

**(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ С
ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)**

**(19) Всемирная Организация
Интеллектуальной Собственности**
Международное бюро



(43) Дата международной публикации
04 мая 2017 (04.05.2017)



(10) Номер международной публикации
WO 2017/074222 A1

(51) Международная патентная классификация:
F02K 1/46 (2006.01) *F02K 1/34* (2006.01)

(21) Номер международной заявки: PCT/RU2016/000713

(22) Дата международной подачи:
19 октября 2016 (19.10.2016)

(25) Язык подачи: Русский

(26) Язык публикации: Русский

(30) Данные о приоритете:
2015145856 26 октября 2015 (26.10.2015) RU

(71) Заявитель: АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"ОБЪЕДИНЕННАЯ
ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ КОРПОРАЦИЯ"
(АО "ОДК") (JOINT-STOCK COMPANY "UNITED
ENGINE CORPORATION" (JSC "UEC")) [RU/RU];
проспект Буденного, 16, Москва, 105118, Moscow
(RU).

(72) Изобретатели: АЛЕКСЕНЦЕВ, Алексей
Александрович (ALEKSENTCEV, Aleksei
Aleksandrovich); ул. Петропавловская, 68, кв. 26 г.

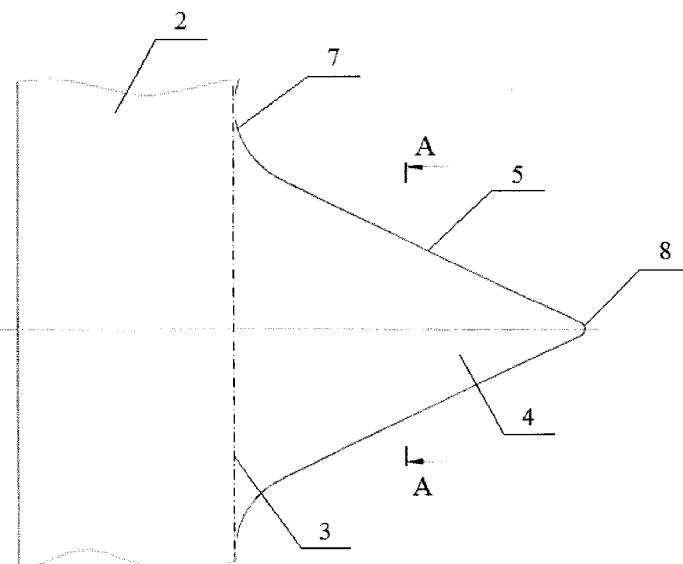
Пермь, 640068, г. Perm (RU). **БЕКУРИН, Дмитрий Борисович** (BEKURIN, Dmitry Borisovich); ул. Запорожская, д. 19, кв. 13, г. Пермь, 640083, g. Perm (RU). **КОПЫСОВ, Дмитрий Владиславович** (KOPYSOV, Dmitry Vladislavovich); ул. Горького, д. 65, кв. 103, г. Пермь, 614007, g. Perm (RU). **КОБЕЛЕВ, Николай Валерьевич** (KOBELEV, Nikolai Valeryevich); ул. Молодежная, д. 2, кв. 2, д. Дубовое, Березовский р-н, Пермский край, д. Дубовое, Березовский р-н (RU). **СИНЕР, Александр Александрович** (SINER, Aleksandr Aleksandrovich); ул. Космонавте Беляева, д. 222, г. Пермь, 614065, g. Perm (RU). **МИРОНОВ, Алексей Константинович** (MIRONOV, Aleksei Konstantinovich); ул. Плющиха, д. 42, кв. 53, Москва, 119121, Moscow (RU). **КРАШЕННИКОВ, Сергей Юрьевич** (KRASHENNIKOV, Sergei Yuryevich); ул. Кедрова, д.13, корп.1, кв.47, Москва, 117036, Moscow (RU).

(74) Агент: ЖАМОЙДИК, Кирилл Михайлович (ZHAMOIDIK, Kirill Mikhailovich); АО "ОДК", проспект Буденного 16, Москва, 105118, Moscow (RU).

