходить. Вхідна система 45 змінної геометрії може застосовуватися для досягнення максимального ККД ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна. На низькій швидкості двигун може використовувати менше повітря, ніж на великій швидкості. Повітрязабірник 2 може доповнюватися вхідним обтічником 16 змінної геометрії, керованим виконавчим механізмом 67. На малій швидкості обтічник може зсуватися так, щоб зменшити висоту вхідного отвору, а на високій швидкості вхідний обтічник може відчинятися, збільшуючи повітряний потік і відповідно тягу.

Вхідний обтічник 16 може також діяти як вхідна заслінка, перекриваючи доступ повітря до двигуна на запланованих етапах польоту або в аварійних ситуаціях. Вхідний амортизатор 12 може завдяки своїй конструкції витримувати послідовність ударів у надзвукових режимах так, що потік, який потрапляє до вхідного дифузора 13, залишається дозвуковим. Вхідний дифузор 13 з'єднує амортизатор 12 з входом змішувача 4. Знаходження вхідного отвору 61 вузла зрідження повітря усередині повітрязабірника 2 змінної геометрії ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна забезпечує сприятливе попереднє стиснення повітря, яке надходить до вхідного отвору 61 вузла зрідження. Повітрязабірник 2 має пропускати більше повітря, ніж потребує ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун на малій швидкості, оскільки він також забезпечує повітрям систему зрідження. Оскільки до повітрязабірника надходить більше повітря, менше повітря витікає з нього у певній розрахунковій точці. Оскільки потік повітря може змінюватися залежно від умов польоту, може виявитися необхідним обтічник 16 змінної геометрії, який пристосовує переріз отвору повітрязабірника до потреб у повітрі, зводячи до мінімуму опір витікання. На високих швидкостях ежекторний прямооточний повітряно-реактивний двигун потребує більше повітря, ніж на малих швидкостях, і вхідний обтічник 16 змінної геометрії може повністю розкриватися, захоплюючи більший потік повітря. Тоді нерухомому амортизаторові 12 доведеться справлятися з більшою кількістю повітря, що потребуватиме звужувати або стискати потік повітря у більшому ступені. Коли це відбувається, зростає вхідний тиск, а отже, тяга.

Осьовий обтічник 17 може бути передбачений для дифузора 5, камери згоряння 6 та вихідного сопла 8 для підвищення ККД, хоча довжина, на яку він заходить до дифузора 5, залежить від його призначення. Щоб сприяти швидкому розширенню потоку робочого тіла у дифузорі 5, можна застосувати блок 18 напрямних лопаток. Блок 18 напрямних лопаток може складатися з однієї або більше циліндроконічних напрямних лопаток 19, встановлених уздовж осі потоку в дифузорі 5 і утримуваних стійками 20. В одному з варіантів інжектори 21 палива можуть бути паливними соплами 22 на вихідному боці 23 напрямних лопаток 19. Паливні сопла 22 можуть впорскувати паливо паралельно повздовжній осі 9 двигуна або можуть бути по черзі зсунуті, сприяючи змішуванню середовищ, як розглянуто вище при описі вихідних сопел 53 інжектора.

