



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 100438

(13) C2

(51) МПК

F02K 1/04 (2006.01)

F02K 1/80 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

## (12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки:	а 2011 02551	(72) Винахідник(и):	Конет Ерік (FR)
(22) Дата подання заявки:	08.09.2009	(73) Власник(и):	СНЕКМА ПРОПУЛЬСЬОН СОЛІД, Les Cinq Chemins, F-33187 Le Haillan Cedex, France (FR)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	25.12.2012	(74) Представник:	Шампіна Олена Олексіївна, реєстр. №141
(31) Номер попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	08 56009	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	EP 1873385 A2, 02..01.2008 EP 0316233 A1, 17.05.1989 US 2008115484 A1, 22.05.2008 FR 2912469 A1, 15.08.2008 US 5249877 A, 05.10.1993
(32) Дата подання попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	08.09.2008		
(33) Код держави-учасниці Паризької конвенції, до якої подано попередню заявку:	FR		
(41) Публікація відомостей про заявку:	10.05.2011, Бюл.№ 9		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	25.12.2012, Бюл.№ 24		
(86) Номер та дата подання міжнародної заявки, поданої відповідно до Договору РСТ	PCT/FR2009/051684, 08.09.2009		

## (54) ВИХІДНИЙ ПРИСТРІЙ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА (ВАРІАНТИ) ТА АВІАЦІЙНИЙ ДВИГУН

### (57) Реферат:

Вихідний пристрій авіаційного двигуна містить кільцеву деталь (60) з металевого матеріалу, сполучену з авіаційним двигуном, і деталь (20) вихідного пристрою, виготовлену з композитного матеріалу з керамічною матрицею, причому деталь (20) вихідного пристрою встановлена на кільцевій деталі (60) за допомогою кріпильних лап (70), які мають пружну гнучкість, при цьому кожна кріпильна лапа (70) має перший кінець (71), укріплений на кільцевій деталі (60), і другий кінець (72), укріплений на верхній за напрямом потоку частині деталі (20) вихідного пристрою. Кожна кріпильна лапа (70) містить осьовий упорний елемент (720), який відходить радіально від другого кінця (72) лапи і розташований щонайменше частково навпроти першого кінця (71). Додатково кріпильна лапа (70) містить радіальний упорний елемент (721) на рівні другого кінця (72) лапи, при цьому радіальний упорний елемент (721) розташований щонайменше частково над першим кінцем (71).

UA 100438 C2

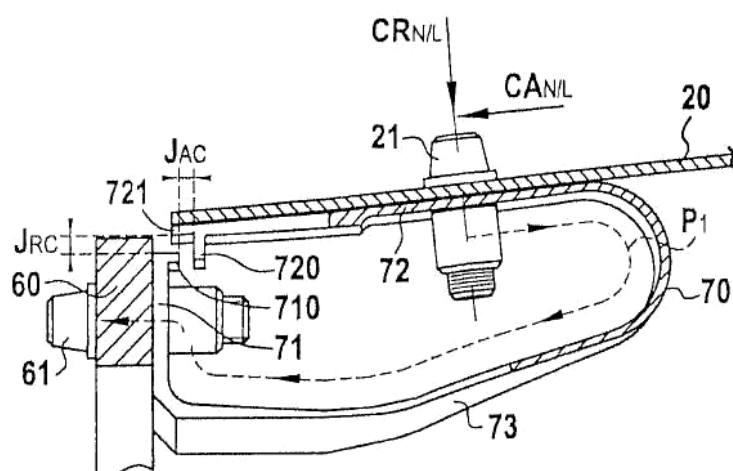


Fig. 2

Галузь техніки, до якої належить винахід

Винахід належить до кріплення деталей з композитного матеріалу, використовуваних у вихідних пристроях авіаційних двигунів, таких як турбореактивні двигуни.

Рівень техніки

5 Для зниження маси вихідного пристрою відоме виконання однієї або декількох деталей, таких як конус реактивного сопла, головне сопло і змішувач, з композитного матеріалу з керамічною матрицею, а не з металевого матеріалу. Ці деталі мають низький коефіцієнт теплового розширення у порівнянні з металевими корпусами двигунів, на яких вони повинні встановлюватися. Для компенсації диференціальних розширень цих елементів деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею встановлюють на металевому корпусі за допомогою кріпильних лап, які мають пружну гнучкість і які зазвичай виготовлені з жароміцного металевого матеріалу.

15 Використання гнучких кріпильних лап для монтажу змішувача з композитного матеріалу з керамічною матрицею описане, зокрема, в таких патентних документах: US 2008/115484; WO 2008/139114 і FR 2912469. В патентному документі WO 2008/148999 описане використання кріпильних лап, які мають пружну гнучкість для кріплення реактивних сопел в газовій турбіні. В патентному документі EP 1873385 описаний вихідний пристрій, який містить конус реактивного сопла, який утримується зверненням до кільцевої деталі за допомогою гнучких кріпильних лап.

20 Окрім компенсації диференціальних розширень кріпильні лапи повинні забезпечувати стійкість вузла до нормальних і порогових навантажень, яким піддається двигун, тобто забезпечувати утримання деталей у взаємному відносному положенні під такими навантаженнями. "Навантаження" (або фактори навантаження) відповідають силам, пов'язаним з прискореннями, яким піддається двигун, і виражаються числом G. Порогові навантаження відповідають найбільш сильним навантаженням, які можуть зустрічатися в умовах експлуатації (повітряна яма або дуже важка посадка). Проте правила безпеки в області авіації додатково визначають ще вищий рівень навантаження, який називається "граничним навантаженням" або "екстремальним навантаженням". За відсутності спеціальних положень екстремальне навантаження зазвичай визначають шляхом множення порогового навантаження на коефіцієнт безпеки. Так наприклад, поріг граничного навантаження може складати 1,5 порогового навантаження.