[продолжение на следующей странице]

(54) Title: CHEVRON NOZZLE OF A GAS TURBINE ENGINE

(54) Название изобретения : ШЕВРОННОЕ СОПЛО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ



Фиг. 2

дивателя включает выхлопную трубу (2), на выходном торце (3) которой расположены шевроны (4) треугольной формы. Шевроны (4) имеют профилированные кромки (5) с краями (6). Шевроны (4) наклонены, соответственно, под углом 6-8 к линии тока на выходе сопла наружного контура и под углом 4-6 к линии тока на выходе сопла внутреннего контура. Кромки (5) шевронов (4) могут быть выполнены выпуклой, вогнутой или прямой формы. Заявленное изобретение позволяет снизить шум и уменьшить аэродинамические потери при работе.

(57) Abstract: The invention relates to the field of engine building, and more particularly to jet nozzles with noise reduction devices, and is intended for use in aircraft engines. A chevron nozzle of a gas turbine engine comprises an exhaust pipe (2), on the output end (3) of which there are chevrons (4) which are triangular in shape. The chevrons (4) have profiled contours (5) with edges (6). The chevrons (4) are inclined at an angle of 6-8 to the line of flow at the outlet of a secondary flow nozzle and at an angle of 4-6 to the line of flow at the outlet of a primary flow nozzle, respectively. The contours (5) of the chevrons (4) can be convex, concave or straight in shape. The claimed invention makes it possible to reduce noise and reduce aerodynamic losses during operation.

(57) Реферат: Изобретение относится к области двигателестроения, в частности к реактивным соплам с устройствами подавления шума, и предназначено для использования в авиационных двигателях.

Шевронное сопло газотурбинного



(81) **Указанные государства** (если не указано иначе, для каждого вида национальной охраны): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) **Указанные государства** (если не указано иначе, для каждого вида региональной охраны): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), европейский патент (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Опубликована:

— с отчётом о международном поиске (статья 21.3)

ШЕВРОННОЕ СОПЛО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Область техники

Изобретение относится к области двигателестроения, в частности к 5 реактивным соплам с устройствами подавления шума, и предназначено для использования в авиационных двигателях.

Предшествующий уровень техники

В области авиационного двигателестроения существует проблема, связанная с необходимостью создания сопел с низким уровнем шума, 10 генерируемого струёй.

Наиболее близким к заявляемой конструкции является шевронное сопло, содержащее выхлопную трубу, на выходном торце которой расположены шевроны треугольной формы (Патент US 6532729, В63Н 11/00, 18.03.2003). Известное устройство имеет недостаток, обусловленный 15 тем, что отсутствие ограничений на угол внедрения шеврона в газовый поток может приводить к усилению высокочастотного шума и уменьшению гашения шума. Прямолинейные и заостренные (сведенные на нет) кромки шевронов не позволяют получить дополнительного вихреобразования для увеличения акустического эффекта, снижения шума.

20 Указанные выше недостатки устраняются в заявлном изобретении.

Технический результат заявленного изобретения заключается в снижении шума и уменьшении аэродинамических потерь при работе.

Раскрытие изобретения

25 Заявленный технический результат достигается тем, что шевронное сопло газотурбинного двигателя, включающее выхлопную трубу, на выходном торце которой расположены шевроны треугольной формы, согласно изобретению, шевроны имеют профилированные кромки и

наклонены, соответственно, под углом 6-8° к линии тока на выходе сопла наружного контура и под углом 4-6° к линии тока на выходе сопла внутреннего контура.

При этом кромки шевронов могут быть выполнены выпуклой
5 формы.

Кромки шевронов могут быть выполнены вогнутой формы.

Кромки шевронов могут быть выполнены прямой формы.

Представленная конструкция шевронного сопла с оптимизированным углом наклона шевронов позволяет уменьшить шум на 10 0,5-1,2 EPNdB (фактически воспринимаемый шум в децибелах), избежав появления паразитного высокочастотного шума, а профилирование кромок шеврона и использование определенным образом выполненных краев кромок позволяет снизить потери полного давления на 0,03-0,05%. Данний технический результат был подтвержден при испытании моделей 15 заявленного устройства в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», а также при испытаниях опытных образцов в составе газотурбинного двигателя на испытательных стендах ОАО “Авиадвигатель”.