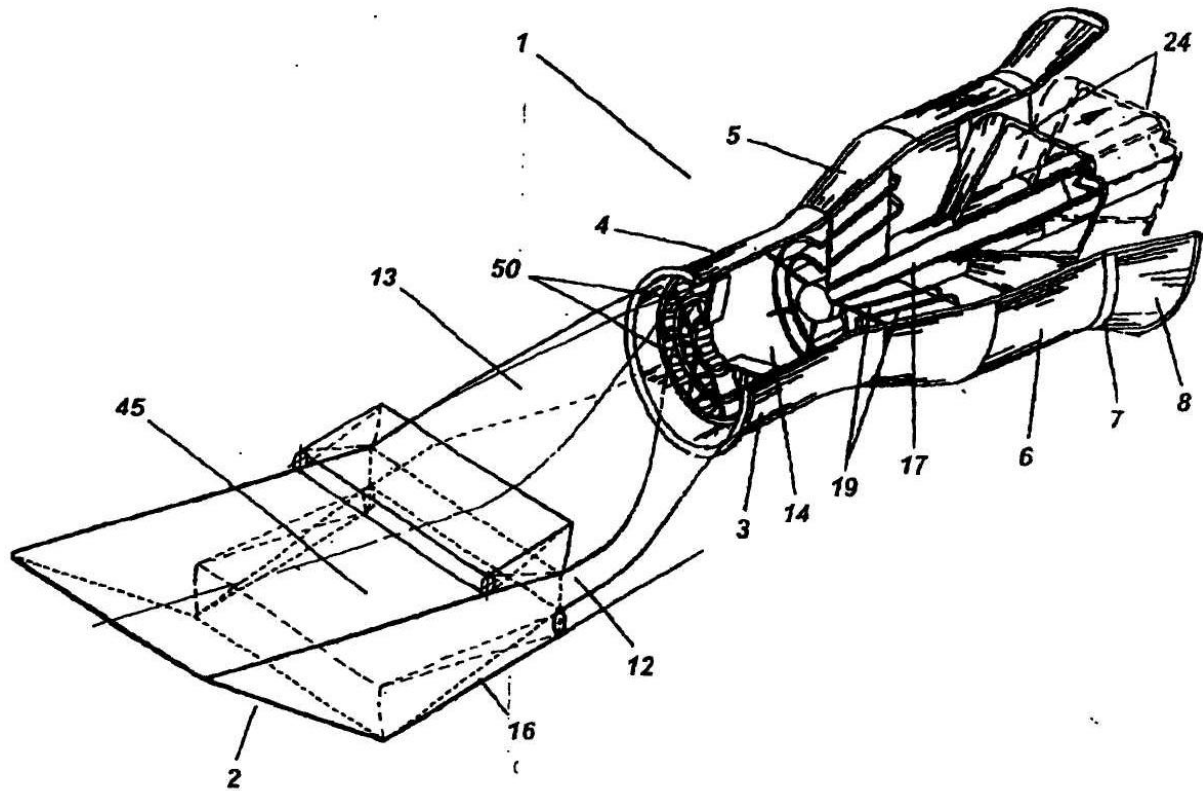
Аби ще підвищити ефективність змішування та згоряння, у комбінації з вхідною системою 45 змінної геометрії може використовуватися рухоме центральне тіло 24. Рухоме тіло 24 може встановлюватися на осьовому обтічнику 17 з засобами регулювання або ж положення рухомого тіла 24 може керуватися за допомогою шатуна, приєднаного до поршня (не показаний) у осьовому обтічнику 17, положення якого уздовж повздовжньої осі 9 двигуна може регулюватися системою контролю ККД двигуна. При регулюванні положення рухомого центрального тіла 24 відносно точки звуження 7 площа перерізу камери згоряння 6 змінюється, і тоді можна змінювати площу прохідного перерізу та місцезнаходження точки мінімальної площі потоку, щоб контролювати аеродинамічне місце нормального вхідного удару. Звичайно, так само можна змінювати площу прохідного перерізу вихідного сопла 8. На Фіг.2 рухоме центральне тіло показано у розрізі у двох положеннях.

Рухоме тіло 24 - це один із способів забезпечення режиму змінної геометрії для регулювання положення точки мінімальної площі потоку в горловині сопла, який також дозволяє регулювати аеродинамічне місцезнаходження вхідного нормального удару, швидкість усередині двигуна та тиск у залежності від умов роботи ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1. Як правило, рухоме тіло 24 можна охолоджувати проточним паливом, тобто рідким воднем, через охолоджувальні отвори у рухомому центральному тілі 24 перед впорскуванням палива до камери згоряння 6. Застосування вихідного сопла 8 зі змінною площею прохідного перерізу може дозволити експлуатацію двигуна при максимальному ККД повітрязабірника 2 і заради максимальної ефективності може дозволяти швидкості потоку на виході змішувача 4 наближуватися до звукового порогу, не перевищуючи його. Завдяки застосуванню вихідного сопла 8 зі змінною площею прохідного перерізу гарантується відсутність локального дроселювання у змішувачі 4 або дифузорі 5.

