


Дзяржаўны камітэт па навуцы і
тэхналогіях Рэспублікі Беларусь
НАЦЫЯНАЛЬНЫ ЦЭНТР
ІНТЭЛЕКТУАЛЬНАЙ
УЛАСНАСЦІ



**ВЫНАХОДСТВЫ
КАРЫСНЫЯ МАДЭЛІ
ПРАМЫСЛОВЫЯ ўЗОРЫ**

АФЦЫЙНЫ БЮЛЕТЭНЬ

ВУ МІНСК 2007 г. № 1 Выдаецца з 1994 г.

Звесткі, змяшчаныя ў гэтым бюлетэні,
дэклараваныя і аб'яўленыя з
28 лютага 2007 г.

**ЗАЯЎКІ НА ВЫНАХОДСТВЫ
г.л. нумарацыйны паказальнік**

**ЗАЯЎКІ РСТ
г.л. нумарацыйны паказальнік**

**ПАТЭНТЫ НА ВЫНАХОДСТВЫ
8841-9018**

**ПАТЭНТЫ НА КАРЫСНЫЯ МАДЭЛІ
3278-3409**

**ПРАМЫСЛОВЫЯ ўЗОРЫ
1188-1252**

ВУ Официальный бюллетень. № 1 2007.02.28

(71) Желток Леонид Ипполитович (ВУ);
(72) Желток Леонид Ипполитович (ВУ); Го-
роников Михаил Викитич (ЛУ)

(54) **Векосенная неоновая перелачка с изме-
няемым моментом вращения**

B64

(51)⁷ В 64С
(21) а 20060924 (22) 2006.09.20
(71) Москаленко Виктор Иванович (ВУ);
(72) Москаленко Виктор Иванович (ВУ);
(54) **Летательный аппарат**

РАЗДЕЛ С

**ХИМИЯ;
МЕТАЛЛУРГИЯ**

С01

(51)⁷ С 01В
(21) а 20050547 (22) 2005.06.02
(71) Государственное научное учреждение
"Институт молекулярной и атомной фи-
зики Национальной академии наук Бела-
руси" (ВУ)
(72) Бураков Виктор Семенович; Савастенко
Наталья Александровна; Мисаков Пулат
Якубович; Тарасенко Николай Владими-
рович (ВУ)
(54) **Способ получения наноразмерного поро-
шка карбида вольфрама**

(51)⁷ С 01В, С 08К, С 09D
(21) а 20050580 (22) 2005.06.13
(31) 10 2004 029 069.5 (32) 2004.06.16 (33) DE
(71) Deyussa AG (DE)
(72) ФРИНКМАНН, Ульрих; ГЕПЦ, Кристиан;
КРИСТИАН, Ханс-Дитер (DE)

(54) **Синтаксаль с модифицированной по-
верхностью, способ его получения, его
применение и лаковая композиция**

С02

(51)⁷ С 02F
(21) а 20050496 (22) 2005.05.23
(71) Государственное научное учреждение
"Полесский аграрно-экологический ин-
ститут Национальной академии наук Бел-
аруси"; Брестское областное унитарное

предприятие "Управление жилищно-ком-
мунального хозяйства" (ВУ)

(72) Яромский Виктор Николаевич; Лобанов
Сергей Александрович; Усачева Людмила
Николаевна; Мясота Юрий Григорье-
вич; Волчек Анастасия Александровна
(ВУ)

(54) **Способ обеззараживания осадка сто-
чных вод**

С03

(51)⁷ С 03С
(21) а 20050549 (22) 2005.06.02
(71) Учреждение образования "Белорусский
государственный технологический уни-
верситет" (ВУ)
(72) Бобкова Нинель Мироновна; Хотько Снег-
лава Александровна (ВУ)
(54) **Стекло для золотой фольгированной
смальты и способ изготовления золо-
той фольгированной смальты**

(51)⁷ С 03С
(21) а 20050550 (22) 2005.06.02
(71) Учреждение образования "Белорусский
государственный технологический уни-
верситет" (ВУ)
(72) Леницкий Иван Адамович; Битель Ирина
Сергеевна (ВУ)
(54) **Прозрачная глазурь**