30 Важко виправдати розрахунок гнучких кріпильних лап на стійкість до граничних навантажень. Дійсно, для того, щоб витримувати граничні навантаження, гнучкі кріпильні лапи повинні мати дуже велику товщину як на рівні корпусу лапи, який утворює зв'язок між двома деталями, що має пружну гнучкість, так і в частинах кріплення лапи до деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею. Таке посилення кріпильних лап привело б до дуже великого збільшення маси всього пристрою, що суперечило б цілям зниження маси за рахунок використання деталей з композитного матеріалу з керамічною матрицею, а також до жорсткості зв'язку.

Розкриття винаходу

40 Задачею винаходу є пропозиція нової концепції зв'язку між деталлю з композитного матеріалу з керамічною матрицею і деталлю з металевого матеріалу у вихідному пристрої авіаційного двигуна, який забезпечував би стійкість деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею до граничних навантажень без втрат для гнучкого зв'язку і без протиріччя цілям зниження маси.

45 Згідно з першим варіантом здійснення винаходу ця задача вирішується у вихідному пристрої авіаційного двигуна, який містить в осьовому напрямі кільцеву деталь з металевого матеріалу, сполучену з авіаційним двигуном, і деталь вихідного пристрою, виготовлену з композитного матеріалу з керамічною матрицею, встановлену на кільцевій деталі за допомогою кріпильних лап, які мають пружну гнучкість. Вихідний пристрій відрізняється тим, що кожна кріпильна лапа містить осьовий упорний елемент, який відходить радіально від другого кінця лапи, при цьому осьовий упорний елемент розташований, щонайменше, частково навпроти першого кінця, і радіальний упорний елемент на рівні другого кінця лапи, при цьому радіальний упорний елемент розташований, щонайменше, частково над першим кінцем.

55 Таким чином, за наявності осьового і радіального упорних елементів у складі кріпильних лап, можна забезпечити стійкість до граничних навантажень без необхідності спеціального посилення конструкції лап, тобто без їх обважнювання. Дійсно, завдяки упорам, кріпильні лапи, які розраховані на забезпечення заздалегідь заданого зазору між двома деталями лише під нормальними і пороговими навантаженнями, дозволяють додатково упирати виготовлену з композитного матеріалу з керамічною матрицею деталь вихідного пристрою у сполучену з двигуном кільцеву деталь під вищими навантаженнями, а саме під граничним навантаженням.

При цьому усувається небезпека відділення деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею від кільцевої деталі, сполученої з двигуном, під такими навантаженнями.

Крім того, радіальний і осьовий упорний контакт дозволяє створювати декілька траєкторій для передачі зусиль, що дозволяє понизити напругу в деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею.

Згідно з іншим варіантом здійснення винаходу проблема стійкості до граничних навантажень гнучкого зв'язку між деталлю вихідного пристрою, виготовленою з композитного матеріалу з керамічною матрицею, і кільцевою металевою деталлю, сполученою з корпусом авіаційного двигуна, може бути вирішена шляхом того, що деталь вихідного пристрою встановлена нижче за напрямом потоку від кільцевої деталі, кромка верхньої за напрямом потоку частини деталі вихідного пристрою стримується навпроти кільцевої деталі в осьовому напрямі і, щонайменше, частково над першим кінцем кріпильних лап.

Таким чином, завдяки такому позиціюванню кромки верхньої по потоку деталі вихідного пристрою з композитного матеріалу з керамічною матрицею відносно кільцевої деталі можна забезпечити радіальний і осьовий упор деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею у металеве кільце в разі вищих навантажень, таких як граничні навантаження. При цьому лапи гнучкого зв'язку розраховані лише на те, щоб забезпечувати заздалегідь заданий зазор між двома деталями під нормальними і пороговими навантаженнями.

Згідно з одним аспектом винаходу перший кінець кожної кріпильної лапи має виступ, який проходить по осі у напрямі від кільцевої деталі, щоб полегшити упорний контакт з цим кінцем.

Винахід стосується також авіаційного двигуна, який містить вихідний пристрій згідно з винаходом.

Інші особливості і переваги винаходу будуть ясні з подальшого опису прикладів здійснення винаходу, які не мають обмежувального характеру, із посиланнями на креслення, що додаються. На кресленнях:

фіг. 1 показує у перспективі вихідний пристрій авіаційного двигуна згідно з прикладом здійснення винаходу,

фіг. 2-5 показують на виді з частковим розрізом лапу кріплення конуса реактивного сопла вихідного пристрою по фіг. 1 під різними навантаженнями,

фіг. 6-9 показують на виді з частковим розрізом лапу кріплення головного сопла вихідного пристрою по фіг. 1 під різними навантаженнями,

фіг. 10 показує у перспективі змішувач авіаційного двигуна згідно з прикладом здійснення винаходу,

фіг. 11-14 показують на виді з частковим розрізом лапу кріплення лопатей змішувача по фіг. 10 під різними навантаженнями.

Здійснення винаходу

На фіг. 1 показаний вихідний пристрій турбореактивного двигуна, який створює його випускну систему. Вихідний пристрій містить випускне або головне реактивне сопло 10 і центральне тіло або конус 20 реактивного сопла (що називається також "пробкою"), причому ці два компоненти розташовані, щонайменше, частково всередині гондоли 30. Головне сопло 10 і конус 20 реактивного сопла виготовлені з композитного матеріалу з керамічною матрицею.