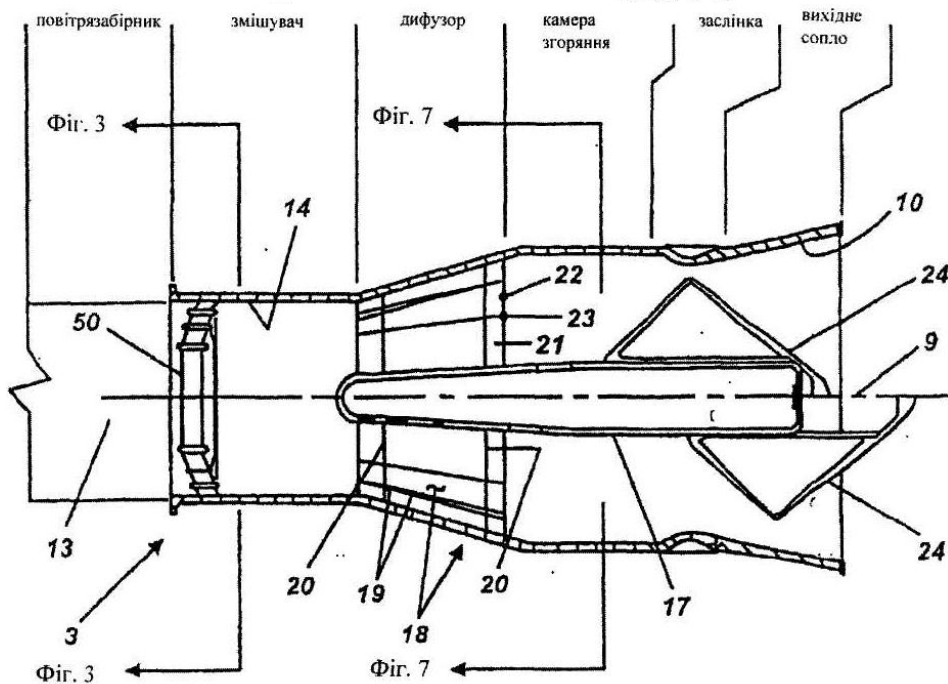
Щоб ще підвищити ККД ежекторного прямооточного повітряно-реактивного двигуна 1, до вихідного сопла

8 можна впорскувати газ. Газ можна впорскувати до частини 10, яка розширяється, вихідного сопла, щоб ініціювати розділення у вихідному соплі 8 на малій швидкості і таким чином підвищити тиск на його задню поверхню в частині, що розходиться. Можна також впорскувати газ до розтягнутого вихідного сопла (не показано) для контролю місця розділення, щоб запобігти небажаному пересуванню точки розділення. Далі, газ можна впорскувати під час роботи вихідного сопла у надзвуковому режимі, змінюючи або регулюючи напрямок вектора тяги. Впорскування газу має супроводжуватися впорскуванням будь-якого середовища до вихідного потоку, яке здатне випарюватися, розкладатися, згоряти або іншим чином реагувати з потоком.

Хоча винахід було представлено і описано у зв'язку з зображеними переважними варіантами його здійснення, фахівцям зрозуміло, що до вищенаведеного можуть вноситися зазначені та інші зміни у формі та деталях, які не впливають на сутність та обсяг винаходу.