С04

(51)⁷ С 04В
(21) а 20050537 (22) 2005.06.01
(71) Государственное научное учреждение
"Институт общей и неорганической хи-
мии" НАН Беларуси (ВУ)
(72) Ратько Анатолий Иванович; Азаров Сер-
гей Михайлович; Азарова Татьяна Алекс-
сеевна; Шемченко Сергей Владимирович
(ВУ)
(54) **Способ получения пористого материа-
ла, преимущественно для фильтрую-
щих элементов**

С07

(51)⁷ С 07С
(21) а 20050542 (22) 2005.06.01

13

Государственный комитет по науке и технологиям Республики Беларусь
**НАЦИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР
ИНТЕЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**
220034, г. Минск, ул. Козлова, 20
т. (017) 294-36-56, т./факс (017) 285-26-05, E-mail: ncip@belgospatent.by

2009.07.31 № а 20060924

(98) **Получатель:** Москаленко
Виктор Иванович

ЗАПРОС

(21) Заявка №	а 20060924
(22) Дата подачи заявки	20 сентября 2006 года (2006.09.20)
(86) Заявка	
(71) Заявитель(и)	Москаленко Виктор Иванович (ВУ)
(72) Автор(ы)	Москаленко Виктор Иванович (ВУ)
(54) Название изобретения	Летательный аппарат

Для возможности дальнейшего рассмотрения заявки экспертиза предлагает Заявителю представить:

дополнительные материалы

мнение относительно приведенных в запросе доводов, замечаний, предложений

Ответ на запрос должен быть представлен в 2-х месячный срок с даты его получения Заявителем (часть 3 пункта 3 статьи 21 Закона РБ «О патентах на изобретения, полезные модели, промышленные образцы», далее — Закон). По ходатайству Заявителя, поступившему в адрес экспертизы до истечения указанного срока, он может быть продлен. В случае непоступления от Заявителя в установленный срок ответа на запрос или ходатайства о продлении этого срока

заявка будет считаться отозванной (часть 4 пункта 3 статьи 21 Закона)

экспертиза будет проведена в соответствии с частью 2 пункта 3 статьи 18 Закона

2

Замечания и доводы экспертизы:

Представленные заявителем в ответе на запрос экспертизы дополнительные материалы включают доводы заявителя относительно выявленного экспертизой несоответствия заявленного технического решения условию патентоспособности «новизна», а также керокопии запроса экспертизы, противопоставляемого по заявке украинского патента на полезную модель UA 917 U и перевод на русский язык формулы полезной модели.

Анализ ответа заявителя показал следующее.

В своем ответе заявитель утверждает, что выявленное экспертизой из уровня техники средство того же назначения содержит обтекатель, в то время как формула изобретения предложенного им летательного аппарата содержит купол. Однако следует отметить, что и в известном летательном аппарате, и в заявленном техническом решении купол и обтекатель выполняют одинаковые функции, а именно – обеспечение возможности забора воздуха с их верхней (надкупольной) части, направление кольцевого потока воздуха вниз (вдоль купола или обтекателя и корпуса) и уменьшение сопротивления вертикальному перемещению.


Экспертиза обращает внимание заявителя, что уровень техники включает в себя, в частности, не только формулы изобретения известных решений, но и их словесные описания и чертежи (пункт 86 Правил проведения патентной экспертизы заявки на выдачу патента на изобретение).

Таким образом, экспертиза не изменяет сделанные ранее выводы относительно того, что из уровня техники известно средство того же назначения, что и заявленное изобретение, имеющее признаки, идентичные всем признакам, содержащимся в скорректированной заявителем формуле изобретения.

В соответствии с пунктом 100 Правил, установлено, что изобретение, охарактеризованное в представленной заявителем в ответе на запрос экспертизы формуле изобретения, не соответствует условию патентоспособности «новизна».

Начальник отдела машиностроения и строительства
управления экспертизы изобретений

Главный специалист



форма УЭИ-1

В НАЦИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ
Государственного комитета по науке технологиям Республики Беларусь

ул. Козлова, д. 20, 220034, г. Минск

Ответ на ЗАПРОС экспертизы изобретений по заявке № а 20060924.

Запрос от 2009.07.31.
Заявитель Москаленко В.И.

Уважаемые эксперты Национального центра интеллектуальной собственности!