Широко відомим способом деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею утворені волокнистим каркасом з жароміцних волокон (вуглецевих або керамічних), ущільненим керамічною матрицею, а саме карбідом, нітридом, жароміцним оксидом і так далі. Типовими прикладами таких матеріалів є матеріали C-SiC (каркас з вуглецевих волокон і матриця з карбїду кремнію), матеріали SiC-SiC і матеріали C-C/SiC (змішана матриця вуглець/карбїд кремнію). Виготовлення деталей з композитного матеріалу з керамічною матрицею добре відоме. Ущільнення волокнистого каркаса може виконуватися рідким способом (просоченням смолою як прекурсором керамічної матриці і перетворенням її у кераміку шляхом утворення сітчастої структури і піролізу, при цьому процес може бути повторюваним), або газовим способом (хімічним осадженням з газової фази).

Головне сопло 10 укріплене на першому металевому монтажному кільці 40, яке є частиною або призначене для кріплення на корпусі двигуна (не показаний), за допомогою кріпильних лап 50, що мають пружну гнучкість. Ці елементи утворюють перший вузол вихідного пристрою згідно з винаходом.

Конус 20 реактивного сопла укріплений на другому металевому монтажному кільці 60, яке є частиною або призначене для кріплення на корпусі двигуна, за допомогою кріпильних лап 70, що пружно деформуються. Ці елементи утворюють другий вузол вихідного пристрою згідно з винаходом.

У рішенні згідно з даним винаходом кріпильні лапи виготовлені з жароміцного металевго матеріалу, такого як Inconel®, Hastelloy® або Waspalloy®. Залежно від розміру і маси деталей з композитного матеріалу з керамічною матрицею кріпильні лапи задані за розмірами такими, щоб забезпечувати механічну стійкість до нормальних і порогових навантажень, адекватну для утримання радіального і осьового зазору між деталлю з композитного матеріалу з керамічною матрицею і металевою деталлю, щоб забезпечувати компенсацію диференціальних розширень і демпфування вібрації.

Крім того, механічна стійкість кріпильних лап до вищих і особливо до граничних навантажень має бути адекватною для підтримки цілісності кріплення деталі з композитного матеріалу з керамічною матрицею на металевій деталі (без поломки кріпильних лап) і для обмеження зусиль, передаваних на деталь з композитного матеріалу з керамічною матрицею.

Перший приклад здійснення винаходу показаний на фіг. 2-5. На фіг. 2 показана кріпильна лапа 70, що містить корпус 73, який проходить від першого кінця 71 до другого кінця 72. Корпус 73 має криволінійну форму, яка додає лапі пружну гнучкість. Перший кінець 71 укріплений на металевому кільці 60 кріпильними елементами 61 типу болтів з гайками. Аналогічним чином другий кінець 72 прикріплений до верхньої за напрямом потоку частини конуса 20 реактивного сопла кріпильними елементами 21 типу болтів з гайками. На фіг. 2 кріпильна лапа 70 представлена в умовах функціонування під нормальним або пороговим радіальним навантаженням  $CR_{NL}$  і під нормальним або пороговим осьовим навантаженням  $CA_{NL}$ . В цих умовах радіальний зазор  $J_{RC}$  і осьовий зазор  $J_{AC}$  стримуються між кінцями 71 і 72 лапи 70, а отже і між конусом 20 з композитного матеріалу з керамічною матрицею і металевим кільцем 60. Зусилля, що впливають на конус 20, передаються на кільце 60 по траєкторії  $P_1$ , утвореній корпусом 73 лапи між другим кінцем 72 на рівні його кріплення до конуса 20 і першим кінцем 71 на рівні його кріплення до кільця 60.

Крім того, кріпильна лапа 70 містить осьовий упорний елемент 720, який відходить радіально від другого кінця 72 навпроти першого кінця 71, а також радіальний упорний елемент 721, який відходить по осі від другого кінця 72 над першим кінцем 71. У представленому прикладі виконання радіальний упорний елемент 721 відповідає продовженню другого кінця 72.

На фіг. 3 кріпильна лапа 70 показана в положенні під осьовим навантаженням  $CA_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження і  $\epsilon$ , наприклад, граничним навантаженням. В цих умовах осьовий упорний елемент 720 приходить у контакт з першим кінцем 71 лапи 70 (осьовий зазор  $J_{AC}=0$ ). Цей упорний контакт дозволяє сформулювати окрім першої траєкторії  $P_1$  додаткову траєкторію  $P_2$  для передачі діючих на конус 20 зусиль і за рахунок цього понизити напругу в конусі 20.

На фіг. 4 кріпильна лапа 70 піддається радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження і  $\epsilon$ , наприклад, граничним навантаженням. В цих умовах радіальний упорний елемент 721 приходить у контакт з першим кінцем 71 лапи 70 (радіальний зазор  $J_{RC}=0$ ). Цей упорний контакт дозволяє сформулювати окрім першої траєкторії  $P_1$  додаткову траєкторію  $P_2$  для передачі діючих на конус 20 зусиль і за рахунок цього понизити напругу в конусі 20.

На фіг. 5 кріпильна лапа 70 піддається одночасно осьовому навантаженню  $CA_{ULT}$  і радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , які значно перевищують порогове навантаження (наприклад, граничному навантаженню). В цих умовах обидва упорні елементи, тобто осьовий упорний елемент 720 і радіальний упорний елемент 721, приходять у контакт з першим кінцем 71 лапи 70 (осьовий зазор  $J_{AC}=0$  і радіальний зазор  $J_{RC}=0$ ). При цьому також створюються дві траєкторії  $P_1$  і  $P_2$  передачі зусиль.