Фіг. 1



Фіг. 2

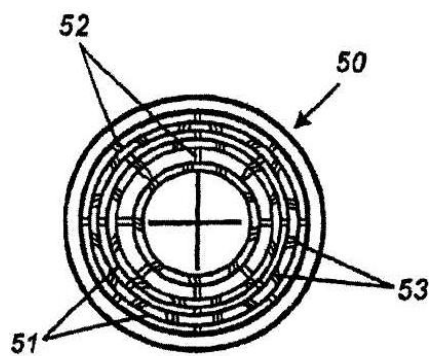


Fig. 3

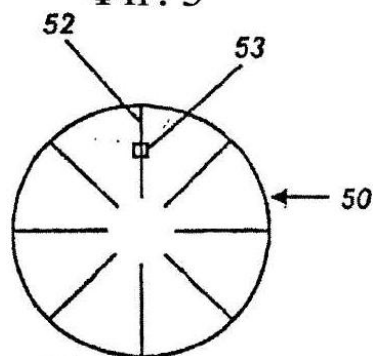


Fig. 3a

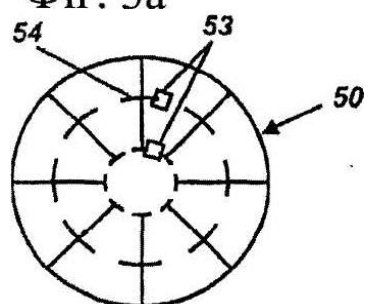


Fig. 3b

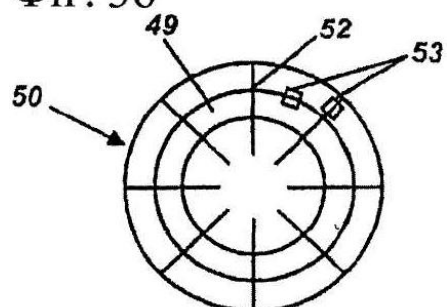


Fig. 3B

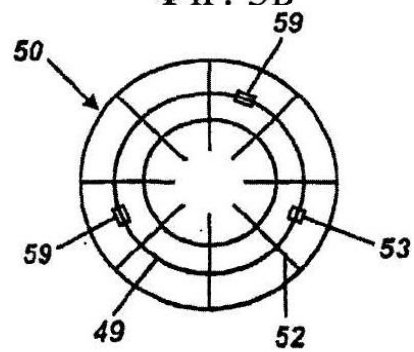


Fig. 3Г

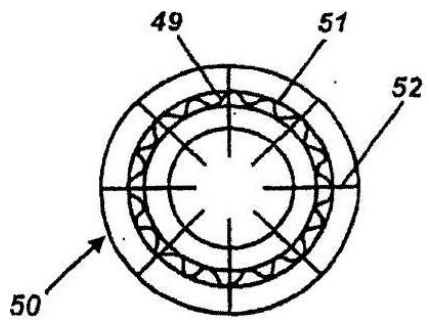