Отвечая на ЗАПРОС от 2009.07.31 по заявке № а 20060924, на изобретение летательного аппарата вертикального взлёта и посадки, где автору было указано на несоответствие условию патентования его заявки, по причине наличия якобы подобного технического решения, применённого в летательном аппарате вертикального взлёта и посадки за номером UA 917 U, 2001 г. (Украинский патент на полезную модель), автор обращает внимание экспертов на то, что обтекатель поция 5, выполненный в форме купола, не участвует в создании подъёмной силы летательного аппарата UA 917 U, 2001 г., и мало того, реактивная струя от винтового винтэлэтора поз.3 и реактивного двигателя поз.1, в данной украинской конструкции, согласно уравнения сохранения энергии для движущихся жидкостей и газов - уравнение Д. И. Бернулли, будет создавать эффект, который наблюдается в эжекторах, то есть под обтекателем поз.5 будет создаваться разрежение газов по отношению к давлению воздуха с наружной стороны обтекателя. В результате обтекатель поз.5 будет создавать отрицательную подъёмную силу, в то время как под куполообразным крылом летательного аппарата автора В.И. Москаленко, подъёмная сила носит иной характер и является положительной. Что касается раскладки остальных сил, работающих в конструкции летательного аппарата UA 917 U, 2001 г., то их рассмотрение в данном случае не имеет смысла, так как корпус поз.8, украинского летательного аппарата, обдувается реактивной струей от винтового винтэлэтора поз.3 и реактивного двигателя поз.1 снаружи, а в то время как в заявке № а 20060924 купол обдувается с внутренней стороны. На этом основании можно считать, что способы получения подъёмной силы в украинском летательном аппарате, заявка UA 917 U, 2001 г., и в летательном аппарате, заявка № а 20060924, разные. При этом разные по смыслу и словесные формулы заявок на полезную украинскую модель и заявки на изобретение автора В.И. Москаленко, то есть ни чего общего между собой эти формулы и принципы создания подъёмной силы, в рассматриваемых летательных аппаратах, не имеют. В этой



связи автор считает, что ссылка экспертов на украинский патент UA 917 U, 2001 г., не имеет под собой основания для утверждения идентичности, как словесных формул, так и принципов создания подъёмной силы, работающих в конструкции автора - заявка № а 20060924 и в украинском патенте. В заявке автора В.И. Москаленко реактивная струя движется вдоль **внутренней поверхности купола**, что и отражено в формуле его изобретения, и в то время как в формуле украинской полезной модели, реактивная струя движется **вдоль наружной стороны корпуса** летательного аппарата, в котором находится кабина экипажа, что принципиально отличает эти две заявки как по принципу создания подъёмной силы, так и по тексту их формул.

В этой связи автор ещё раз передаёт экспертам перевод формулы украинского патента на полезную модель с украинского на русский язык, а также эквивалентно украинского патента UA 917 U, 2001 г.

С уважением: В.И. Москаленко *В.И. Москаленко* 20 августа 2009 года.

Перевод с украинского на русский язык формулы украинского патента UA 917 U, 2001 г., на летательный аппарат вертикального взлёта и посадки.

Формула патента UA 917 U, 2001 г.

1. Летательный аппарат вертикального взлёта и посадки, сконструированный как единовальная вертикальная моно система, которая имеет турбореактивный двигатель с винтэлэтором и кольцевым соплом, которое расположено с возможностью направления реактивной струи вдоль образующей корпуса, и корпус с аэродинамической поверхностью, который **отличается** тем, что двигатель расположен над корпусом летательного аппарата таким образом, что центр давления реактивной струи находится выше центра тяжести летательного аппарата, а поверхность корпуса, расположена в потоке этой струи, имея в разрезе такую форму, что силы, которые образуются в направлении движения потока вдоль этой поверхности, направлены перпендикулярно к ней, а результирующая этих сил направлена вверх и в сторону под острым углом до вертикальной оси корпуса аппарата, при этом двигатель соединён с корпусом аппарата шарнирно и османён обтекателем.
2. Летательный аппарат по п.1, который отличается тем, что он сконструирован в виде каркасно-связанных носков, в которых размещены основные элементы аппарата.
3. Летательный аппарат по п.1 либо 2, который отличается тем, что боковая поверхность корпуса аппарата и обтекателя двигателя выполнены ударно прочными и способными к амортизации при соударении с посторонними объектами.

