



УКРАЇНА

(19) UA (11) 82649 (13) C2
(51) МПК (2006)
F01D 5/12
F02C 7/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) ЛОПАТКА Й ОБЕРТОВИЙ ВУЗОЛ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

1

(21) 2004021455
(22) 27.02.2004
(24) 12.05.2008
(31) 0302380
(32) 27.02.2003
(33) FR
(46) 12.05.2008, Бюл.№ 9, 2008 р.
(72) ТАЛЬБОТЕК ЖЕРОМ, ФЕССУ ФІЛІПП, ЖОЛІ ЕРБЕР, БУАБЕАТРИС
(73) СНЕКМА МОТЕРС
(56) EP 0801230, 15.10.1997
EP 0774567, 21.05.1997
EP 1126133, 22.08.2001
EP 1106836, 13.06.2001
(57) 1. Обертова лопатка турбореактивного двигуна, яка піддана впливу подовжнього газового потоку і має множину перетинів, розташованих уздовж лінії (15) центрів ваги перетинів лопатки, між основою (16) і зовнішньою кромкою (18) лопатки, що обмежена в подовжньому напрямку передньою кромкою (20) і задньою кромкою (22) і містить у напрямку вздовж радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна першу частину (24), другу частину (26) і третю частину (28), причому перша частина розташована в радіальному напрямку між основою (16) лопатки і нижньою межею (30) другої частини, а третя частина розташована в радіальному напрямку між верхньою межею (32) другої частини і зовнішньою кромкою (18) лопатки, яка відрізняється тим, що лінія (33) передньої кромки в першій частині (24) має нахил (α) у подовжньому напрямку, лінія передньої кромки у другій частині (26) має нахил (β) назад у подовжньому напрямку, третя частина (28) має подовжній нахил (γ) у напрямку задньої кромки (22) лопатки, а лінія (15) центрів ваги перетинів лопатки третьої частини має тангенціальний нахил (δ) у третій частині лопатки в напрямку до верхньої кромки лопатки.
2. Лопатка за п. 1, яка відрізняється тим, що радіальна висота нижньої межі (30) другої частини (26) лопатки становить від 40 % до 75 % радіальної висоти лопатки, виміряної між її основою (16) і зовнішньою кромкою (18).
3. Лопатка за пп. 1 і 2, яка відрізняється тим, що кут нахилу (α) лінії передньої кромки в першій частині (24) в подовжньому напрямку відносно до ра-

2

діальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна становить від -5° до 15° .

4. Лопатка за будь-яким з пп. 1-3, яка відрізняється тим, що кут нахилу (β) лінії передньої кромки в другій частині (26) у подовжньому напрямку назад відносно до радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна становить від 5° до 20° .

5. Лопатка за будь-яким з пп. 1-4, яка відрізняється тим, що кут нахилу (γ) лінії передньої кромки у третій частині (28) у подовжньому напрямку назад становить від 20° до 50° , а кут нахилу (δ) лінії (15) центрів ваги перетинів лопатки третьої частини (28) у тангенціальному напрямку становить від 20° до 50° відносно до радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна.

6. Лопатка за будь-яким з пп. 1-5, яка відрізняється тим, що лінія (15) центрів ваги перетинів лопатки першої частини (24) додатково має нахил (ϕ) у тангенціальному напрямку, кут якого відносно до радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна становить від -5° до 15° .

7. Лопатка за будь-яким з пп. 1-6, яка відрізняється тим, що лінія (15) центрів ваги перетинів лопатки другої частини (26) додатково має нахил (ϵ) у тангенціальному напрямку, кут якого становить від -5° до 15° відносно до радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна.

8. Лопатка за будь-яким з пп. 1-7, яка відрізняється тим, що третя частина (28) додатково має верхню зону, обмежену в радіальному напрямку зовнішньою кромкою (18) лопатки, причому лінія (33) передньої кромки у верхній зоні має нахил уперед у подовжньому напрямку.

9. Обертовий вузол турбореактивного двигуна, через який проходить газовий потік, який відрізняється тим, що містить множину лопаток, виконаних відповідно до будь-якого з пп. 1-8.

10. Обертовий вузол за п. 9, який відрізняється тим, що являє собою вентилятор турбореактивного двигуна.

