(19) UA (11) 73 345 (13) C2

(51)МПК [7] F 01D 25/24

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ДЕПАРТАМЕНТ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ УКРАИНЫ

(21), (22) Заявка: 2002097182, 03.01.2002

(24) Дата начала действия патента: 15.07.2005

(30) Приоритет: 04.01.2001 FR 01/00059

(46) Дата публикации: 15.07.2005

(86) Заявка PCT:
PCT/FR02/00011, 20020103

(72) Изобретатель:
Арилла Жан-Баптист, FR,
Гендро Ален Доминик, FR

(73) Патентовладелец:
СНЕКМА МОТОРС, FR

(54) ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ СЕГМЕНТ ДЛЯ УДЕРЖАНИЯ СТАТОРНОГО КОЛЬЦА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В ТУРБОМАШИНЕ, ИЗГОТОВЛЕННЫЙ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ КОРРЕКЦИИ ВЕЛИЧИНЫ ЗАЗОРОВ

(57) Реферат:

Промежуточный сегмент для удержания (14) статорного кольца турбины сводит к минимуму рабочие радиальные зазоры (J) между концами лопаток (3) и статорным кольцом (12) в турбине высокого давления и зазоры, которые получаются при установке сегментов (14) на корпусе (1) турбины высокого давления. Каждый сегмент (14) имеет выступ (20), один конец (21) которого, расположенный выше, чем поток, опирается на внутреннюю стенку (11) корпуса (1) турбины высокого давления с образованием плотного контакта между элементами сегмента (14) и соответствующими элементами корпуса (1) турбины высокого давления.

Официальный бюлетень "Промышленная собственность". Книга 1 "Изобретения, полезные модели, топографии интегральных микросхем", 2005, N 7, 15.07.2005. Государственный департамент интеллектуальной собственности Министерства образования и науки Украины.

UA 73345 C2

UA 73345 C2

(19) UA (11) 73 345 (13) C2

(51) Int. Cl.[7] F 01D 25/24

MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE OF UKRAINE

STATE DEPARTMENT OF INTELLECTUAL PROPERTY

(12) DESCRIPTION OF PATENT OF UKRAINE FOR INVENTION

(21), (22) Application: 2002097182, 03.01.2002

(24) Effective date for property rights: 15.07.2005

(30) Priority: 04.01.2001 FR 01/00059

(46) Publication date: 15.07.2005

(86) PCT application:
PCT/FR02/00011, 20020103

(72) Inventor:
Arilla Jean-Baptiste, FR,
Gendraud Alain Dominique, FR

(73) Proprietor:
SNECMA MOTEURS, FR

(54) INTERMEDIATE SEGMENT FOR HOLDING STATOR RING OF THE HIGH-PRESSURE TURBINE IN A TURBO-MACHINE ARRANGED WITH POSSIBILITY OF CORRECTION OF THE GAP VALUE

(57) Abstract:

The support spacer sector (14) minimizes functional clearances (J) between the end of the blades (3) and the ring (12) of the high-pressure turbine and the assembly clearances of the support spacer sectors (14) on the casing of the high-pressure turbine (1). Each support spacer sector (14) has a tab (20) on the upstream side one end (21) of which is supported on the inside wall (1l) of the casing of the high pressure turbine (1) thus forming an intimate contact between the attachment parts of this support spacer sector (14) with the corresponding parts of the casing of the high-pressure turbine (1).

Official bulletin "Industrial property". Book 1 "Inventions, utility models, topographies of integrated circuits", 2005, N 7, 15.07.2005. State Department of Intellectual Property of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

UA 73345 C2

UA 73345 C2

(19) UA (11) 73 345 (13) C2

(51)МПК 7 F 01D 25/24

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ

(12) ОПИС ВИНАХОДУ ДО ПАТЕНТУ УКРАЇНИ

(21), (22) Дані стосовно заявки:
2002097182, 03.01.2002

(24) Дата набуття чинності: 15.07.2005

(30) Дані стосовно пріоритету відповідно до Паризької конвенції : 04.01.2001 FR 01/00059

(46) Публікація відомостей про видачу патенту (деклараційного патенту): 15.07.2005

(86) Номер та дата подання міжнародної заявки відповідно до договору PCT:
PCT/FR02/00011, 20020103

(72) Винахідник(и):
Арілла Жан-Баптіст , FR,
Гендро Ален Домінік , FR

(73) Власник(и):
СНЕКМА МОТОРС, FR

(54) ПРОМІЖНИЙ СЕГМЕНТ ДЛЯ УТРИМАННЯ СТАТОРНОГО КІЛЬЦЯ ТУРБІНИ ВИСОКОГО ТИСКУ В ТУРБОМАШИНІ, ВИКОНАНИЙ З МОЖЛИВІСТЮ КОРЕКЦІЇ ВЕЛИЧИНИ ЗАЗОРІВ