Выбор углов 6-8° наклона шевронов к линии тока на выходе сопла наружного контура и углов 4-6° наклона шевронов к линии тока на выходе 20 сопла внутреннего контура (углов внедрения шевронов в поток) обусловлен тем, что при указанных углах достигается наиболее эффективное подавление шума при минимальной потере полного давления.

Выполнение каждого из шевронов с профилированными кромками, имеющими определенным образом выполненные края, обеспечивает 25 получение дополнительного вихреобразования и, как следствие, дополнительного снижения шума. При перетекании газа через кромку шеврона происходит дополнительное вихреобразование за счет срыва потока на краях кромки. Края профилированных кромок шеврона

позволяют повысить эффективность шумоглушения струи за счёт разницы скоростей (V_1-V_2 для сопла наружного контура и V_2-V_3 для сопла внутреннего контура), вследствие которой образуется вихрь, увеличивающий степень смешения потоков, тем самым уменьшая шум и 5 потери полного давления в сопле.

Форма профиля кромки шеврона может быть выпуклой, вогнутой или прямой.

Краткое описание чертежей

Сущность заявленного изобретения поясняется следующими 10 чертежами:

- на фиг. 1 изображен общий вид шевронного сопла;
- на фиг. 2 показан общий вид шеврона;
- на фиг. 3 представлено продольное сечение сопла;
- на фиг. 4 показан поперечный разрез шеврона с прямой кромкой;
- на фиг. 5 представлен поперечный разрез шеврона с выпуклой 15 кромкой;
- на фиг. 6 приведен поперечный разрез шеврона с вогнутой кромкой.

Осуществление изобретения

Шевронное сопло 1 (фиг.1) состоит из выхлопной трубы 2, на 20 выходном торце 3 которой расположено множество шевронов 4. При этом каждый шеврон 4 (фиг. 2) имеет треугольную форму (треугольную конфигурацию) и профилированные кромки 5 с краями 6, выполненными соответствующим образом. Между шевронами 4 выполнены скругления 7, а каждый из шевронов 4 имеет скругление 8 на его конце.

Шевроны 4 установлены под углом $\alpha_1 = 6-8^\circ$ к линии 9 тока на 25 выходе сопла наружного 10 контура и под углом $\alpha_2 = 4-6^\circ$ к линии 11 тока на выходе сопла внутреннего 12 контура (см. фиг.3). Линия 9 тока на выходе сопла наружного 10 контура определяется как средняя линия

между касательной 13 к внутренним обводам сопла наружного 10 контура и касательной 14 к внешним обводам сопла внутреннего 12 контура. Для сопла внутреннего 12 контура линия 11 тока определяется как средняя линия между касательной 15 к внутренним обводам сопла внутреннего 5 контура 12 и касательной 16 к внешним обводам центрального тела 17. Угол α_1 наклона шеврона 4 для сопла наружного 10 контура определяется как угол между касательной 18 к внутренней поверхности шеврона 4 и линией 9 тока на выходе сопла наружного 10 контура, а угол α_2 наклона шеврона 4 для сопла внутреннего 12 контура определяется как угол между 10 касательной 19 к внутренней поверхности шеврона 4 и линией 11 тока на выходе сопла внутреннего 12 контура.

Линиями 20 на фиг. 4-6 схематично обозначены линии вихреобразования при обтекании кромки 5 шеврона 4.

Шевронное сопло газотурбинного двигателя работает следующим 15 образом.

При обтекании шевронов 4 сопла наружного 10 контура создаются условия для появления взаимного скоса двух потоков: основного потока газа, истекающего из сопла наружного 10 контура со скоростью V_2 , и потока газа, идущего по наружной обечайке сопла наружного 10 контура 20 со скоростью V_1 . В результате этого возникает разность скоростей (V_1-V_2) двух потоков, усиливается вихреобразование (см. поз. 20 на фиг. 4-6) за счет наличия соответствующих краев 6 на кромках 5 шеврона 4 и выполнения кромки 5 профилированной (например, вогнутой), при этом уменьшается шум. При обтекании шевронов 4 сопла внутреннего 12 контура создаются условия для появления взаимного скоса двух потоков: основного потока газа, истекающего из сопла внутреннего 12 контура со скоростью V_3 , и потока газа, истекающего из сопла наружного 10 контура 25 со скоростью V_2 . В результате этого возникает разность скоростей (V_2-V_3)

5

двух потоков, усиливается вихреобразование за счет наличия соответствующих краев 6 на кромках 5 шеврона 4 и выполнения кромки 5 профилированной, при этом уменьшается шум.