11. Обертовий вузол за п. 9, який відрізняється тим, що являє собою компресор турбореактивного двигуна.

C2
(13)

82649
(11)

UA
(19)

Даний винахід відноситься до лопаток турбореактивного двигуна. Конкретніше винахід стосується геометрії лопаток вентилятора або компресорів турбореактивного двигуна.

Турбореактивний двигун часто постачається вентилятором, за яким у напрямку течії газів через турбореактивний двигун проходить багатоступінчастий компресор. Вентилятор і компресор належать до обертових вузлів турбореактивного двигуна, через які проходить газовий потік. Кожний з них містить ряд рухливих лопаток, проміжки (канали) між якими забезпечують проходження газових потоків.

З [патенту EP 0801230, Кл. F04D29/32, від 17.03.97] відома обертова лопатка турбореактивного двигуна, що піддана впливу подовжнього газового потоку і яка має множину перетинів, розташованих уздовж лінії центрів ваги перетинів лопатки, між основою і зовнішньою кромкою лопатки, що обмежена в подовжньому напрямку передньою кромкою й задньою кромкою та містить у напрямку вздовж радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна першу частину, другу частину і третю частину, причому перша частина розташована в радіальному напрямку між основою лопатки і нижньою межею другої частини, а третя частина розташована в радіальному напрямку між верхньою межею другої частиною і зовнішньою кромкою лопатки, яка відрізняється тим, що лінія передньої кромки в першій частині має нахил (α) у подовжньому напрямку, лінія передньої кромки у другій частині має нахил (β) назад у подовжньому напрямку, третя частина має поздовжній нахил (γ) у напрямку задньої кромки лопатки, а лінія центрів ваги перетинів лопатки третьої частини має тангенційний нахил (δ) третьої частини лопатки в напрямку до верхньої кромки лопатки.

Та з [патенту EP 0774 567, існ. F 01D 5/14, 15.11.96] відомий обертовий вузол турбореактивного двигуна, через який проходить газовий потік.

Лопатки цих вузлів обертаються зі швидкостями, здатними надати газовим потокам, що протікають через ці вузли турбореактивного двигуна, близькі до звукових або навіть надзвукові швидкості.

Хоча високі швидкості течії дозволяють, зокрема, підвищити витрати потоку й тим самим збільшити тягу турбореактивного двигуна, вони одночасно створюють небажані шуми. Зокрема, суттєву частину цих шумів складає "надзвуковий удар", що відповідає переходу потоку від близьких до звукових швидкостей на надзвукові. Інші ефекти взаємодії, що викликають турбулентність газового потоку поблизу вентилятора (широкоуговий шум), також є джерелами шумів у вентиляторі.

Тому конструктори двигунів намагаються розробити лопатки для вентилятора й компресора, що дозволяють підвищити напір у турбореактивному двигуні, зменшивши одночасно шуми, породжувані течією газового потоку, що проходить через ці вузли. Крім того, в процесі розробки таких

лопаток необхідно брати до уваги багато інших параметрів - зокрема, аеродинаміку й механіку лопаток. По суті, лопатки мають бути сконструйовані таким чином, щоб оптимізувати витрати й тиск газового потоку, що протікає повз них, забезпечуючи одночасно їхню високу механічну міцність. Зокрема, механічні напруги, що їх зазнають лопатки при високих швидкостях обертання, стають винятково великими внаслідок високого рівня вібрації і впливу на лопатки відцентрової сили.

У відомих рішеннях були запропоновані різноманітні варіанти геометрії лопаток вентилятора й компресорів. Вони відрізняються переважно законом зміни перетинів лопатки, загальною кривизною та можливою наявністю аеродинамічних елементів профілю, що дозволяють поліпшити аеродинамічні характеристики й знизити шуми, породжувані вентилятором і компресорами турбореактивного двигуна. В той же час жодна з цих лопаток не дозволяє досягнути ефективних аеродинамічних характеристик за всіх умов експлуатації турбореактивного двигуна, зокрема, в інтенсивному режимі (наприклад, при зльоті літака та наприкінці набору висоти) й у режимі часткового навантаження (наприклад, у фазі походу), дотримуючись одночасно всіх найбільш суворих нормативів, що визначають припустимий рівень шуму.