(57) Реферат:

Проміжний сегмент для утримання (14) статорного кільця турбіни зводить до мінімуму робочі радіальні зазори (J) між кінцями лопаток (3) і статорним кільцем (12) у турбіні високого тиску і зазори, що утворюються при встановленні сегментів (14) на корпусі (1) турбіни високого тиску. Кожний сегмент (14) має виступ (20), один кінець (21) якого, розміщений вище за потоком, опирається на внутрішню стінку (11) корпуса (1) турбіни високого тиску з утворенням щільного контакту між елементами сегмента (14) і відповідними елементами корпуса (1) турбіни високого тиску.

UA 73345 C2

UA 73345 C2

Опис винаходу

Даний винахід стосується турбомашин, подібних тим, що використовуються в реактивних двигунах літаків, і, зокрема, сегментів для утримання кільця, призначених для використання в турбіні високого тиску, а також складання зі зведеними до мінімуму зазорами за рахунок використання таких сегментів.

Як описано в патенті ЕР 0555082 з посиланням на Фіг. 1, у багатьох різноманітних турбомашинах корпус 1 статора турбіни містить кільцеві елементи 2, встановлені на вході турбіни високого тиску з боку виходу із камери згорання 5, поверхня яких повернена до лопаток 3 ротора 8. Зазначені кільцеві елементи 2 корпуса 1 турбіни утворюють радіальний зазор з кінцем (торцем) лопаток 3 ротора 8 і у зв'язку з цим впливають на величину коефіцієнта корисної дії (к. к. д.) турбомашини.

Кільцеві елементи 2 обтікаються газовим потоком при температурі, яка може зумовлювати їх розширювання або стискання так, щоб звести до мінімуму величину робочого зазору між цими лопатками 3 і вказаними кільцевими елементами 2 і таким чином збільшити к. к. д. турбомашини. Газ, що підводиться до кільцевих елементів, звичайно відводять від якого-небудь іншого елемента проточної частини турбомашини залежно від температури газу або швидкості обертання ротора.

На Фіг.2 детально показане конструктивне виконання вузла, що забезпечує встановлення кільцевого елемента 2 (статорного кільця) навколо торців лопаток 3 ротора відповідно до відомого аналога. Одне статорне кільце сформоване з великої кількості сегментів 2 кільця, кожний з яких розміщений і зафіксований у проміжних утримувальних сегментах 4, котрі, у свою чергу, приєднані до внутрішньої поверхні корпуса 1 турбіни високого тиску. Відповідно до цього, кожний проміжний сегмент для утримання 4 має розташований вище за потоком зовнішній (виконаний на зовнішній стороні сегмента і повернений лицьовою поверхнею до корпуса назовні) опорний виступ 6М і розміщений нижче за потоком (газу через турбіну) зовнішній опорний виступ 6V, кожний з яких вставляють до відповідного гакоподібного виступу 7М і 7V (до його відповідної виямки), створеного на корпусі 1 турбіни високого тиску. Встановлено, що між торцями лопаток 3 і поверхнею кожного кільцевого сегмента 2 потрібно витримувати певний припустимий зазор J. Різниці температур для цих елементів конструкції у вихідному стані і при роботі турбіни в турбомашинах типу, відомого із описаного аналога, дуже великі. Наслідком таких різниць температур для елементів, що являють собою деталі збірної конструкції, є їх різне розширення по трьох напрямках у просторі. Очевидно, що якщо величина цього зазору залишиться значною, особливо в процесі роботи турбомашини, то це призведе до суттєвого зниження к. к. д. турбомашини.

У вищезгаданому патенті ЕР 0555082, крім того, описаний спосіб складання вузла шляхом герметизації проміжного фіксуючого елемента чи елемента для утримання, використовуваного для кожного сегмента кільця статора в турбіні високого тиску.

На Фіг.3 зображене розміщення проміжного сегмента для утримання 4, який має два торці 4А і 4В і серединну частину 4С. Його контур на Фіг.3 накладається на контури частини корпуса 1 турбіни високого тиску і його гакоподібних виступів 7М і 7V, розміщених відповідно вище за потоком і нижче за потоком відповідно. Корпус 1 турбіни високого тиску характеризується першим радіусом R1 і першою шириною X1. Проміжний сегмент для утримання 4 характеризується другим радіусом R2 і другою шириною X2. Другий радіус R2 зміщений відносно першого радіуса R1 так, що другий радіус R2 є більшим за перший радіус R1. Крім того, перша ширина X1 у кращому варіанті є більшою за другу ширину X2. Проміжний сегмент для утримання 4 встановлений з тугим насадом усередині паза, утвореного гакоподібними виступами 7М і 7V і поверхнею корпуса 1 турбіни високого тиску. Тугий насад, що використовується в збірній конструкції, створює в проміжному сегменті для утримання 4 ефект пружини за рахунок деформації або прогину кінців 4А і 4В сегмента 4 так, як показано на Фіг.4.

