



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 46171

(13) C2

(51) 6 F02K1/11,1/60

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) РЕАКТИВНЕ СОПЛО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

1

2

(21) 2000105808

(22) 12 01 2000

(24) 15 05 2002

(86) PCT/FR00/00055, 12 01 2000

(31) 99/00293

(32) 14 01 1999

(33) FR

(46) 15 05 2002, Бюл. № 5, 2002 р.

(72) Шар'є Жилль Ален, FR, Гюнне Ксав'є Жан-Мішель, FR, Роллен Жилль Луї, FR

(73) СЕКМА МОТЕР, FR

(56) US 5201800 13 04 1993 US 5050803 24 09 1991 UA 26446 30 08 1999 EP 0761941 12 03 1997

(57)

1 Реактивне сопло турбореактивного двигуна, встановленого на надзвуковому літаку, що включає розташований в зовнішньому обтічнику канал відведення вихлопних газів, по якому при роботі двигуна витікає газовий струмінь, декілька гарячих поворотних щитків, що монтуються в нижньому кінці каналу, декілька холодних поворотних щитків, що монтуються в нижньому кінці обтічника, механізм реверса тяги з двома ідентичними поворотними ступками, що монтуються нижче за канал відведення з одного і іншого боку відносно аксіальної площини симетрії, які можуть займати або активну позицію, тобто реверсування тяги, утворюючи виступ уперек газового струменя, нижче за щитки, і відхиляючи цей струмінь уперед, або неактивну, тобто проточну позицію, утворюючи продовження холодних щитків, засоби управління гарячими і холодними щитками відповідно до можливих конфігурацій при польоті і засоби управління ступками з неактивної позиції в

активну позицію або, навпаки, з активної позиції в неактивну позицію, яке відрізняється тим, що включає також засоби для розсування двох ступок відносно аксіальної площини симетрії при злітній конфігурації

2 Сопло за п. 1, яке відрізняється тим, що холодні щитки встановлені з можливістю приведення їх в дію при злітній і маршовій конфігураціях

3 Сопло за п. 2, яке відрізняється тим, що холодні щитки приєднані до гарячих щитків за допомогою повідків

4 Сопло за будь-яким з пп. 1-3, яке відрізняється тим, що обидві ступки мають шарнірне з'єднання з кінцями двох пар бічних опорних важелів і з кінцями щонайменше однієї пари силових циліндрів, причому важелі кожної важільної пари і силові циліндри кожної пари силових циліндрів розташовані симетрично відносно аксіальної площини симетрії і мають шарнірне з'єднання на іншому кінці з нерухомою конструкцією, і силові циліндри є засобами управління ступками

5 Сопло за п. 4, яке відрізняється тим, що засоби для розсування ступок при злітній конфігурації включають силовий циліндр, вміщений між важелями важільної пари

6 Сопло за пп. 4 або 5, яке відрізняється тим, що обидва важелі опорної важільної пари сполучені між собою за допомогою зубчатих секторів для забезпечення симетричного зміщення шарнірних осей ступок на вказаних важелях відносно аксіальної площини симетрії

7 Сопло за будь-яким з пп. 4-6, яке відрізняється тим, що силові циліндри виконані з можливістю асиметричної дії один відносно іншого при злітній конфігурації

Винахід стосується реактивного сопла турбореактивного двигуна, встановленого на надзвуковому цивільному літаку, з вбудованим механізмом реверсу тяги

Або точніше, винахід стосується реактивного сопла турбореактивного двигуна, встановленого на надзвуковому літаку, що включає розташова-

ний в зовнішньому обтічнику канал відведення вихлопних газів, по якому при роботі двигуна витікає газовий струмінь, декілька гарячих поворотних щитків, що монтують в нижньому кінці каналу, декілька холодних поворотних щитків, що монтують в нижньому кінці обтічника, механізм реверсу тяги з двома ідентичними поворотними ступками, що