Задача, на розв'язання якої спрямовано даний винахід, полягає, отже, в усуненні описаних хиб шляхом розробки нової геометрії лопатки вентилятора або компресора турбореактивного двигуна, яка забезпечує оптимальні аеродинамічні характеристики за всіх умов експлуатації турбореактивного двигуна, мінімізуючи одночасно здійснений шум. Даний винахід націлений також на створення обертових лопаток та обертового вузла для використання у вентиляторах та компресорах турбореактивного двигуна, що містять множину таких лопаток.

Для вирішення вказаної задачі пропонується обертова лопатка турбореактивного двигуна, що піддана впливу подовжнього газового потоку і яка має множину перетинів, розташованих уздовж лінії центрів ваги перетинів лопатки, між основою і зовнішньою кромкою лопатки, що обмежена в подовжньому напрямку передньою кромкою й задньою кромкою та містить у напрямку вздовж радіальної осі (Z-Z) обертової лопатки турбореактивного двигуна першу частину, другу частину і третю частину, причому перша частина розташована в радіальному напрямку між основою лопатки й нижньою межею другої частини, а третя частина розташована в радіальному напрямку між верхньою межею другої частиною і зовнішньою кромкою лопатки, причому лінія передньої кромки в першій частині має нахил (α) у подовжньому напрямку, лінія передньої кромки у другій частині має нахил (β) назад у подовжньому напрямку, третя частина має поздовжній нахил (γ) у напрямку задньої кромки лопатки, а лінія центрів ваги перетинів лопатки третьої частини має тангенційний

нахил (δ) третьої частини лопатки в напрямку до верхньої кромки лопатки.

Поєднання високо розташованої "граничної точки" (визначеної як точка передньої кромки, що має найменше значення подовжньої координати й, отже, знаходиться на нижній межі середньої частини передньої кромки) і задньої кромки, зміщеної в подовжньому й тангенціальному напрямках протилежно до напрямку обертання лопатки, приводить до кращого радіального розподілу тиску газового потоку, що проходить по лопатці. Це дозволяє підвищити витрату потоку в інтенсивному режимі і збільшити кд у режимі часткового завантаження. Таке підвищення кд і зменшення кута атаки приводить до поліпшення акустичних характеристик. Отже, описана геометрія лопатки сприяє при роботі в режимі слабого завантаження зниженню акустичного рівня до рівня, характерного для прямої лопатки, що має в цьому режимі високу ефективність, а в інтенсивному режимі - поліпшенню експлуатаційних якостей лопатки з прогином унаслідок збільшення витрати й підвищення кд.

Радіальна висота "граничної точки" переважно становить від 40% до 75% радіальної висоти лопатки, виміряної від основи лопатки до її зовнішньої кромки.

Кут нахилу лінії передньої кромки в першій частині лопатки в подовжньому напрямку відносно до радіальної осі оберткової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від -5° до 15° . Відповідне обмеження кута сполучення основи лопатки із внутрішньою стінкою каналу течії повітряного потоку дозволяє обмежити механічні напруження, що діють на лопатку. Крім того, лінія центрів ваги перетинів першої частини лопатки може додатково мати нахил у тангенціальному напрямку. Кут цього нахилу в тангенціальному напрямку відносно до радіальної осі оберткової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від -5° до 15° .

Аналогічним чином, кут нахилу лінії передньої кромки в другій частині лопатки назад у подовжньому напрямку відносно до радіальної осі оберткової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від 5° до 20° . Крім того, лінія центрів ваги перетинів другої частини лопатки може додатково мати нахил у тангенціальному напрямку. Кут цього нахилу в тангенціальному напрямку відносно до радіальної осі оберткової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від -5° до 15° .

Кут нахилу лінії передньої кромки у третій частині лопатки назад у подовжньому напрямку переважно становить від 20° до 50° , а кут нахилу лінії центрів ваги перетинів цієї ж третьої частини лопатки в тангенціальному напрямку, протилежному до напрямку обертання, становить від 20° до 50° відносно до радіальної осі оберткової лопатки турбореактивного двигуна.