Пр.7.5.8

Государственный комитет по науке и технологиям Республики Беларусь
**НАЦИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**
220034, г. Минск, ул. Козлова, 20
т. (017) 294-36-56, т./факс (017) 285-26-05, E-mail: ncip@belgospatent.by

2011.06.02 № а 20060924 (98) Получатель: Москаленко
Виктор Иванович

**РЕШЕНИЕ
о выдаче патента
на изобретение**

(21) Заявка №	а 20060924
(22) Дата подачи заявки	20 сентября 2006 года (2006.09.20)
Приоритет установлен по дате: подачи данной заявки (22) 2006.09.20	
(85) Дата перехода на национальную фазу	
(86) Регистрационные данные заявки РСТ	
(87) Номер и дата публикации заявки РСТ	
(71) Заявитель(и)	Москаленко Виктор Иванович (BY)
(72) Автор(ы)	Москаленко Виктор Иванович (BY)
(51) МПК	B 64C 29/00 (2006.01)
(54) Название изобретения	Летательный аппарат

Пр.7.5.9

РЭСПУБЛІКА БЕЛАРУСЬ



ПАТЭНТ

НА ВYНАХОДСТВА
№ 14983
Летательный аппарат

выданы
Национальным центром интеллектуальной уласнасці
у адпаведнасці з Законом Рэспублікі Беларусь
«Аб патэнтах на вынаходствы, карысныя мадэлі, прамысловыя ўзоры»

Патэнтаўладальнік (патэнтаўладальнікі):
Москаленко Вiктор Іванавіч (BY)

Аўтар (аўтары):
Москаленко Вiктор Іванавіч (BY)

Заяўка №	а 20060924	Дата падачы:	2006.09.20
Зарэгістравана ў Дзяржаўным рэстры вынаходстваў:			2011.06.23
Дата пачатку дзеяння:			2006.09.20

Генеральны дырэктар  Л.І. Варанецкі





ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ (12)

РЕСПУБЛИКА БЕЛАРУСЬ (19) **ВУ (11) 13351**
С1
 (46) **2010.06.30**
 (51) МПК (2009) **F 02К 3/00**

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(54) **ДВУХКОНТУРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**

(21) Номер заявки: а 20080701 (22) 2008.05.30 (43) 2008.12.30 (71) Заявитель: Москаленко Виктор Иванович (ВУ) (72) Автор: Москаленко Виктор Иванович (ВУ)	(73) Патентообладатель: Москаленко Виктор Иванович (ВУ) (56) RU 2224905 C2, 2004, SU 1542156 A1, 1995, RU 2059094 C1, 1996, RU 2151900 C1, 2000, RU 2217597 C1, 2003, FR 2605679 A1, 1988.
---	---

(57) Двухконтурный газотурбинный двигатель, содержащий связанные между собой осевой компрессор, камеру сгорания и турбину, отличающийся тем, что содержит опорный фланец, центробежный компрессор, в рабочем колесе которого симметрично оси его вращения выполнена цилиндрическая полость, в которую симметрично этой оси помещен осевой компрессор, ротор которого неподвижно соединен с рабочим колесом центробежного компрессора, а статор которого закреплен на неподвижной полой оси, установленной в центре рабочего колеса центробежного компрессора, которая, в свою очередь, неподвижно закреплена на опорном фланце, при этом внутри полой оси статора осевого компрессора проходит вал привода агрегатов двигателя, который неподвижно соединен с

Fig. 1

BY 13351 C1 2010.06.30

ВУ 13351 C1 2010.06.30

ротатор осевого компрессора; в свою очередь, входной воздушный кольцевой канал камеры сгорания соединен со статором осевого компрессора на выходе из него сжатого воздуха, а кольцевой канал выхода рабочих газов из камеры сгорания обращен в сторону турбины, ротор которой неподвижно закреплен на внешней стороне рабочего колеса центробежного компрессора симметрично оси вращения этого колеса, а статор которой неподвижно закреплен на опорном фланце симметрично оси вращения ротора турбины, при этом ротор осевого компрессора, рабочее колесо центробежного компрессора и ротор турбины неподвижно соединены между собой и шарнирно подвешены на неподвижной полой оси статора осевого компрессора, являющейся их общей осью вращения.