(13) C2

(11) 46171

(19) UA

монтують нижче за канал відведення з однієї і іншої сторони відносно аксіальної площини симетрії, які можуть займати або активну позицію, тобто реверсування тяги, утворюючи виступ упоперек газового струменя, нижче за щитки, і відхиляючи цей струмінь вперед, або неактивну, тобто позицію прямої тяги, виявляючи собою продовження холодних щитків, засоби управління гарячими і холодними щитками відповідно до можливих конфігурацій при польоті і засоби управління ступками з неактивної позиції в активну або, навпаки, з активної позиції на активну

У такому соплі ступки монтуються по окремої на нерухомій конструкції таким чином, що вони можуть повертатися навколо поперечної осі поруч з аксіальною площиною симетрії, регулюючи перетин на виході відпрацьованих газів двигуна в залежності від можливого режиму польоту. Проте, цей перетин змінюється тільки в незначних межах

У патенті EP 0 761 941 AI, що був опублікований 12 03 1997 р і який вважається прототипом, описаний турбовентиляторний двигун із зниженим рівнем шуму, який обладнаний пристроєм реверсу тяги зі ступками, але технічний рівень розкритий в зазначеному вище патенті не відповідає встановленим нормам шуму. Норми шуму по сусідству з цивільними аеродромами викликають необхідність знижувати швидкість викиду газів, зокрема в режимі зльоту

Ці норми вимагають вживання спеціальних заходів, оскільки мають місце значні викиди газу в режимі зльоту, і двигун в цей момент працює на повних обертах

Згідно з винаходом ця задача вирішується завдяки тому, що в соплі передбачені засоби для розсування ступок відносно аксіальної площини симетрії при злітній конфігурації

- холодні щитки прив'язані до гарячих щитків за допомогою повідків,

- обидві ступки мають шарнірне з'єднання з кінцями двох бічних пар опорних важелів і з кінцями щонайменше пари силових циліндрів, причому важелі кожної пари важелів і силові циліндри кожної пари силових циліндрів розташовані симетрично відносно аксіальної площини симетрії і мають шарнірне з'єднання на іншому кінці з нерухомою конструкцією, крім того, силові циліндри служать для управління ступками,

- засоби для розсування ступок при злітній конфігурації включають силовий циліндр, вміщений між важелями пари важелів,

- два важелі важільної пари пов'язані між собою за допомогою зубчастих секторів, що забезпечує симетричне переміщення шарнірних осей ступок на важелях відносно аксіальної площини симетрії,

- силові циліндри, що служать засобами управління ступками, можуть бути задіяні асиметрично один відносно іншого при злітній конфігурації з метою незначного відхилення струменя газів, що викидаються

Інші переваги і характеристики винаходу викладені в подальшому описі, який дається як приклад з посиланнями на наступні креслення

фіг 1 представляє в розрізі у вертикальній площині симетрії реактивне газове сопло турборе-

активного двигуна, встановленого на надзвуковому літаку, при маршовій конфігурації, згідно з даним винаходом,

фіг 2 представляє в збільшеному масштабі задню частину сопла згідно з фіг 1 і положення щитків при маршовій конфігурації,

фіг 3 представляє в розрізі у вертикальній площині симетрії сопло згідно з фіг 1 при злітній конфігурації,

фіг 4 представляє в збільшеному масштабі задню частину сопла і положення щитків при злітній конфігурації,

фіг 5 представляє в розрізі у вертикальній площині симетрії сопло згідно з фіг 1 при конфігурації реверсування тяги,

фіг 6 представляє в збільшеному масштабі задню частину сопла при конфігурації реверсування тяги,

фіг 7, подібна фіг 4, представляє положення щитків і керуючих силових циліндрів при злітній конфігурації з відхиленням газів, що викидаються

На кресленнях представлено реактивне газове сопло 1 двовального двоконтурного турбореактивного двигуна, встановленого на надзвуковому цивільному літаку

3 турбіни 2 турбореактивного двигуна поступає гарячий потік  $F_c$  в кільцевий простір 3 навколо конуса 4 турбіни 2. Холодний потік  $F_f$  поступає по кільцевому каналу 5 навколо зовнішнього картера 6 турбіни 2. Кільцевий канал 5 обмежений зовні внутрішньою стінкою 7, яка тягнеться в напрямі закінчення газу за кінець конуса 4. Внутрішня стінка 7 становить частину кільцевої нерухомої конструкції 8, яку зовні обмежує обтічник 9 аеродинамічного профілю