Згідно з одним з варіантів здійснення винаходу третя частина передньої кромки додатково містить верхню зону, обмежену в радіальному напрямку зовнішньою кромкою лопатки. Лінія передньої кромки даної зони має нахил уперед у подовжньо-

му напрямку. Цей нахил уперед верхньої зони третьої частини лопатки дозволяє механічно врівноважити лопатку, не знижуючи при цьому її ефективність.

Стислий опис креслень

Інші особливості й переваги даного винаходу стануть ясні з нижченаведеного докладного опису, представленого з посиланнями на додані креслення, на яких поданий один з можливих варіантів здійснення винаходу, що не накладає жодних обмежень. На кресленнях:

- Фіг.1 зображує в подовжньому розтині частину вентилятора турбореактивного двигуна, обладнаного лопатками за одним з варіантів здійснення винаходу;

- на Фіг.2 частина за Фіг.1 подана в розтині по лінії H-II;

- Фіг.3А і 3В схематично зображують, відповідно, подовжній і поперечний розтини лопатки за Фіг.1; пунктиром схематично зображений профіль відомої лопатки.

Здійснення винаходу

На Фіг.1 і 2 схематично зображена, в подовжньому й поперечному розтинах, частина вентилятора турбореактивного двигуна за одним з варіантів здійснення винаходу. Зображений на цих кресленнях вентилятор містить ряд лопаток 2, розташованих з рівномірним кроком по окружності диска 4. Кожна лопатка 2 прикріплена за допомогою хвостовика 6 до диска 4, що обертається навколо подовжньої осі Х-Х турбореактивного двигуна в напрямку, позначеному стрілкою F.

Кожна лопатка 2 містить також полицю 8, що знаходиться на поверхні, розташованій навколо подовжньої осі Х-Х. При установці лопаток на диску 4 полиці 8 суміжних лопаток стикаються й утворюють внутрішню стінку 10 каналу течії повітряного потоку 12, що проходить через вентилятор. Стінка 14 корпусу, що оточує вентилятор, утворює зовнішню стінку каналу повітряного потоку.

Надалі в описі використовується радіальна вісь Z-Z оберткової лопатки турбореактивного двигуна, визначена як вісь, перпендикулярна до подовжньої осі Х'-Х' і яка проходить через центр ваги перетину, що відповідає перетинанню лопатки із внутрішньою стінкою каналу (10) течії повітряного потоку. Тангенціальна вісь Y-Y утворює в поєднанні з подовжньою віссю Х'-Х' і радіальною віссю Z-Z оберткової лопатки турбореактивного двигуна прямокутну систему координат.

Лопатка 2, зображена на кресленнях, описується множиною своїх перетинів (не показаних на кресленнях), що утворюються при перетинанні лопатки площинами, рівновіддаленими одна від одної, перпендикулярними до радіальної осі Z-Z оберткової лопатки турбореактивного двигуна. Ці перетини проходять від полиці 8 уздовж лінії 15 центрів ваги перетинів лопатки (Фіг.3В). Лінія 15 центрів ваги перетинів лопатки утворюється проєкціями центрів ваги кожного з перетинів лопатки на площину, що проходить через тангенціальну вісь Y-Y і радіальну вісь Z-Z. Як показано на Фіг.3В, положення цієї лінії центрів ваги перетинів лопаток є функцією радіальної висоти (тобто положення вздовж радіальної осі Z-Z оберткової лопатки). Лінія

центрів ваги перетинів лопаток проходить, таким чином, від точки Z_a найменшої висоти до точки Z_b найбільшої висоти. Точка Z_a належить до перетинання лопатки і внутрішньої стінки каналу (10) течії повітряного потоку, а її висота відповідає середній висоті точок передньої кромки і задньої кромки лопатки, що знаходяться в тому ж перетинанні. Точка Z_b відповідає висоті останнього перетину лопатки, цілком розташованого в каналі течії повітряного потоку.

Лопатка додатково обмежена в радіальному напрямку основою 16 і зовнішньою кромкою 18 лопатки, а в подовжньому напрямку - передньою кромкою 20 і задньою кромкою 22. Лопатка 2, крім того, закручена, починаючи від її основи 16 до зовнішньої кромки 18, для взаємодії з повітряним потоком 12, що проходить по лопатці в процесі її роботи. Зокрема, з Фіг.3А і 3В видно, що лопатка може бути схематично розділена на першу частину 24, другу частину 26 і третю частину 28. Перша частина 24 розташована вздовж радіальної осі Z-Z обертової лопатки турбореактивного двигуна між основою 16 лопатки і нижньою межею 30 другої частини 26, а третя частина 28 розташована в радіальному напрямку між верхньою межею 32 другої частини 26 і зовнішньою кромкою 18 лопатки.