Fig. 3d

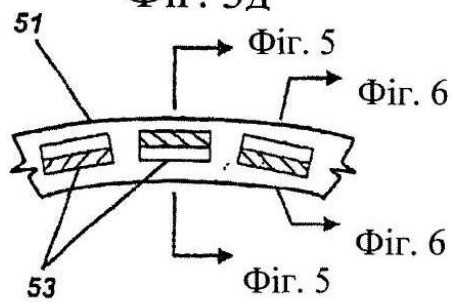


Fig. 4

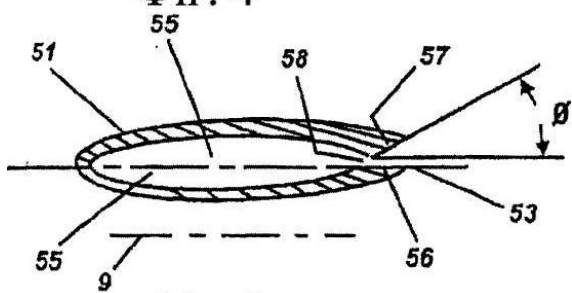


Fig. 5

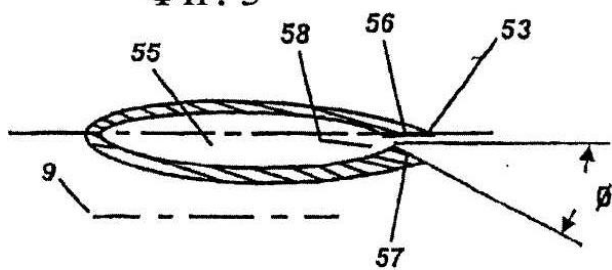


Fig. 6

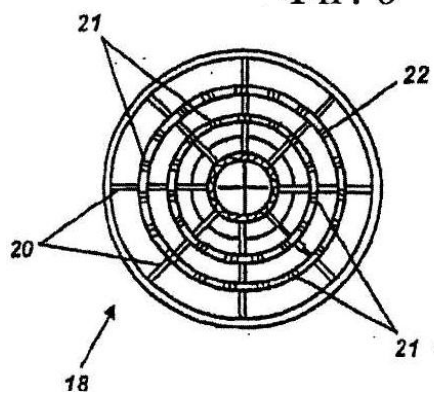
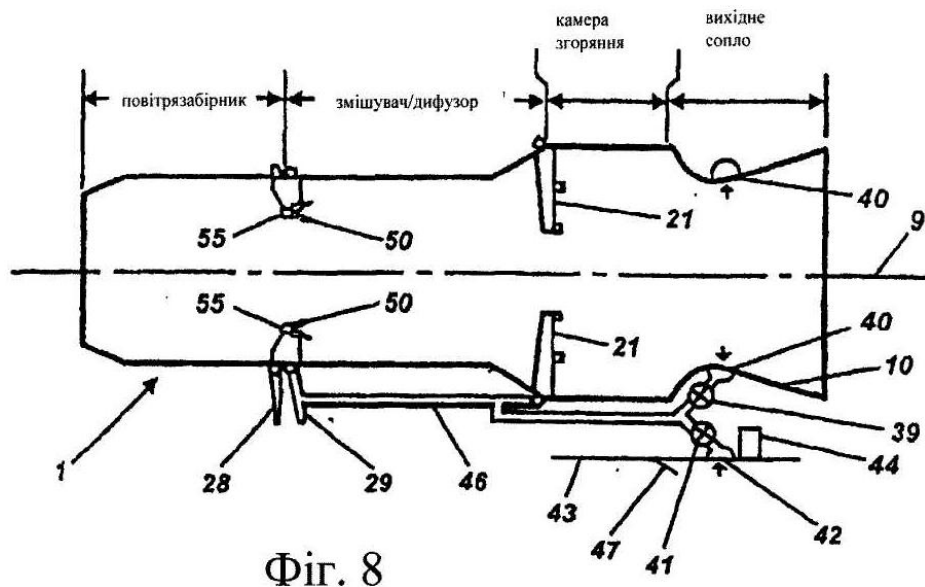
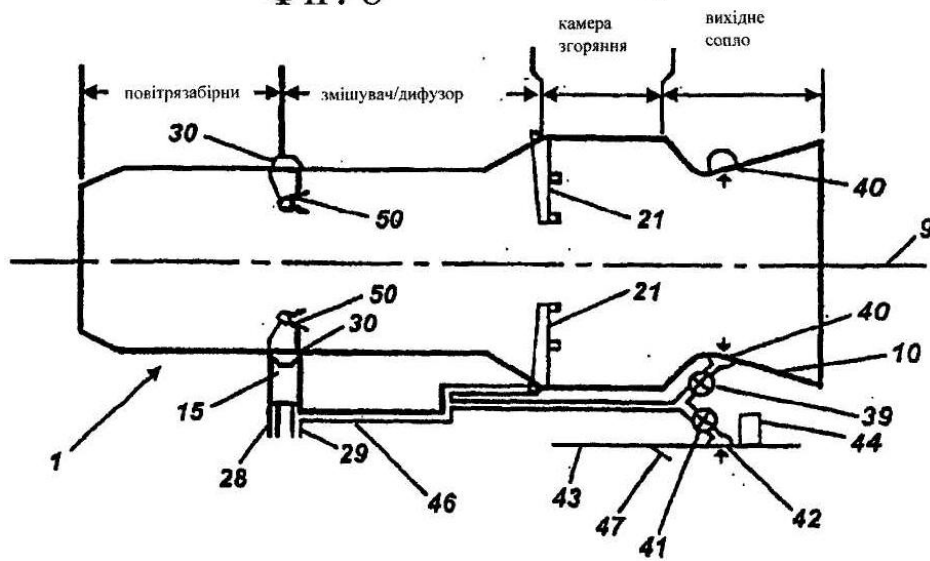