Внутрішня стінка 7 нерухомої конструкції 8 обмежує внутрішню циліндричну камеру 11, вісь обертання 12 якої співпадає з віссю турбореактивного двигуна, в цій камері змішуються гарячий потік  $F_c$ , що поступає з турбіни, з холодним потоком  $F_f$ , що поступає по кільцевому каналу 5, причому це змішування здійснюється за допомогою лопаткового змішувача 13, зображеного на фіг 3 (на фіг 1 лопатки знаходяться в прибраному положенні). Отримана газова суміш може бути збагачена за рахунок подачі пального з колектора паливних форсунок і додаткового згоряння у внутрішній камері 11 для збільшення тяги турбореактивного двигуна, зокрема, в режимі зльоту

Гарячі щитки 14 монтуються шарнірним з'єднанням на нижньому кінці 15 внутрішньої стінки 7, а холодні щитки 16 монтуються шарнірним з'єднанням на нижньому кінці 17 обтічника 9, причому нижні кінці 15 і 17 знаходяться в одній і тій же поперечній площині, перпендикулярній осі 12

Холодні щитки 16 прив'язані до гарячих щитків 14 за допомогою повідків 18. Гарячі щитки 14 сполучені з керуючим кільцем 19 за допомогою повідків 20. Керуюче кільце 19 розташоване в кільцевому проміжку, передбаченому між внутрішньою стінкою 7 і обтічником 9, і переміщається паралельно осі 12 за допомогою декількох синхронно працюючих силових циліндрів 21, що монтуються на нерухомій конструкції 8

Зміна положення холодних щитків 16 підпорядковується зміні положення гарячих щитків 14

завдяки повідкам 18, а гарячі щитки 14 приводяться в дію силовими циліндрами 21 в залежності від режиму польоту від положення максимального звуження при маршовій конфігурації, представлений на фіг 1 і 2, до майже циліндричного положення при злітній і посадочній конфігураціях, представлених на фіг 3-7

При конфігурації в маршовому режимі, як це показано на фіг 1 і 2, холодні щитки 16 злегка звужені і розташовані протягом кінцевої частини обтічника 9. При цій конфігурації холодні щитки 16 утворюють відносно осі обертання 12 кут, що не перевищує  $6^\circ$ . При інших конфігураціях холодні щитки 16 відхиляються назовні.

Нижче гарячих щитків 14 і холодних щитків 16 передбачений механізм реверсування тяги 30. Цей механізм 30 включає дві ідентичні ступки 31 і 32, симетрично розташовані відносно горизонтальної площини, що проходить по осі обертання 12 і перпендикулярно плану фіг 1-7.

Ступки 31 і 32 монтується на нерухомій конструкції 8 за допомогою двох важільних пар 33, 34 і двох пар керуючих силових циліндрів 35, 36, причому кожна важільна пара і кожна пара силових циліндрів розташовані збоку зовні ступок 31 і 32 і всередині бічного продовження нерухомої конструкції 8.

Або точніше, верхня ступка 31 монтується шарнірним з'єднанням на нижньому кінці 37 верхньої важільної пари 33, верхній кінець 38 якої кріпиться на нерухомій конструкції 8, і має шарнірне з'єднання з вільними кінцями 39 стержнів 40 верхньої пари керуючих силових циліндрів 35, які, в свою чергу, кріпляться в 41 до нерухомої конструкції 8. Нижня ступка 32 монтується ідентичним способом на двох нижніх керуючих важелях 34 і двох нижніх силових циліндрах 36.

Важелі 33 і 34 важільної пари мають зубчаті сектори 43, 44 з центром в 38, які входять в зачеплення між собою і забезпечують симетричність зміщення осей повороту 37 обох ступок 31 і 32 відносно аксальної площини симетрії.