Внаслідок дії градієнтів температури в радіальному напрямку, що встановлюються на рівні розміщення сегментів 4, ці сегменти піддаються деформації, що особливо впливає на кривину їхнього профілю. Якщо враховувати, що гарячі шари матеріалу розміщені біля внутрішньої поверхні утворених засобів стискання сегментів, а холодні шари розташовуються біля зовнішньої поверхні засобів стискання сегментів, то зазначені проміжні сегменти для утримання 4 мають тенденцію до збільшення їхнього прогину R2, тобто до збільшення згину сегментів. Крім того, за великої кількості польотних циклів, послідовно здійснюваних з даним типом турбомашини, сегменти 4 нагріваються до високих температур багато разів, і отже геометрія елементів конструкції, що розглядаються, через це змінюється порівняно з їхньою первісною геометрією. Це призводить до утруднень з корекцією величини радіальних зазорів. В результаті цього зазор J між кінцями лопаток і статорним кільцем турбіни збільшується, що призводить до зниження к. к. д. турбомашини.

У зв'язку з вищевикладеним мета даного винаходу полягає в тому, щоб знайти інше рішення для корекції величини зазорів між кінцями лопаток ротора і сегментами кільця в місці розміщення турбіни високого тиску, яке було б скероване на запобігання деформації, зумовленій радіальними градієнтами температури.

Відповідно до вищевикладеного основною метою даного винаходу є забезпечення проміжного для утримання та фіксації статорного кільця турбіни високого тиску в турбомашині, який забезпечує корекцію величини зазорів у збірній конструкції, виконаній з проміжним сегментом, і корекцію функціональних (робочих) зазорів між кільцем і кінцями лопаток, причому вказаний сегмент містить

- стінку, розташовану радіально і вище за потоком газу, виконану з гакоподібним виступом, створеним на зовнішній стороні сегмента і повернутим лицьовою поверхнею до корпуса, призначеним для входження в контактне зачеплення уздовж осі турбіни з відповідною виїмкою в корпусі на ділянці високого тиску турбомашини, і гакоподібним виступом, створеним з внутрішньої сторони утримувального сегмента (повернутим лицьовою поверхнею усередину до статорного кільця) і призначеним для входження в контактне зачеплення з

UA 73345 C2

UA 73345 C2

відповідною виїмкою у статорному кільці;

- стінку, розташовану радіально і нижче за потоком газу, виконану з гакоподібним виступом, створеним на зовнішній стороні сегмента і поверненим лицьовою поверхнею до корпуса, призначеним для входження в контактне зачеплення уздовж осі турбіни з відповідною виїмкою в корпусі на ділянці високого тиску турбомашини, і гакоподібним виступом, створеним з внутрішньої сторони утримувального сегмента, призначеним для його встановлення з щільним приляганням на сегменті статорного кільця;

- розташований вище за потоком поздовжній виступ, створений і зафіксований із зовнішньої сторони радіально розміщеної стінки, котра розташована вище за потоком (газу через турбіну), який має зовнішню опорну поверхню на кінцевій ділянці, яка являє собою частину виступу, що виступає уверх, завдяки котрій кінцева ділянка виступу контактує з внутрішньою поверхнею корпуса турбіни високого тиску турбомашини і тисне на нього, коли утримувальний проміжний сегмент встановлений на місце.

Відповідно до даного винаходу, що характеризується наявністю виступу на розташованій вище за потоком стінці сегмента, причому створеного і зафіксованого з боку стінки, що знаходиться вище за потоком, окружна зовнішня опорна поверхня кінцевої ділянки зазначеного виступу виконана не суцільною, а розділена виїмками таким чином, щоб через зазначену кінцеву ділянку могли проходити гази.

У кращому варіанті виконання розділового сегмента на кінцевій ділянці, що виступає і розміщується вище за потоком від стінки, є позиціонувальний паз, в якому може розміщуватися штифт, що входить в отвір у корпусі турбіни високого тиску і призначається для індикації й фіксації кутового положення сегмента.

Краще, якщо виїмки на зовнішній поверхні кінцевої ділянки, що виступає назовні від стінки, розміщеній вище за потоком, мають глибину, котра не перевищує довжини виступаючої усередину корпуса частини штифта, який забезпечує індикацію і фіксацію сегмента відносно корпуса, з утворенням тим самим засобів запобігання кутовому зміщенню у процесі збирання всієї конструкції, можливого у разі невмілого виконання цієї операції.