В описаному прикладі виконання перший кінець 71 має виступ 710, який полегшує контакт між радіальним упорним елементом 721 і кінцем 71. Проте в такому виступі на першому кінці 71 може не бути необхідності, якщо радіальний упорний елемент 721 знаходиться над першим кінцем 71.

На фіг. 6-9 представлений інший приклад здійснення винаходу. Він відрізняється від прикладу виконання по фіг. 2-5 тим, що осьовий і радіальний упорні контакти забезпечуються безпосереднім контактом між деталлю з композитного матеріалу з керамічною матрицею і деталлю і кінцем кріпильної лапи. Для забезпечення цього головне сопло 10 укріплене на нижній за напрямом потоку частині металевго кільця 40 за допомогою кріпильних лап 50. Точніше, як показано на фіг. 6, кромка 10а верхньої по потоку частини сопла 10 стримується одночасно навпроти кільця 40 в осьовому напрямі і над першим кінцем 51 кріпильної лапи 50. Кожна кріпильна лапа 50 містить корпус 53, який проходить від першого кінця 51 до другого кінця 52. Корпус 53 має криволінійну форму, яка додає лапі пружну гнучкість. Перший кінець 51 укріплений на металевому кільці 40 кріпильними елементами 41 типу болтів з гайками.

Аналогічним чином другий кінець 52 прикріплений до верхньої за напрямом потоку частини сопла 10 кріпильними елементами 11 типу болтів з гайками.

На фіг. 6 кріпильна лапа 50 представлена в умовах функціонування під нормальним або пороговим радіальним навантаженням  $CR_{NL}$  і під нормальним або пороговим осьовим навантаженням  $CA_{NL}$ . В цих умовах радіальний зазор  $J_{RT}$  стримується між кромкою 10а кінця сопла 10 і першим кінцем 51 лапи 50, а осьовий зазор  $J_{AT}$  стримується між кромкою 10а кінця сопла 10 і кільцем 40. Зусилля, що впливають на сопло 10, передаються на кільце 40 по траєкторії  $P_1$ , утвореній корпусом 53 лапи між другим кінцем 52 на рівні його кріплення до сопла 10 і першим кінцем 51 на рівні його кріплення до кільця 40.

На фіг. 7 кріпильна лапа 50 піддається осьовому навантаженню  $CA_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження і є, наприклад, граничним навантаженням. В цих умовах кромка 10а верхньої по потоку частини сопла 10 приходить у контакт з кільцем 40 (осьовий зазор  $J_{AT}=0$ ). Цей контакт дозволяє сформувати додаткову траєкторію  $P_2$  для передачі діючих на сопло 10 зусиль і за рахунок цього понизити в ньому напругу.

На фіг. 8 кріпильна лапа 50 піддається радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження (наприклад, граничному навантаженню). В цих умовах кромка 10а верхньої по потоку частини сопла 10 приходить у контакт з першим кінцем 51 лапи 50 (радіальний зазор  $J_{RT}=0$ ). Цей контакт дозволяє сформувати додаткову траєкторію  $P_2$  для передачі зусиль, що діють на сопло 10.

На фіг. 9 кріпильна лапа 50 піддається одночасно осьовому навантаженню  $CA_{ULT}$  і радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , які значно перевищують порогове навантаження (наприклад, граничному навантаженню). В цих умовах кромка 10а верхньої по потоку частини сопла 10 приходить у контакт з першим кінцем 51 лапи 50 (радіальний зазор  $J_{RT}=0$ ) і з кільцем 40 (осьовий зазор  $J_{AT}=0$ ). При цьому також створюються дві траєкторії  $P_1$  і  $P_2$  передачі зусиль.

В описаному прикладі виконання перший кінець 51 має виступ 510, який полегшує контакт між кінцем сопла 10 і кінцем 51 лапи 50. Проте перший кінець 51 може не мати такого виступу за умови, що кромка 10а сопла розташована над першим кінцем 51.

На фіг. 10 показаний змішувач 100 для сопла турбомашини з розділними потоками (первинний потік/вторинний потік), який утворює вихідний пристрій згідно з прикладом здійснення винаходу. Змішувач містить кріпильну обичайку 110 з металевого матеріалу, призначену для приєднання змішувача до вихідного корпусу турбореактивного двигуна (не показаний), лопатеву конструкцію 120 з композитного матеріалу з керамічною матрицею і зовнішній капот 101. Приклади виконання лопатевої конструкції 120 описані в патентних документах WO 2008/104692 і WO 2008/139114, зміст яких включений у дану заявку як посилання. Лопатева конструкція в своїй верхній по потоку частині виконана у формі тіла обертання, а в нижній по потоку частині має хвилясту форму, яка визначає велику кількість лопатей 122. Добре відомим способом використання такої лопатевої конструкції у соплі із змішувачем первинного і вторинного потоків дозволяє управляти змішуванням двох потоків, покращуючи робочі характеристики турбореактивного двигуна і знижуючи вироблюваний шум.

Згідно з винаходом лопатева конструкція 120 укріплена на кріпильній обичайці 110 за допомогою кріпильних лап 130, які мають пружну гнучкість. Точніше, як показано на фіг. 1, кожна кріпильна лапа містить корпус 133, який проходить від першого кінця 131 до другого кінця 132. Корпус 133 має криволінійну форму, яка додає лапі пружну гнучкість. Перший кінець 131 укріплений на кріпильному фланці 112 металевої кріпильної обичайки 110 кріпильними елементами 111 типу болтів з гайками. Аналогічним чином другий кінець 132 прикріплений до верхньої за напрямом потоку частини 121 лопатевої конструкції 120 кріпильними елементами 123 типу болтів з гайками. Кріпильна лапа 130 містить також осьовий упорний елемент 1320, який відходить радіально від другого кінця 132 і знаходиться навпроти як кріпильного фланця 112, так і першого кінця 131. У показаному прикладі виконання радіальний упорний елемент утворений частиною другого кінця 132, розташованою над першим кінцем 131.