5

10

15

20

25

Формула изобретения

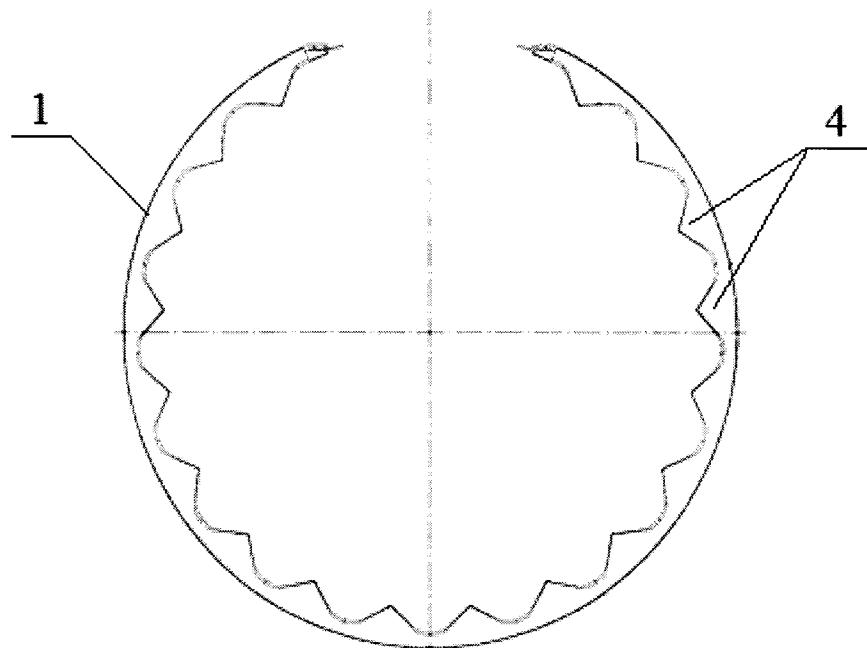
1. Шевронное сопло газотурбинного двигателя, включающее выхлопную трубу, на выходном торце которой расположены шевроны треугольной формы, отличающееся тем, что шевроны имеют профилированные кромки и наклонены, соответственно, под углом 6-8° к линии тока на выходе сопла наружного контура и под углом 4-6° к линии тока на выходе сопла внутреннего контура.
2. Шевронное сопло по п.1, отличающееся тем, что кромки шевронов выполнены выпуклой формы.
3. Шевронное сопло по п.1, отличающееся тем, что кромки шевронов выполнены вогнутой формы.
4. Шевронное сопло по п.1, отличающееся тем, что кромки шевронов выполнены прямой формы.