Відповідно до винаходу лінія 33 передньої кромки 20 лопатки має в першій частині 24 лопатки нахил α вперед або назад у подовжньому напрямку, а в другій частині 26 лопатки - нахил β назад у подовжньому напрямку. Крім того, лінія 33 передньої кромки у третій частині 28 лопатки має нахил γ назад у подовжньому напрямку, а лінія 15 центрів ваги перетинів лопатки у третій частині 28 лопатки - нахил δ у тангенціальному напрямку, протилежному до напрямку обертання лопатки.

Лінія 33 передньої кромки лопатки утворюється проекцією точок передньої кромки 20 лопатки з однаковою радіальною висотою на меридіанну площину, утворену подовжною віссю X'-X' і радіальною віссю Z-Z, як це зображено на Фіг.3А. Дана лінія 33 передньої кромки, таким чином, є функцією радіальної висоти (радіуса) точок передньої кромки. Радіус точок передньої кромки визначений між точкою найменшого радіуса R_a , яка відповідає перетинанню передньої кромки 20 лопатки і внутрішньої стінки каналу течії повітряного потоку, і точкою максимального радіуса R_b , що відповідає перетинанню передньої кромки і зовнішньої кромки лопатки.

Під "нахилом уперед" у подовжньому напрямку лінії 33 передньої кромки слід розуміти таке положення, при якому лінія передньої кромки 20 лопатки нахилена до передньої частини вентилятора, тобто до входу повітряного потоку 12, що проходить через цей вентилятор. Аналогічно, "нахил назад" у подовжньому напрямку означає, що лінія передньої кромки нахилена до задньої частини вентилятора, тобто в напрямку течії повітряного потоку 12, що проходить через цей вентилятор. Крім того, під "нахилом у тангенціальному напрямку, протилежному до напрямку обертання лопатки", слід розуміти таке положення, при якому лінія 15 центрів ваги перетинів лопатки нахилена відносно до тангенціальної осі Y-Y, причому цей нахил

у тангенціальному напрямку здійснений проти напрямку обертання вентилятора. Всі кути нахилів α , β , γ і δ визначені відносно до радіальної осі Z-Z обертової лопатки турбореактивного двигуна.

В цій конфігурації передня кромка лопатки за винаходом містить "граничну точку" R_v , що відповідає найменшій подовжній абсцисі й розташована на рівні нижньої межі 30 другої частини 26. Абсциса (лінія, паралельна подовжній осі X-X турбореактивного двигуна) спрямована в напрямку течії повітряного потоку 12. Передня кромка лопатки за винаходом має також прогин назад, пов'язаний з тангенціальним зсувом перетинів лопатки в напрямку, протилежному до напрямку обертання вентилятора. На Фіг.2 і 3В добре видний цей прогин назад і відповідний йому зсув у тангенціальному напрямку.

Корисна відмінність даного винаходу полягає в тому, що "гранична" точка R_v , що відповідає найменшій подовжній абсцисі ("точка найменшої подовжньої абсциси"), розташована на висоті, що становить від 40% до 75% повної радіальної висоти лопатки. Ця радіальна висота вимірюється від основи 16 до зовнішньої кромки 18 лопатки. Найменша радіальна висота, що дорівнює 0%, відповідає за визначенням точці R_a перетинання передньої кромки із внутрішньою стінкою каналу течії повітряного потоку, а найбільша радіальна висота, що дорівнює 100%, відповідає точці R_b перетинання передньої кромки із зовнішньою кромкою у зовнішньої стінки каналу течії повітряного потоку. Для порівняння на Фіг.3А і 3В пунктирною лінією зображена відома лопатка. З Фіг.3А помітно, зокрема, що передня кромка цієї лопатки також має точку найменшої подовжньої абсциси. Ця точка найменшої подовжньої абсциси розташована, проте, значно нижче, ніж у лопатки за даним винаходом (на радіальній висоті, що становить близько 30%).