На фіг. 11 кріпильна лапа 130 представлена в умовах функціонування під нормальним або пороговим радіальним навантаженням  $CR_{NL}$  і під нормальним або пороговим осьовим навантаженням  $CA_{NL}$ . В цих умовах радіальний зазор  $J_{RM}$  стримується між двома кінцями 131 і 132 лапи 130, а отже і між лопатевою конструкцією 120 і кріпильною обичайкою 110. Крім того, стримується осьовий зазор  $J_{AM}$  між осьовим упорним елементом 1320 і кріпильним фланцем 112. Зусилля, що діють на лопатеву конструкцію 120, передаються на обичайку 110 по траєкторії  $P_1$ , утвореній корпусом 133 лапи між другим кінцем 132 на рівні його кріплення до лопатевої конструкції 120 і першим кінцем 131 на рівні його кріплення до обичайки 110.

На фіг. 12 кріпильна лапа 130 піддається радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження і є, наприклад, граничним навантаженням. В цих умовах

другий кінець 132 лапи 130 приходиться у контакт з першим кінцем 131 лапи 130 (радіальний зазор  $J_{RM}=0$ ). Цей контакт дозволяє сформувати окрім першої траєкторії  $P_1$  іншу траєкторію  $P_2$  для передачі діючих на лопатеву конструкцію 120 зусиль і за рахунок цього понизити в ній напругу.

5 На фіг. 13 кріпильна лапа 130 показана в положенні під осьовим навантаженням  $CA_{ULT}$ , яке значно перевищує порогове навантаження  $\epsilon$ , наприклад, граничним навантаженням. В цих умовах осьовий упорний елемент 1320 приходиться в контакт з кріпильним фланцем 112, який сам знаходиться в контакті з першим кінцем 131 лапи 130 (осьовий зазор  $J_{AM}=0$ ). Цей контакт дозволяє сформувати окрім першої траєкторії  $P_1$  додаткову траєкторію  $P_2$  для передачі діючих на лопатеву конструкцію 120 зусиль і за рахунок цього понизити в ній напругу.

10 На фіг. 14 кріпильна лапа 130 піддається одночасно осьовому навантаженню  $CA_{ULT}$  і радіальному навантаженню  $CR_{ULT}$ , які значно перевищують порогове навантаження (наприклад, граничному навантаженню). У цих умовах осьовий упорний елемент 1320 входить у контакт з кріпильним фланцем 112, який сам знаходиться у контакті з першим кінцем 131 лапи 130 (осьовий зазор  $J_{AM}=0$ ), а другий кінець 132 лапи 130 приходиться у контакт з першим кінцем 131 лапи 130 (осьовий зазор  $J_{RM}=0$ ). При цьому також створюються дві траєкторії  $P_1$  і  $P_2$  передачі зусиль.

#### ФОРМУЛА ВІНАХОДУ

20

1. Вихідний пристрій авіаційного двигуна, який містить, в осьовому напрямі, кільцеву деталь (60) з металевого матеріалу, сполучену з авіаційним двигуном, і деталь (20) вихідного пристрою, виготовлену з композитного матеріалу з керамічною матрицею, і який має щонайменше в своїй верхній за напрямом потоку частині форму тіла обертання, причому деталь (20) вихідного пристрою встановлена на кільцевій деталі (60) за допомогою кріпильних лап (70), які мають пружну гнучкість, а кожна кріпильна лапа (70) має перший кінець (71), укріплений на кільцевій деталі (60), і другий кінець (72), укріплений на верхній за напрямом потоку частині деталі (20) вихідного пристрою, який **відрізняється** тим, що кожна кріпильна лапа (70) містить осьовий упорний елемент (720), який відходить радіально від другого кінця (72) лапи, при цьому осьовий упорний елемент (720) розташований навпроти першого кінця (71), і радіальний упорний елемент (721) на рівні другого кінця (72) лапи, при цьому радіальний упорний елемент (721) розташований над першим кінцем (71) у радіальному напрямі.

2. Пристрій за п. 1, який **відрізняється** тим, що перший кінець (71) кожної кріпильної лапи (70) додатково містить виступ (710), який проходить по осі у напрямі від кільцевої деталі (60).

35 3. Пристрій за п. 1 або 2, який **відрізняється** тим, що пружні кріпильні лапи (70) виготовлені з жароміцного металевого матеріалу, вибраного щонайменше з Inconel®, Hastelloy® і Waspalloy®.

4. Пристрій за будь-яким з пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що радіальний упорний елемент (721) відповідає продовженню другого кінця (72) в осьовому напрямі за межі осьового упорного елемента (720).

40 5. Пристрій за п. 4, який **відрізняється** тим, що деталь (20) вихідного пристрою є конусом реактивного сопла.

6. Пристрій за будь-яким з пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що радіальний упорний елемент відповідає частині другого кінця (132), розташованій над першим кінцем лапи (130).