Силовий циліндр 50 вміщується між двома важелями 33 і 34 важільної пари. Циліндрична оболонка 51 цього силового циліндра 50 має шарнірне з'єднання в точці 52 з нижнім важелем 34, а його стержень 53 має шарнірне з'єднання в точці 54 з верхнім важелем 33, причому точки 52 і 54 симетричні відносно аксальної площини симетрії ступок 31 і 32.

Кожна зі ступок 31, 32 має форму дуги трикутного перетину, обмежену внутрішньою стінкою 61, зовнішньою стінкою 62 і передньою стінкою 63.

При маршовій конфігурації, представлений на

фіг 1 і 2, зовнішня стінка 62 розташовується протягом холодних щитків 16 і утворює з віссю обертання 12 кут в  $6^\circ$ . Холодні щитки 16 мають протяжність назад, що перевищує точно в два рази довжину гарячих щитків 14. Вхідний перетин ступок 31 і 32, обмежений з'єднанням внутрішніх стінок 61 з передніми стінками 63, більше вихідного перетину гарячих щитків 14. Внутрішні стінки 61 утворюють сопло, що вужчає при маршовій конфігурації. При цій конфігурації силовий циліндр 50 і керуючі силові циліндри 35 і 36 засунуті всередину.

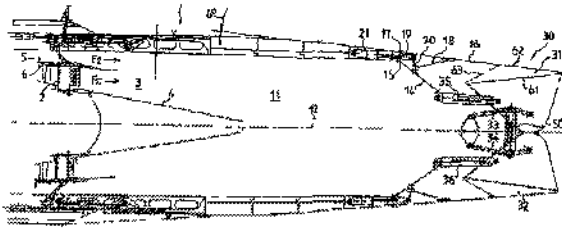
При злітній конфігурації, представлений на фіг 3 і 4, силовий циліндр 50 висунутий, а керуючі силові циліндри 35 і 36 усунуті всередину. Крім того, гарячі щитки 14 розташовані в одну лінію з внутрішньою стінкою 7. Шарнірні осі 37 важелів 35 і 36 і шарнірних осей 39 керуючих силових циліндрів 35 і 36 на ступках 31 і 32 при злітній конфігурації розташовані таким чином, що внутрішні стінки 61 ступок 31 і 32 також є продовженням внутрішньої стінки 7 нерухомої конструкції 8. Холодні щитки 16 займають розсунуте положення і ідеально забезпечують аеродинамічну форму обтічника 9 із зовнішньою стінкою 62 ступок 31 і 32.

Виходячи із злітної конфігурації згідно з фіг 3 і 4, можна дещо більше засунути нижній керуючий силовий циліндр 36 і злегка висунути верхній стержень керуючого силового циліндра 35, щоб нахилити внутрішні стінки 61 ступок 31 і 32 приблизно на  $5^\circ$  відносно осі обертання 12, як це представлено на фіг 7. Завдяки такому розташуванню газовий струмінь під час зльоту направлений до землі під нахилом  $5^\circ$ . Така конфігурація дозволяє в основному зменшити поверхні кіля і руля літака, задані на випадок аварії двигуна крила в режимі зльоту.

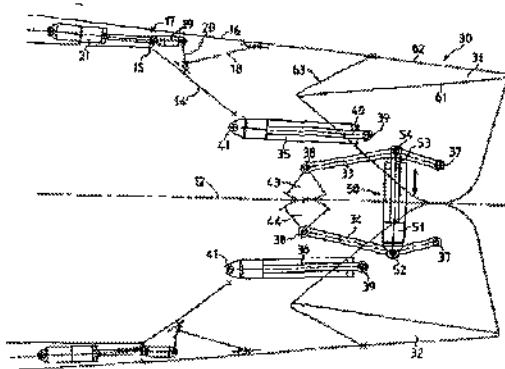
Призначенням ступок 31 і 32 є здійснення функції реверсування тяги при посадці. Для цього обидві ступки 31 і 32 можуть повертатися навколо шарнірних осей 37 висуненням стержнів керуючих циліндрів 35 і 36, причому вертикальні силові циліндри 50 засунуті. При такій конфігурації реверсування тяги, представлений на фіг 5 і 6, внутрішні стінки 61 обох ступок 31 і 32 зсуваються в аксальній площині симетрії і відхиляють газовий струмінь, що поступає з камери 11, уперед і назовні, що забезпечує гальмування літака, через бічні отвори 70 і 71, які відкриваються між холодними щитками 16 і ступками 31 і 32. При такій конфігурації гарячі щитки 14 утворюють продовження внутрішньої стінки 7 нерухомої конструкції 8, а холодні щитки 16 розсунуті.