Изобретение относится к области машиностроения, в частности к двигателестроению авиационной отрасли и предназначено для использования в качестве силовой установки на летательном аппарате с куполообразным крылом [Заявка на патент РБ а 20060924, МПК⁷ В 64С 29/00, G 1/14, 2006]. Изобретение также может быть использовано в качестве силовой установки для экранопланов, аппаратов на воздушной подушке, самолетов с вертикальным взлетом и посадкой, а также в качестве дополнительного устройства для сокращения длины пробега самолета при взлете и посадке.

Известен турбореактивный двигатель с эжекторным наддувом [патент RU 2201518 C2, МПК⁷ F 02К 3/02, 2003], предназначенный для создания реактивной тяги на сверхзвуковых летательных аппаратах, содержащий осевой компрессор, камеру сгорания и турбину.

Недостатком этого аналога является то, что при использовании его в качестве силовой установки на летательном аппарате с куполообразным крылом требуется дополнительное устройство для изменения направления потока газов на выходе из реактивного сопла, что снижает КПД двигателя. Другим недостатком аналога является то, что выходящие из реактивного сопла газы имеют высокую температуру, что требует введения дополнительных мер по обеспечению необходимого температурного режима в зоне сопряжения горячих газов с обшивкой купола летательного аппарата; к тому же обеспечение требуемого эжекторного наддува на летательном аппарате с куполообразным крылом сопряжено с усложнением конструкции этого аппарата, что конструктивно и экономически не оправдано на дозвуковых скоростях полета.

Наиболее близким аналогом, выбранным в качестве прототипа изобретения, является двухконтурный газотурбинный двигатель [патент RU 2224905 C2, МПК⁷ F 02К 3/02, F 01D 3/02, 2004], предназначенный для создания реактивной тяги на летательных аппаратах с дозвуковыми скоростями полета, содержащий осевой компрессор, камеру сгорания и турбину.

Недостатком прототипа, как и аналога, является то, что при использовании его в качестве силовой установки на летательном аппарате с куполообразным крылом требуется дополнительное устройство для изменения направления потока газов на выходе из реактивного сопла этого двигателя. Недостатком также является и то, что для создания приемлемого поля температур в приграничной зоне у обшивки купола летательного аппарата требуется введение в конструкцию реактивного сопла двигателя разделительного кожуха для направления потока холодного воздуха от второго контура двигателя на обшивку купола летательного аппарата. Введение этих мер ведет к снижению КПД прототипа, а значит, к ухудшению его технико-экономических показателей.

Задачей изобретения является получение на выходе из двигателя потока газов в форме вверса с замкнутой окружностью, с разделением этого потока на два слоя - горячий слой от первого контура двигателя и холодный слой от второго контура двигателя.

Решение поставленной задачи достигается тем, что в двухконтурном газотурбинном двигателе, содержащем осевой компрессор, камеру сгорания и турбину, образующие пер-

2

ВУ 13351 C1 2010.06.30

вый контур двигателя, согласно техническому решению, дополнительно введен центробежный компрессор, образующий второй контур двигателя. При этом осевой компрессор размещен внутри цилиндрической полости рабочего колеса центробежного компрессора симметрично оси вращения этого колеса, где ротор осевого компрессора неподвижно соединен с рабочим колесом центробежного компрессора. При этом ротор турбины двигателя неподвижно закреплен на внешней стороне рабочего колеса центробежного компрессора симметрично их общей оси вращения, а статор турбины неподвижно закреплен на опорном фланце двигателя симметрично оси вращения ротора турбины. Это позволило обеспечить направление потока горячих газов, выходящих из турбины, в той же плоскости, что и направление холодного воздушного потока, выбрасываемого центробежным компрессором. При этом неподвижно соединенные между собой ротор осевого компрессора, рабочее колесо центробежного компрессора и ротор турбины двигателя шарнирно подвешены на полой оси статора осевого компрессора, неподвижно закрепленной на опорном фланце двигателя и являющейся их общей осью вращения. Внутри полой оси статора осевого компрессора проходит вал привода агрегатов двигателя, неподвижно соединенный с ротором осевого компрессора. На выходе сжатого воздуха из осевого компрессора к его статору подсоединен входной кольцевой воздушный канал камеры сгорания, при этом кольцевой канал выхода рабочих газов из камеры сгорания обращен в сторону турбины.