Перелік креслень

Даний винахід та його технічні характеристики будуть більш зрозумілі з нижченаведеного опису, проілюстрованого доданими кресленнями, де:

Фіг.1 - схема розташування в турбомашині проміжного сегмента, виконаного згідно з даним винаходом;

Фіг.2 - вигляд у розрізі проміжного сегмента для утримання турбомашини, виконаного згідно з відомим аналогом;

Фіг.3 і Фіг.4 - дві схеми збірної конструкції використовуваного в турбомашині проміжного сегмента, виконаного згідно з Фіг.2;

Фіг.5 - вигляд у розрізі проміжного сегмента для утримання згідно з даним винаходом;

Фіг.6 - вигляд в аксонометрії того ж проміжного сегмента для утримання згідно з даним винаходом;

Фіг.7 - вигляд в аксонометрії монтажної схеми проміжного сегмента для утримання за даним винаходом на корпусі турбіни високого тиску, використовуваній в турбомашині.

На Фіг.5 показаний вигляд у розрізі проміжного утримувального сегмента 14, виконаного згідно з одним з варіантів здійснення даного винаходу, приєднаного до внутрішньої стінки 11 корпуса 1 турбіни високого тиску. Показане приєднання здійснене за посередництвом розміщеного вище за потоком гакоподібного виступу 16M, створеного на зовнішній стороні сегмента і поверненого лицьовою поверхнею до корпуса, причому зазначений виступ 16M входить у розміщений вище за потоком паз 17M, створений у виступі на корпусі 1 турбіни високого тиску, а також за посередництвом розміщеного нижче за потоком гакоподібного виступу 16V, створеного на зовнішній стороні сегмента і поверненого лицьовою поверхнею до корпуса, зафіксованого в пазу 17V, розташованого нижче за потоком і створеного у виступі на корпусі 1 турбіни високого тиску. Зображений на Фіг. 5 проміжний сегмент для утримання використовують для того, щоб утримувати на місці сегмент 12 кільця статора поверненим лицьовою поверхнею у бік кінця лопаток 3 ротора. Використовуване з цією метою з'єднання виконане таким самим чином із застосуванням при цьому розміщеного вище за потоком гакоподібного виступу 18M, створеного на зовнішній стороні сегмента і поверненого лицьовою поверхнею до корпуса, який входить в контакт з відповідним розміщеним вище за потоком внутрішнім пазом 19M сегмента 12 кільця статора, а також за посередництвом гакоподібного виступу 18V, розміщеного нижче за потоком з внутрішньої сторони сегмента для утримання, причому виступ 18V встановлений у щільному контакті за допомогою пружинистого затискача 20', що охоплює ззовні той самий гакоподібний виступ 18V і виконаний у сегменті 12 кільця статора гакоподібний виступ 19V, що до нього прилягає і розташовується нижче за потоком. Такий тип фіксації зі щільним обтисненням з'єднання забезпечує герметизацію кільцевого сегмента 12.

На стороні, що знаходиться вище за потоком, проміжний сегмент для утримання 14 має виступ 20, створений із зовнішньої сторони розміщеної вище за потоком стінки 14M і такий, що проходить концентрично проміжному кільцю, створеному за допомогою всіх проміжний сегмент для утримання 14, або, інакше кажучи, концентрично корпусу турбіни високого тиску. Виступ 20 має кінцеву ділянку 21, яка виступає угору таким чином, що її окружна опорна поверхня 22 контактує з внутрішньою поверхнею 11 корпуса 1 турбіни високого тиску. Контури, позначені пунктирними лініями, показують вихідне положення корпуса 1 турбіни високого тиску в холодному стані, що примикає до виступу 20. Жирною лінією показане робоче положення стінки корпуса, тобто положення при нагріві корпуса, коли термомеханічні напруги є такими, що мають місце деформації.

На Фіг.5, крім того, стрілками показані різні сили, що діють на рівні розміщення сегмента. Різними стрілками, основи яких лежать на одній з частин сегмента, показані сили, прикладені до цих частин і, зокрема, такі, що зумовлені дією газу при нормальному функціонуванні турбомашини. Окрім того, на Фіг.5 показано, що утворюваний при деформації згин виникає не в радіальній площині (тобто в площині, перпендикулярній осьовій лінії реактивного двигуна), а в поздовжній площині. При роботі двигуна цей поздовжній згин слабне внаслідок

UA 73345 C2

UA 73345 C2

взаємодії з опорними поверхнями (кінцевої частини виступу), які у цьому випадку є робочими поверхнями. Крім того, корпус 1 турбіни високого тиску розширюється в більшому ступені, ніж регулювальні кільця, які охолоджуються за допомогою імпульсних оболонок. У результаті цього різний ступінь розширення елементів послаблює згин виступу 20.