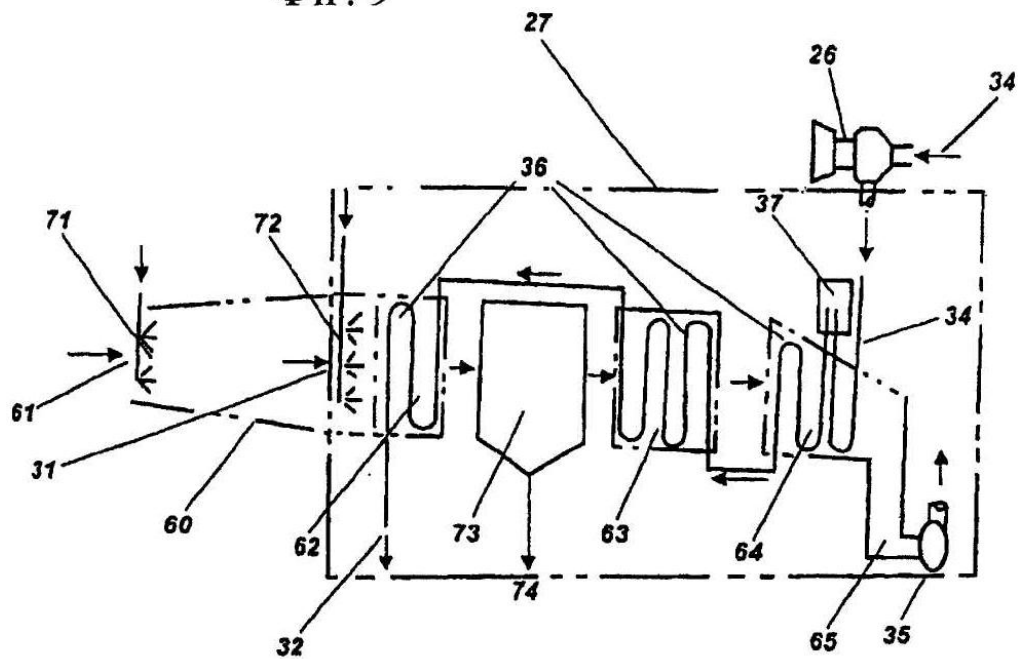
Fig. 7



Фіг. 8



Фіг. 9



Фіг. 10

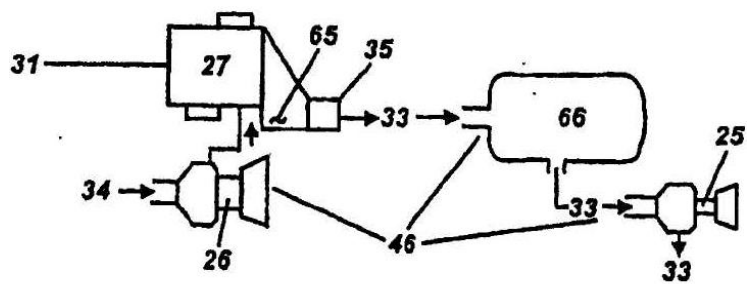


Fig. 11

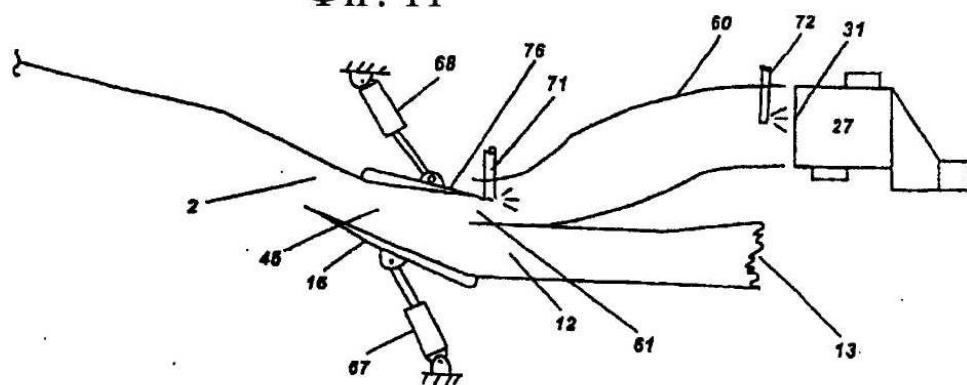


Fig. 12