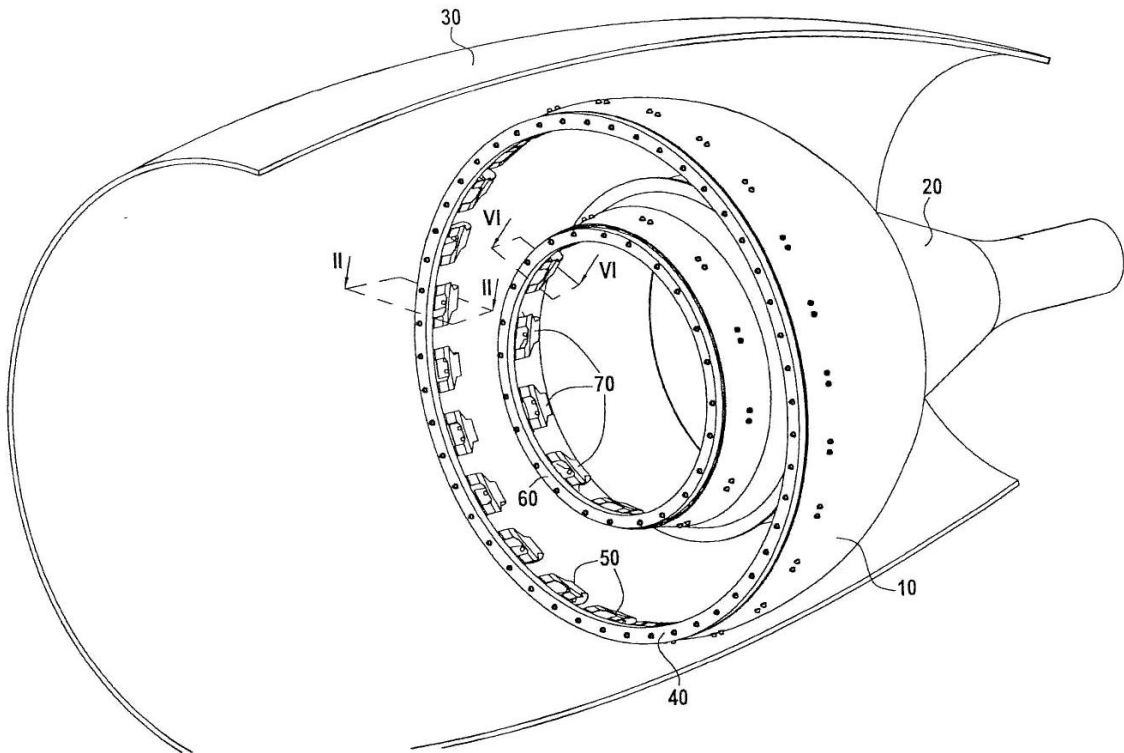
7. Пристрій за п. 6, який **відрізняється** тим, що деталь вихідного пристрою є лопатєвою конструкцією (120).

45 8. Вихідний пристрій авіаційного двигуна, який містить, в осьовому напрямі, кільцеву деталь (40) з металевого матеріалу, сполучену з авіаційним двигуном, і деталь (10) вихідного пристрою, виготовлену з композитного матеріалу з керамічною матрицею, і який має щонайменше в своїй верхній за напрямом потоку частині форму тіла обертання, причому деталь (10) вихідного пристрою встановлена на кільцевій деталі (40) за допомогою кріпильних лап (50), які мають пружну гнучкість, кожна кріпильна лапа (50) має перший кінець (51), укріплений на кільцевій деталі (40), і другий кінець (52), укріплений на верхній за напрямом потоку частині деталі (10) вихідного пристрою, деталь (10) вихідного пристрою встановлена нижче за напрямом потоку від кільцевої деталі (40), а кромка (10а) верхньої за напрямом потоку частини деталі (10) вихідного пристрою підтримується навпроти зовнішньої радіальної поверхні кільцевої деталі (40) в осьовому напрямі, причому вказана кромка додатково підтримується в радіальному напрямі над першим кінцем (51) кріпильних лап (50), який **відрізняється** тим, що перший кінець (51) кожної кріпильної лапи (50) містить виступ (510), який проходить по осі у напрямі від кільцевої деталі.

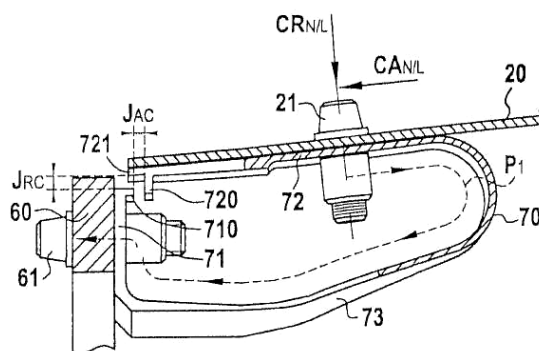
55 9. Пристрій за п. 8, який **відрізняється** тим, що пружні кріпильні лапи (50) виготовлені з жароміцного металевого матеріалу, вибраного щонайменше з Inconel®, Hastelloy® і Waspalloy®.

60

10. Пристрій за п. 8 або 9, який **відрізняється** тим, що деталь (10) вихідного пристрою є реактивним соплом.
11. Авіаційний двигун, який **відрізняється** тим, що містить вихідний пристрій за будь-яким з пп. 1-10.