На внутрішній стінці 11 корпуса, саме в місці розміщення кінцевої ділянки 21 виступу 20, що знаходиться вище за потоком, на Фіг.5 можна бачити невелику частину поверхні 29 корпуса, що має нахил відносно осі. Як звідси видно, вище за потоком стінка корпуса 1 є тоншою. Це означає, що зовнішні гакоподібні виступи (гаки на зовнішній стороні) 16М і 16V кожного опорного розділового сегмента 14 можуть бути введені до входження окружної опорної поверхні 22 виступу 20 в контактну взаємодію з внутрішньою поверхнею 11 корпуса 1. Це полегшує складання кожного проміжного сегмента для утримання 14. Кожний із сегментів 14 може бути встановлений у певне положення або зміщений на потрібний кут перед входженням у щільний контакт за допомогою різноманітних елементів корпуса 1.

На Фіг. 5 можна бачити стрілки, що проходять крізь отвори в показаних елементах конструкції або крізь проміжки між тими та іншими елементами конструкції. Цими стрілками показані шляхи проходження газу у збірній конструкції, утвореній у місці розміщення проміжних сегментів для утримання 14. У зв'язку з цим слід зауважити, що кінцева ділянка 21 виступу 20, зовнішній торець стінки 14М, розміщеної вище за потоком, і гакоподібний виступ 16М, розміщений вище за потоком, мають виїмки або пази для проходження газів. Ці виїмки чи пази ясніше можна бачити на Фіг. 6 і Фіг. 7.

На Фіг.6 видно, що кінцева ділянка 21 виступу 20 має, по-перше, низку окружних опорних поверхонь 22, які відділені одна від одної виїмками 23 для забезпечення проходження газів, і принаймні один позиціонувальний паз 25, глибина якого є більшою за глибину виїмок 23. Призначення позиціонувального паза 25 описане нижче. Виїмки 23 використовують для того, щоб обмежити напруги, зумовлені силами, що діють на конструкцію у зібраному стані. Окружні опорні поверхні 22 розташовані на кінцевій ділянці 21 виступу 20 для розподілення сил, що діють на елементи конструкції, і забезпечення кращого положення опори робочих поверхонь конструкції. Окружні опорні поверхні 22 слід по можливості розміщати ближче до основної маси проміжних сегментів для утримання 14. Подібним чином зовнішня (повернена до корпуса) частина стінки 14М, розміщеної вище за потоком, крім того, має виїмки 24М для проходження газів, а зовнішня частина стінки 14V, розміщеної нижче за потоком, має виїмки 24V, подібні виїмкам 24М. Крім того, на Фіг. 6 можна бачити зображені менш чітко пази 26М, створені на гакоподібному виступі 16М, розміщеному із зовнішнього боку сегмента вище за потоком, також призначені для проходження газів, як це показано на Фіг. 5.

Для роз'яснення функції позиціонувального паза 25 звернемося до Фіг. 7, на котрій зображений штифт 27, що запобігає кутовому повертанню сегмента і встановлюється зі щільним насадом до отвору 28, виконаного в корпусі 1. Призначення цього штифта полягає в забезпеченні необхідного кутового положення проміжного сегмента для утримання 14 за рахунок відвертання введення зазначеного сегмента до виїмок 17М і 17V у корпусі 1 доти, поки позиціонувальний паз 25 не опиниться прямо навпроти штифта 27, що запобігає поверненню сегмента. Довжина тієї частини штифта 27, що виступає, є більшою за глибину виїмки 23, створеної між окружними опорними поверхнями 22 кінцевої ділянки 21 гакоподібного виступу 20. Завдяки цій конструкції монтаж проміжних сегментів у заданому положенні стає можливим лише при одному взаємному розташуванні. Центрувальний штифт 27 має запліччя, які запобігають його виходу за межі збірки.

На Фіг.7 також можна добре бачити пази 26М, створені в гакоподібних виступах 16М, розміщених вище за потоком із зовнішньої сторони сегмента. Тут показані також пази 24V, виконані із зовнішньої сторони стінки 14V, розміщеної нижче за потоком, таким самим чином, як І прорізи 24М, створені із зовнішньої сторони стінки 14М, розміщеної вище за потоком.