Крім того, очевидно, що межа між другою частиною 26 і третьою частиною 28 лопатки визначається, з одного боку, для лінії 33 передньої кромки шляхом розділення сегмента, що з'єднує точки R_v і R_b , на дві рівні частини, а з другого боку, для лінії 15 центрів ваги перетинів лопатки шляхом розділення сегмента, що з'єднує точки Z_v (висота якої дорівнює висоті точки R_v) і Z_b , також на дві рівні частини.

Інша корисна відмінність даного винаходу полягає в тому, що кут нахилу α лінії 33 передньої кромки в першій частині 24 в подовжньому напрямку становить від -5° до 15° . Слід зазначити, що, якщо розмір цього нахилу негативний, він відповідає нахилу лінії передньої кромки назад, а якщо він позитивний, цей нахил відповідає нахилу вперед. Дана конфігурація дозволяє обмежити кут з'єднання основи 16 лопатки із внутрішньою стінкою каналу течії повітряного потоку. Механічні напруги, що діють на лопатку на рівні її першої частини, завдяки цьому стають меншими, ніж у випадку відомої лопатки, для якої цей кут з'єднання більший. Додатково, кут нахилу β лінії 33 передньої кромки в другій частині 26 лопатки назад у подовжньому напрямку переважно становить від 5° до 20° .

Ще одна корисна відмінність даного винаходу полягає в тому, що лінія передньої кромки у третій частині 28 лопатки має нахил γ назад у подовжньому напрямку (Фіг.3А), кут якого становить від 20° до 50° , а лінія 15 центрів ваги перетинів третьої частини лопатки має нахил δ у тангенціальному напрямку, протилежному до напрямку обертання лопатки (Фіг.3В), кут якого відносно до радіальної осі Z-Z обертової лопатки турбореактивного двигуна становить від 20° до 50° .

Наступна корисна відмінність даного винаходу полягає в тому, що лінія 15 центрів ваги перетинів першої частини 24 лопатки може також мати нахил ϕ у тангенціальному напрямку. Кут цього нахилу ϕ у тангенціальному напрямку відносно до радіальної осі Z-Z обертової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від -5° до 15° . Якщо кут цього нахилу ϕ негативний, нахил ϕ спрямований проти напрямку обертання лопатки, а якщо цей кут позитивний, він спрямований у напрямку обертання лопатки.

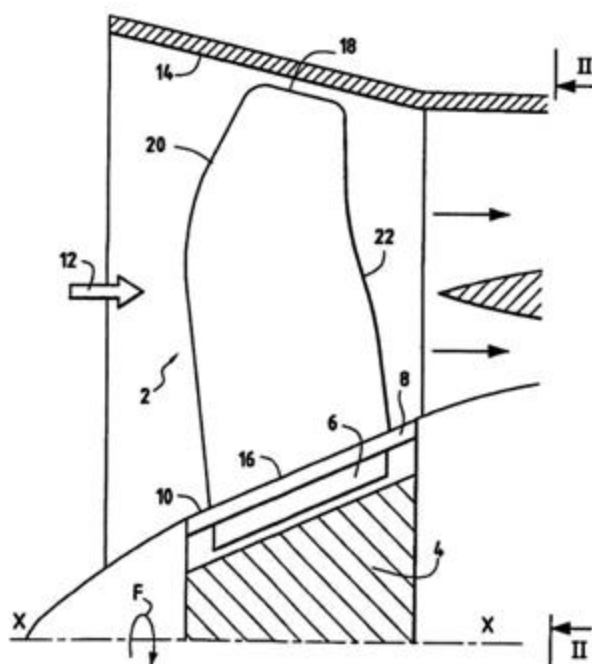
Крім того, лінія 15 центрів ваги перетинів другої частини 26 лопатки може також мати нахил ϵ у тангенціальному напрямку. Кут цього нахилу ϵ у тангенціальному напрямку відносно до радіальної осі Z-Z обертової лопатки турбореактивного двигуна переважно становить від -5° до 15° . Якщо кут цього нахилу ϵ негативний, нахил ϵ спрямований у напрямку обертання лопатки, а якщо цей кут позитивний, він спрямований проти напрямку обертання лопатки.