Фіг. 1



Фіг. 2



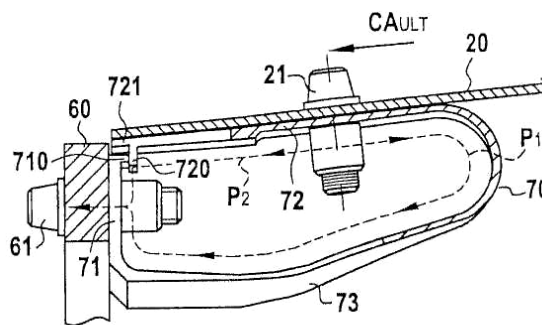


Fig. 3

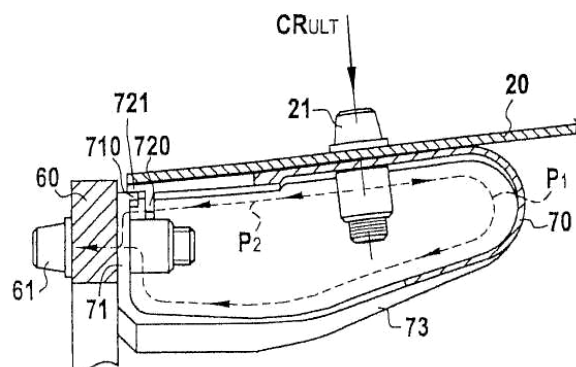


Fig. 4

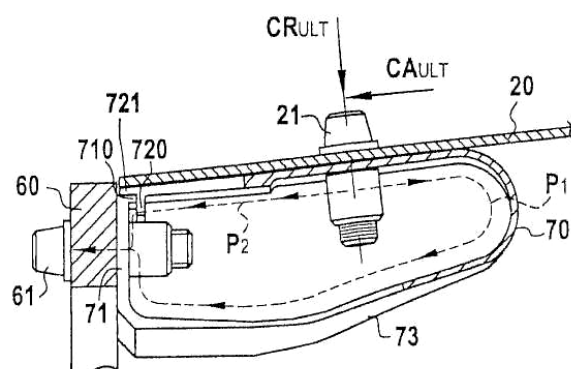


Fig. 5

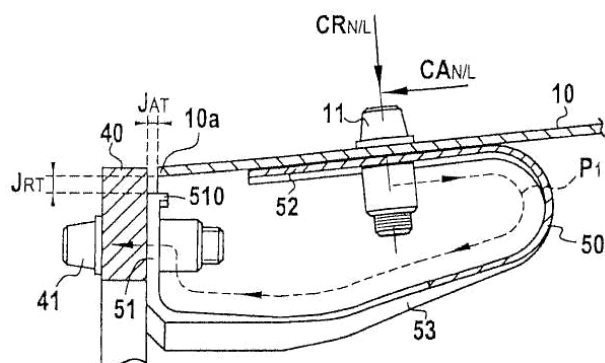


Fig. 6

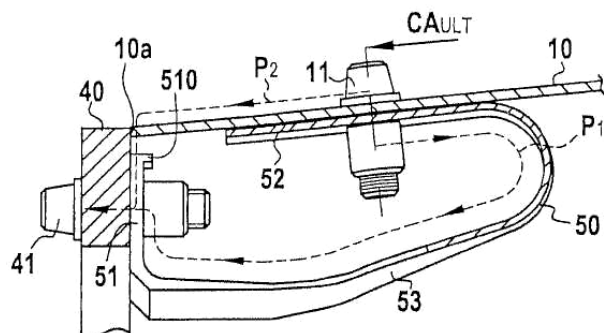


Fig. 7

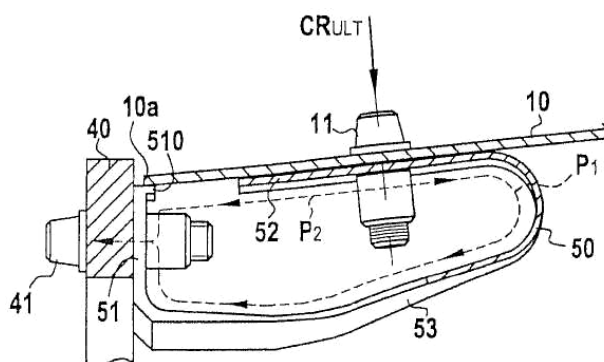


Fig. 8

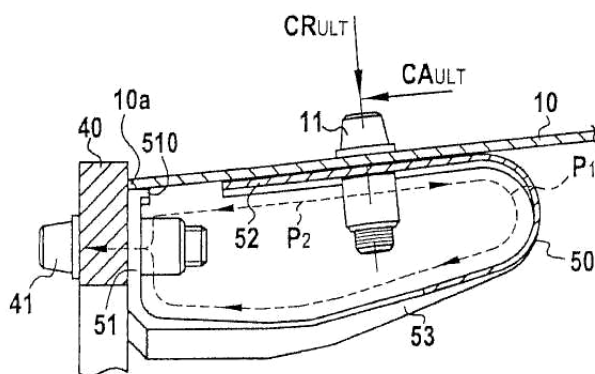