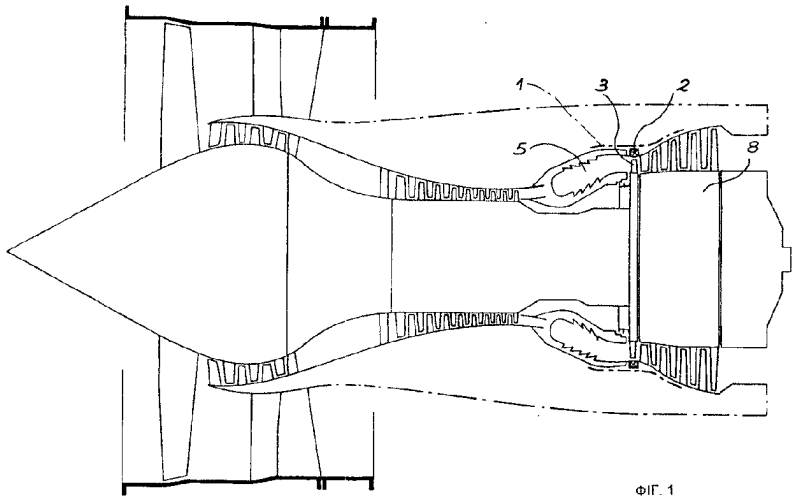
Слід зауважити, що для складання конструкції не потребується згинати або тим чи іншим чином обробляти кожний з проміжних сегментів для утримання 14 перед його введенням до з'єднувальних елементів корпуса 1 турбіни високого тиску. Крім того, фіксоване кутове положення сегментів може бути забезпечене без підтискання кожного із сегментів 14.

Слід також зауважити, що поверхні кожного проміжного сегмента для утримання 14, які знаходяться в контактній взаємодії, а саме окружні опорні поверхні 22 гакоподібного виступу 20 і внутрішні поверхні гакоподібних виступів 16М і 16V, створених на зовнішній стороні сегмента, є робочими поверхнями. Беручи до уваги, що частина корпуса 1 турбіни високого тиску, повернена лицьовою стороною у бік виступу 20, у процесі роботи розширюється у більшому ступені, ніж виступ 20, можна зробити висновок, що тиск на кінцеву ділянку 21 виступу 20, який чинить стінка корпусу 1 турбіни високого тиску, зменшується, а тиск, що діє на виступ 20, трохи слабне. Проте прикладені сили, зумовлені дією газів (під тиском), що приводять у дію двигун, сприяють позиціонуванню сукупності проміжних сегментів для утримання 14.

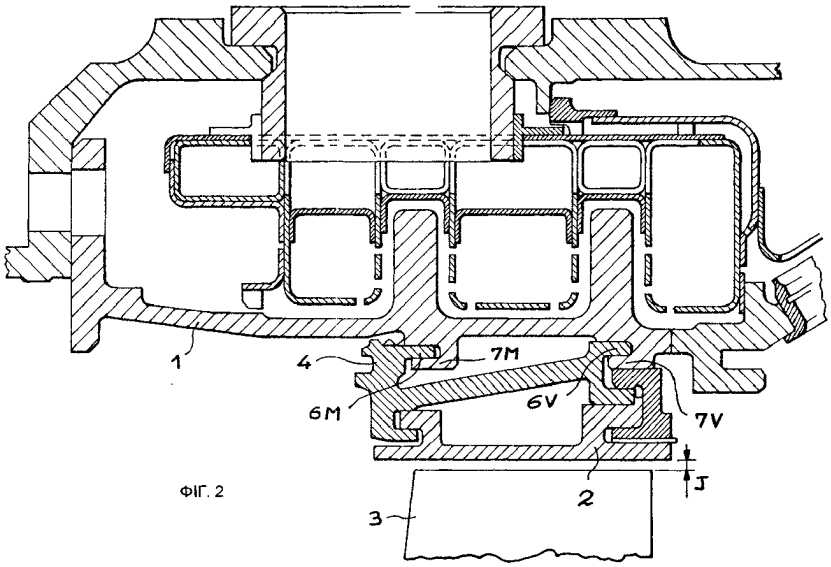
Можна бачити, що виступ 20 на кожному зі сегментів 14, на який тисне стінка 11 корпуса 1 турбіни високого тиску, що з ним контактує, сприяє позиціонуванню інших робочих поверхонь кожного з /гримувальних проміжних сегментів 14, що контактують зі з'єднувальними елементами, виконаними на корпусі 1 турбіни високого тиску. Інакше кажучи, забезпечується щільний контакт зокрема гакоподібних виступів 16М і 16V, розміщених вище за потоком і з зовнішньої сторони сегмента, з елементами конструкції, поверненими до них лицьовою стороною. Крім того, виступ 20 чинить дію, спрямовану на встановлення кожного проміжного сегмента для утримання 14 у певному положенні, при якому цей сегмент був би розміщений якомога далі від поверхні корпуса 1 турбіни високого тиску, таким чином зменшуючи величину зазору J, що зберігається між кінцями кожної лопатки 3 і сегментами 12 кільцевого статора, приєднаними до проміжних сегментів для утримання 14.