Всі ці нахили α , β , γ , δ , ϕ і ϵ відповідають прогину назад, явно вираженому й у подовжньому, і в тангенціальному напрямках. Поєднання цього прогину назад і наявності високо розташованої "граничної точки" дозволяє, зокрема, значно зменшити

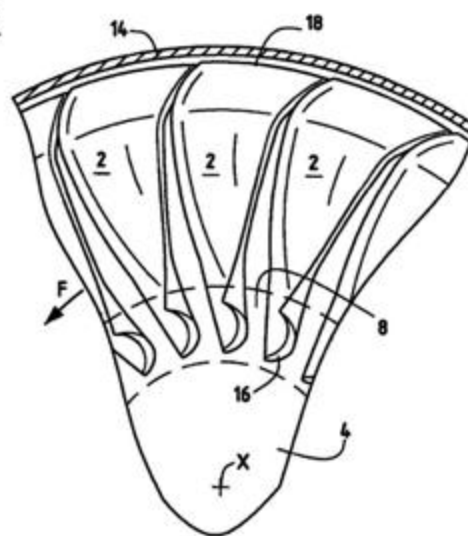
кут атаки профілів лопатки. Це значне зменшення кута атаки, зокрема, призводить на рівні третьої частини 28 лопатки до встановлення особливого режиму, що дозволяє зменшити широкосмугові шуми, породжувані течією повітря, що проходить через вентилятор. Окрім того, поділ тиску повітряного потоку, що проходить через вентилятор, у радіальному напрямку по лопатці відповідно до даного винаходу дозволяє зосередити проходження повітряного потоку у третій частині лопатки.

За необхідністю в одному з варіантів здійснення винаходу може бути передбачена можливість нахилу вперед (на кресленнях це не показано) перетинів найвищої частини лопатки з метою поліпшення механічних властивостей лопатки. Дані перетини розташовані у верхній зоні третьої частини 28 лопатки, що міститься між 80% і 100% її радіальної висоти. Нахил цих перетинів пера лопатки вперед відповідає нахилу лінії передньої кромки цієї зони вперед у подовжньому напрямку. Кут цього нахилу може, наприклад, становити від 5° до 20° . Локальний нахил цих перетинів урівноважує лопатку, обмежуючи відстані між центрами ваги перетинів лопатки, не впливаючи одночасно на аеродинамічні параметри геометрії лопатки.

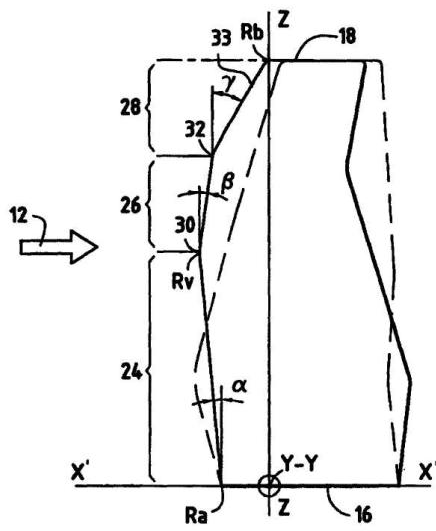
Вищеописана лопатка є частиною вентилятора турбореактивного двигуна. Проте слід розуміти, що даний винахід охоплює також лопатки компресорів високого і низького тиску турбореактивного двигуна. Додатково слід зазначити, що інші геометричні характеристики лопатки (хорда, товщина, профіль задньої кромки, увігнутість лопатки тощо) не були описані тому, що не є предметом даного винаходу.



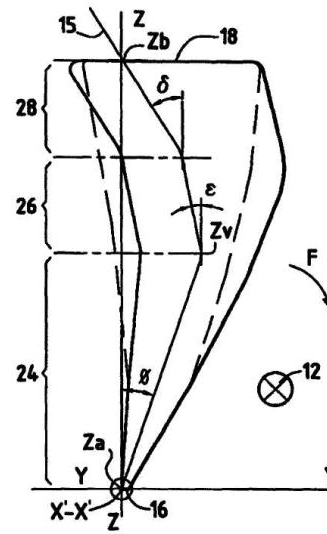
ФІГ. 1



ФІГ. 2



ФІГ. 3А



ФІГ. 3В