Fig. 9

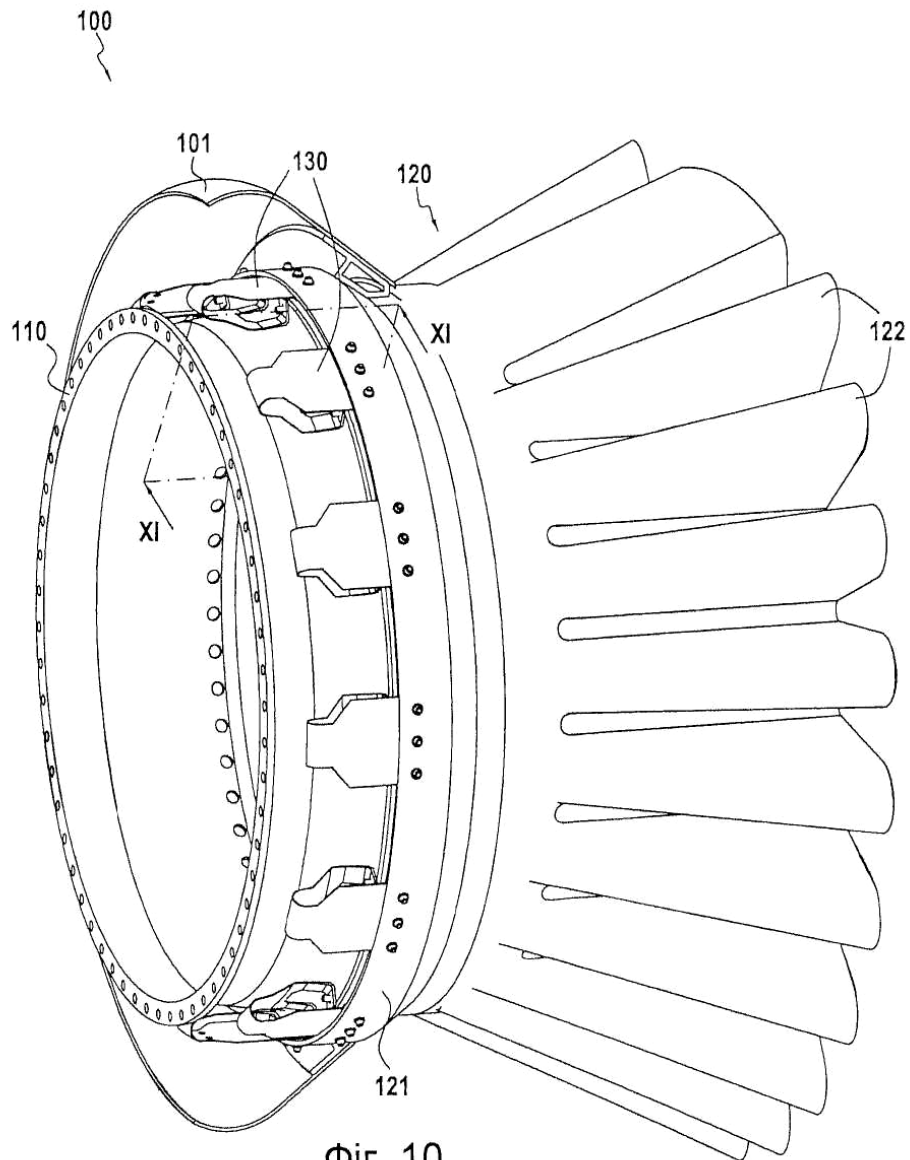


Fig. 10

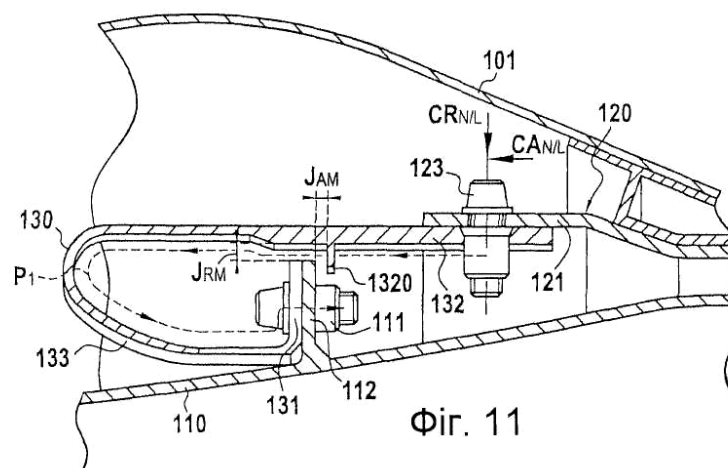
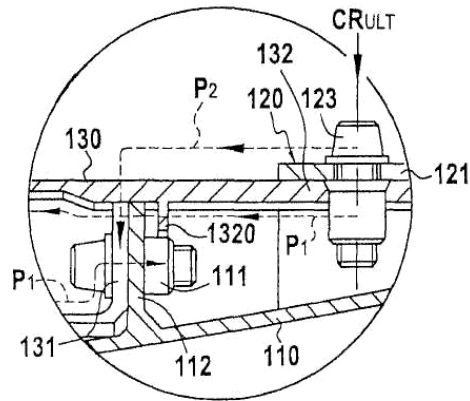
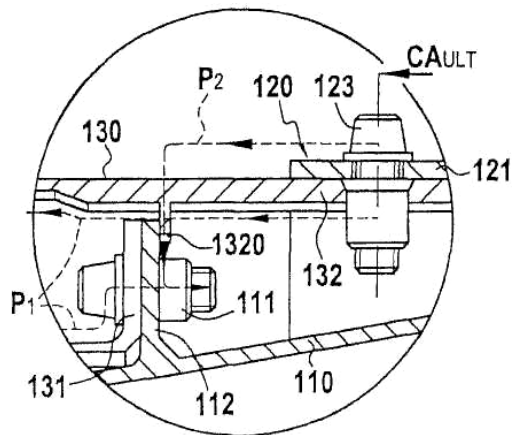


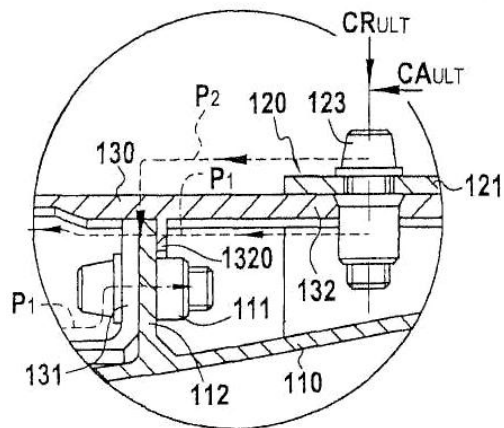
Fig. 11



Фіг. 12



Фіг. 13



Фіг. 14

Комп'ютерна верстка М. Ломалова

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601