7

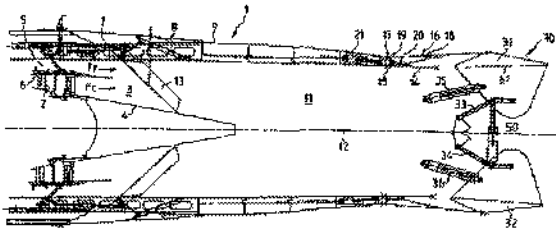
46171



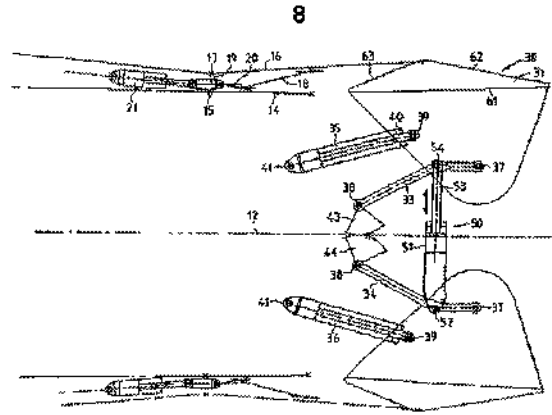
Фиг. 1



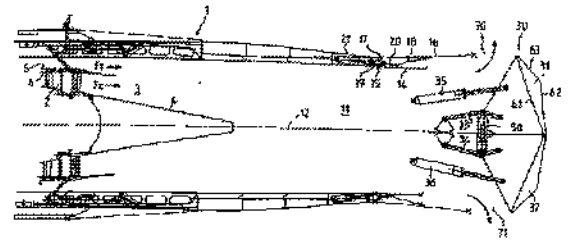
Фиг. 2



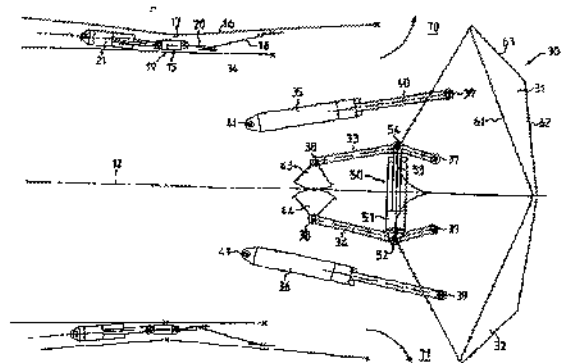
Фиг. 3



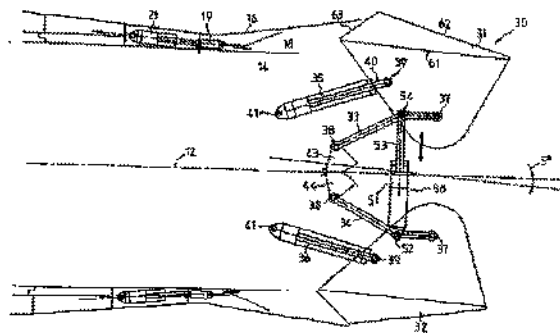
Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7

---

ДП «Український інститут промислової власності» (Укрпатент)  
вул. Сим'ї Хохлових, 15, м. Київ, 04119, Україна  
(044) 456 – 20 – 90

---

ТОВ «Міжнародний науковий комітет»  
вул. Артема, 77, м. Київ, 04050, Україна  
(044) 216 – 32 – 71