15

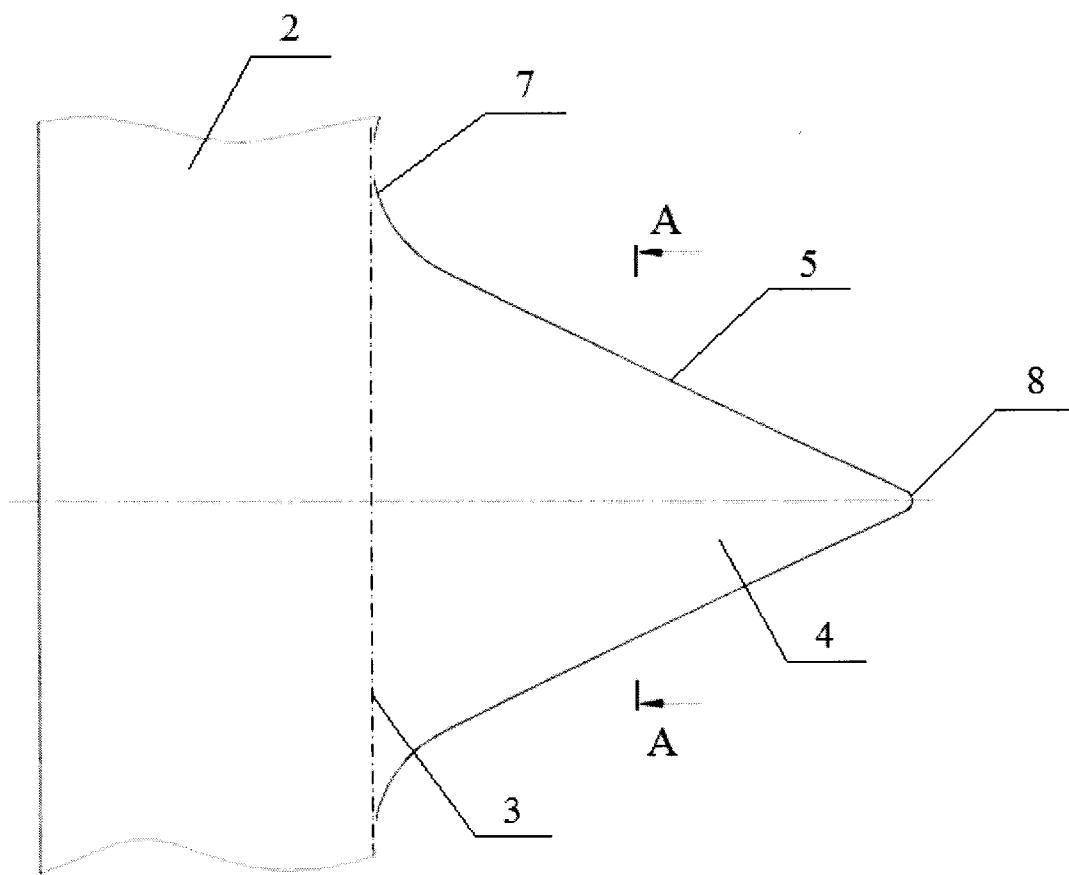
20

25

1/3

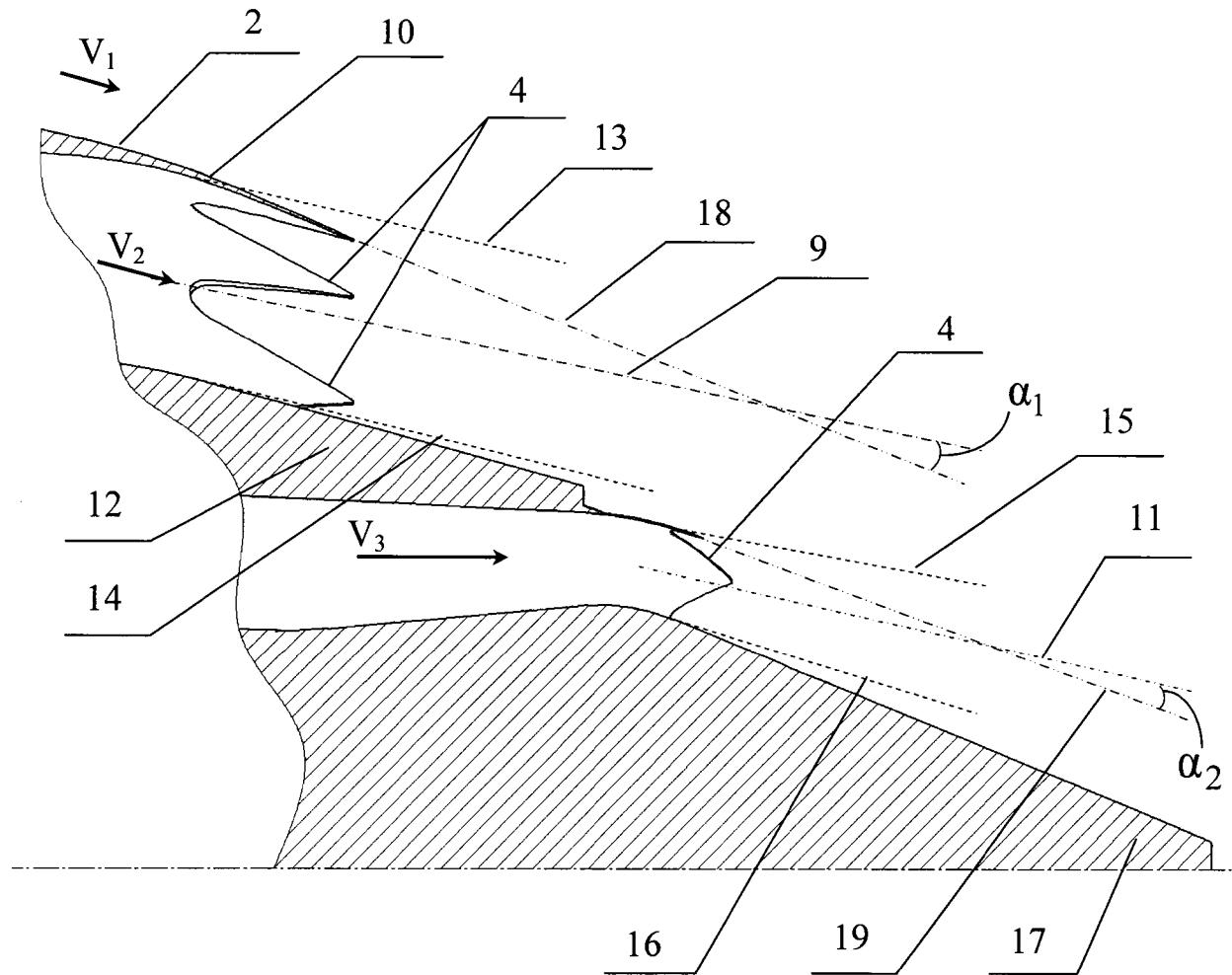


Фиг. 1

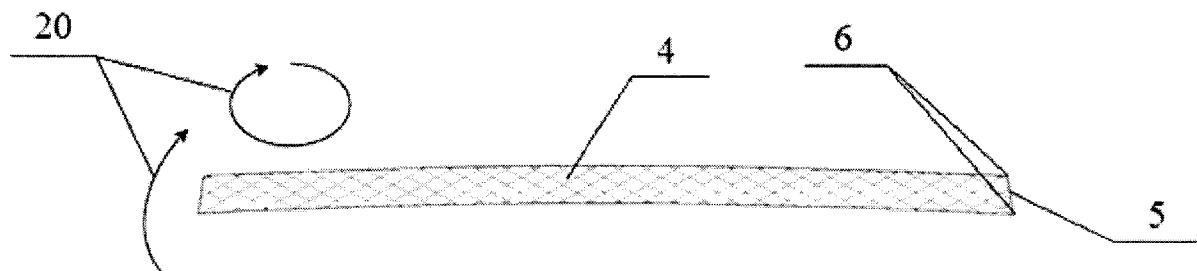


Фиг. 2

2/3

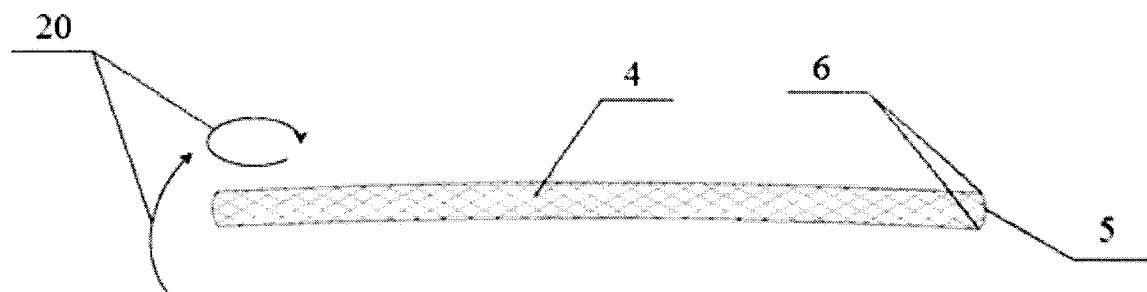
**Фиг. 3**

A-A

**Фиг. 4**

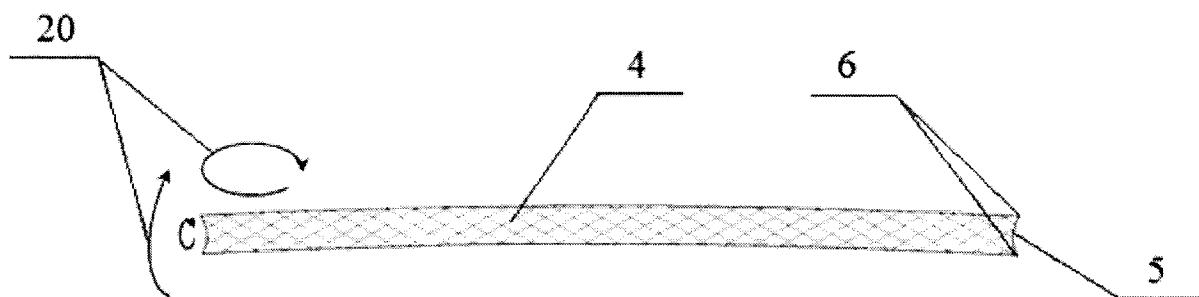
3/3

A-A



Фиг. 5

A-A



Фиг. 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 2016/000713

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02K 1/46 (2006.01); F02K 1/34 (2006.01)

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02K 1/00, 1/28-1/48

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

PatSearch (RUPTO internal), USPTO, PAJ, Esp@cenet, DWPI, EAPATIS, PATENTSCOPE, Information Retrieval System of FIPS

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 6487848 B2 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) 03.12.2002, items 9-14 of the claims, col. 4, fig. 1 -3	1-4
Y	US 7065957 B2 (THE BOEING COMPANY) 27.06.2006, fig. 1, 4, 4B	1-4
Y	US 5088665 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) 18.02.1992, fig. 3-8	2-3

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

13 February 2017 (13.02.2017)

Date of mailing of the international search report

16 February 2017 (16.02.2017)

Name and mailing address of the ISA/

RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Номер международной заявки

PCT/RU 2016/000713

A. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ

*F02K 1/46 (2006.01)**F02K 1/34 (2006.01)*

Согласно Международной патентной классификации МПК

B. ОБЛАСТЬ ПОИСКА

Проверенный минимум документации (система классификации с индексами классификации)

F02K 1/00, 1/28-1/48

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, используемые поисковые термины)

PatSearch (RUPTO internal), USPTO, PAJ, Esp@cenet, DWPI, EAPATIS, PATENTSCOPE, Information Retrieval System of FIPS

C. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:

Категория*	Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
Y	US 6487848 B2 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) 03.12.2002, п.п. 9-14 формулы, кол. 4, фиг. 1-3	1-4
Y	US 7065957 B2 (THE BOEING COMPANY) 27.06.2006, фиг. 1, 4, 4B	1-4
Y	US 5088665 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) 18.02.1992, фиг. 3-8	2-3



последующие документы указаны в продолжении графы C.



данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:	“T”	более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или приоритета, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение
“A”		
документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным	“X”	документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной или изобретательским уровнем, в сравнении с документом, взятым в отдельности
“E”		
более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или после нее	“Y”	документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает изобретательским уровнем, когда документ взят в сочетании с одним или несколькими документами той же категории, такая комбинация документов очевидна для специалиста
“L”		
документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано)	“&”	документ, являющийся патентом-аналогом
“O”		
документ, относящийся к устному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.		
“P”		
документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты исчисляемого приоритета		

Дата действительного завершения международного поиска 13 февраля 2017 (13.02.2017)	Дата отправки настоящего отчета о международном поиске 16 февраля 2017 (16.02.2017)
Наименование и адрес ISA/RU: Федеральный институт промышленной собственности, Бережковская наб., 30-1, Москва, Г-59, ГСП-3, Россия, 125993 Факс: (495) 531-63-18, (8-499) 243-33-37	Уполномоченное лицо: Седов И.В. Телефон № 8-499-240-25-91

Форма PCT/ISA/210 (второй лист) (Январь 2015)