UA 73345 C2

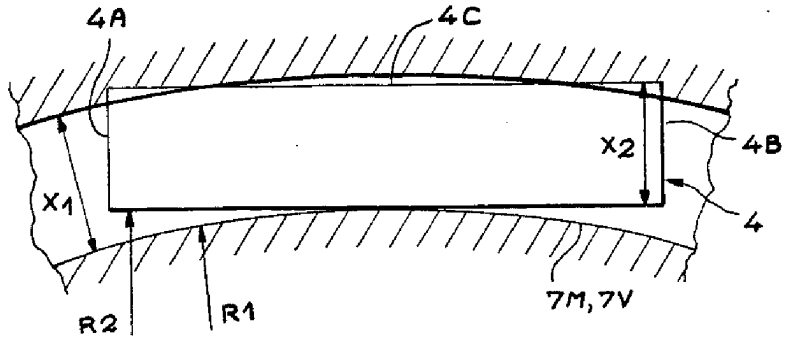
UA 73345 C2



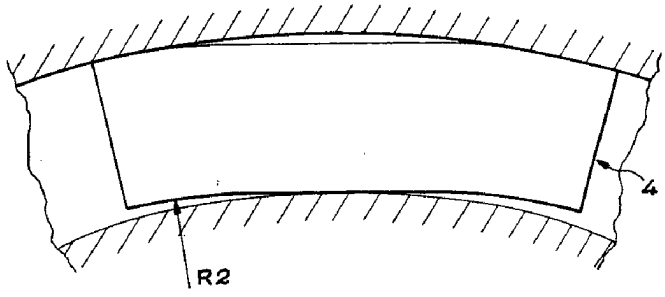
ФІГ. 1



ФІГ. 2



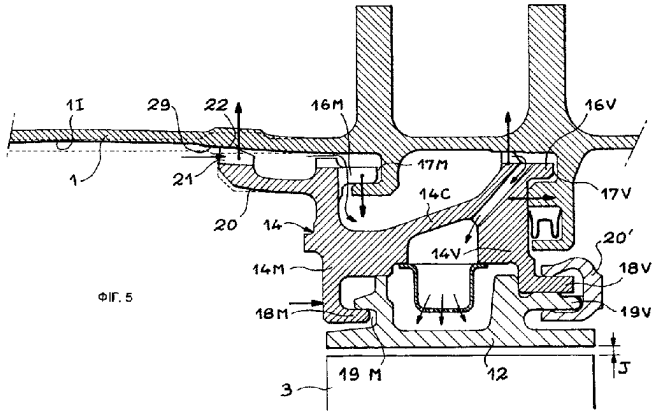
ФІГ. 3



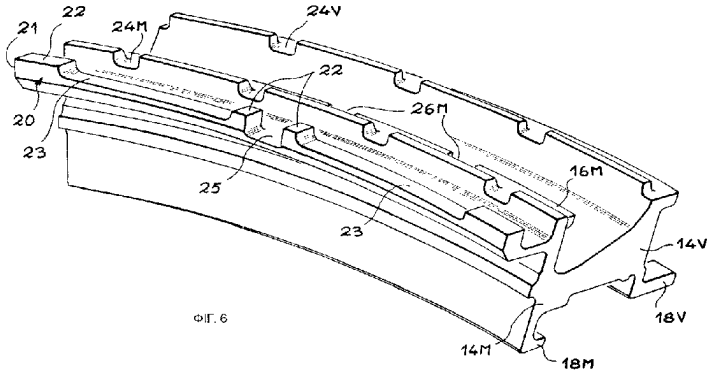
ФІГ. 4

UA 73345 C2

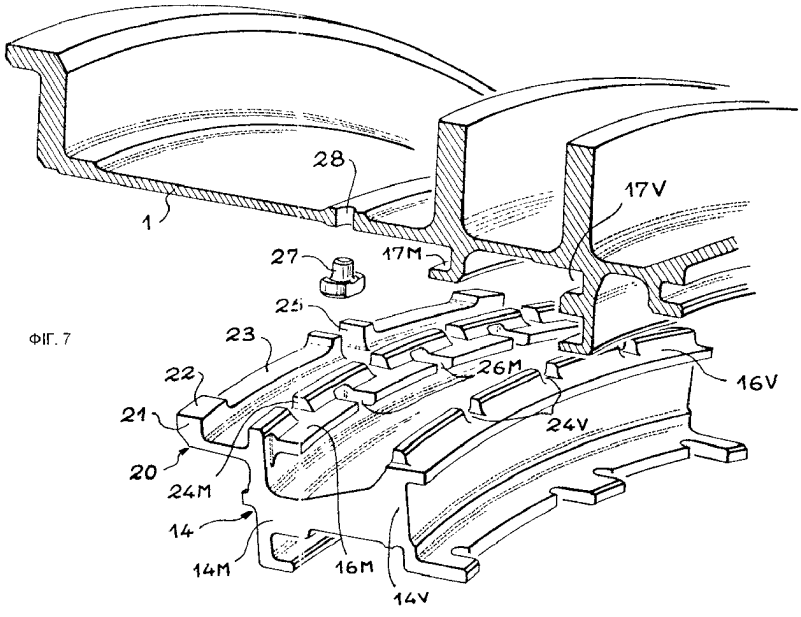
UA 73345 C2



ФІГ. 5



ФІГ. 6



ФІГ. 7

Формула винаходу

1. Проміжний сегмент (14) для утримання статорного кільця (12) турбіни високого тиску в турбомашині, виконаний з можливістю корекції величини зазорів, утворюваних при встановленні проміжного сегмента (14) в збірній конструкції, і функціональних зазорів (J) між сегментами (12) кільцевого статора і кінцями лопаток (3) ротора турбіни, причому зазначений сегмент має радіально розміщену стінку (14M), що знаходиться вище за потоком і має гакоподібний виступ (16M), утворений із зовнішньої сторони сегмента і повернений лицьовою поверхнею до корпуса, здатний входити в зачеплення у напрямку осі з відповідною виїмкою (17M), створеною на корпусі (1) на ділянці високого тиску турбомашини, гакоподібний виступ (18M) у стінці, розміщеній вище за потоком, утворений з внутрішньої сторони утримувального сегмента і таким, що перебуває в контактному зачепленні з відповідною виїмкою (19M), утвореною вище за потоком у сегменті (12) кільця, радіально розташовану стінку (14V) нижче за потоком, виконану з гакоподібним виступом (16V), утвореним із зовнішньої сторони сегмента і повернутим лицьовою поверхнею до корпуса, здатними входити в контактне зачеплення в осьовому напрямку з відповідною виїмкою (17V), утвореною нижче за потоком на ділянці високого тиску корпуса

UA 73345 C2

UA 73345 C2

(1) турбомашини, гакоподібний виступ (18V) у стінці, розташованій нижче за потоком, утворений з внутрішньої сторони утримувального сегмента і призначений для закріплення у відповідному сегменті (12) кільця, поздовжній виступ (20), утворений і зафіксований із зовнішньої сторони радіально розташованої стінки, який має зовнішню опорну поверхню (22) на кінцевій ділянці (21), що розміщується вище за потоком і виступає уверх таким чином, що зазначена кінцева ділянка виступу контактує з внутрішньою поверхнею (1I) корпуса (1) турбіни високого тиску турбомашини і чинить на нього тиск, коли утримувальний проміжний сегмент (14) встановлений на місці, який **відрізняється** тим, що виступ (20) утворений на розташованій вище за потоком стінці (14M) і зафіксований з її сторони вище за потоком, окружна опорна поверхня (22) кінцевої ділянки (21) виступу (20), розміщеного вище за потоком, виконана не суцільною, а розділена виїмками (23) так, щоб через зазначену кінцеву ділянку мали змогу проходити гази.

2. Проміжний сегмент за п. 1, який **відрізняється** тим, що містить позиціонувальний паз (25), що утворений на кінцевій виступаючій ділянці і розміщується вверху за потоком від стінки (14M), причому зазначений паз виконаний з можливістю розміщення в ньому штифта (27), що входить до отвору (28) в корпусі (1) турбіни високого тиску, призначеного для індикації і фіксації кутового положення сегмента відносно корпуса.

3. Проміжний сегмент за п. 2, який **відрізняється** тим, що виїмки (23) на розташованій вище за потоком зовнішній поверхні кінцевої ділянки, що виступає назовні від стінки (14M), мають глибину, яка не перевищує за величиною довжини виступаючої усередину корпуса частини штифта (27), що забезпечує фіксацію й індикацію кутового положення сегмента, з утворенням засобів запобігання кутовому зміщенню, зумовленому невмілим виконанням, при складанні всієї конструкції.

Офіційний бюлетень "Промислоава власність". Книга 1 "Винаходи, корисні моделі, топографії інтегральних мікросхем", 2005, N 7, 15.07.2005. Державний департамент інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України.

UA 73345 C2

UA 73345 C2