Сущность заявленного двухконтурного газотурбинного двигателя поясняется чертежами на примере двухконтурного газотурбинного двигателя для летательного аппарата с куполообразным крылом, где изображено:

фиг. 1 - двухконтурный газотурбинный двигатель (главный вид);
 фиг. 2 - вид А на фиг. 1;
 фиг. 3 - разрез Б-Б на фиг. 1.

Двухконтурный газотурбинный двигатель (фиг. 1, 2 и 3) состоит из корпуса 1, опорного фланца 2, неподвижно соединенного с корпусом 1 при помощи аэродинамических направляющих 3 (количество аэродинамических направляющих определяется конструктивно), неподвижной полой оси 4, внутри которой размещен вал 5 привода агрегатов двигателя, направляющего аппарата 6 - статора, неподвижно закрепленного на оси 4 и являющегося совместно с ротором 7 осевым компрессором позиции 6 и 7, рабочего колеса 8, внутри которого симметрично оси (не обозначено) его вращения выполнена цилиндрическая полость (не обозначено), в которую симметрично оси вращения рабочего колеса 8 помещен осевой компрессор - позиции 6 и 7, при этом рабочее колесо 8 совместно с корпусом 1 образует центробежный компрессор - позиции 1 и 8, в котором ротор 7 неподвижно соединен с рабочим колесом 8. В конструкции двигателя также входит ротор 9, являющийся совместно со статором 10 турбины - позиции 9 и 10 двигателя, при этом ротор 9 неподвижно соединен с внешней стороной рабочего колеса 8 симметрично оси его вращения, а статор 10 неподвижно закреплен на опорном фланце 2 симметрично оси (не обозначено) вращения ротора 9. В конструкцию двигателя также входит камера 11 сгорания кольцевого типа, крепление которой к опорному фланцу 2 и статору 6 осуществляется при помощи болтового соединения (не обозначено). При этом кольцевой канал (не обозначено) выхода рабочих газов из камеры 11 сгорания направлен в сторону турбины - позиции 9 и 10, а входной воздушный кольцевой канал (не обозначено) камеры 11 сгорания соединен со статором 6 осевого компрессора - позиции 6 и 7 в месте выхода из него сжатого воздуха. По внутреннему периметру камеры 11 сгорания равномерно размещены рабочие топливные форсунки 12 (количество форсунок определяется конструктивно), а со стороны опорного фланца 2 установлены воспламенители 13 (количество воспламенителей определяется конструктивно). По центру опорного фланца 2 при помощи болтового соединения (не обозначено) закреплена распределительная коробка 14, внутри которой размещены приводы (не показано) к агрегатам, связанные кинематикой с валом 5, при

3

BY 13351 C1 2010.06.30

этом противоположный конец вала 5 неподвижно соединен с ротором 7. На распределительной коробке 14 крепятся следующие агрегаты: топливный насос 15, топливный регулятор 16, маслобак 17, привод 18 для прокрутки двигателя, маслоагрегат 19, воздуходелитель 20, гидронасос 21, генератор постоянного тока 22, стартер 23, датчик оборотов 24, рамка 25 для крепления не приводных агрегатов, датчиков и штуцеров (не показано). К опорному фланцу 2 также крепятся топливомасляный агрегат 26, дренажный бачок 27 и ряд других агрегатов, обслуживающих работу двигателя и системы жизнеобеспечения летательного аппарата (не показано). С целью обеспечения жесткости конструкции двигателя опорный фланец 2 дополнительно соединен с распределительной коробкой 14 двумя рамками 28 (фиг. 1 и 3). Агрегатная часть двигателя закрывается легкосъемным капотом 29. Для отбора сжатого воздуха на нужды летательного аппарата (не показано) и регулирования температурного режима в подкапотном пространстве (не обозначено) двигателя на корпусе 1 имеются фланцы 30 (фиг. 2) (количество фланцев 30 определяется конструктивно) для подсоединения воздухопроводов (не показано). Для подвески двигателя на кронштейны 31 (фиг. 1) летательного аппарата (не показано) в обтекателях 32 (фиг. 1 и 2) прорезаны отверстия 33 (фиг. 2) под установку кронштейнов 31, а на корпусе 1 двигателя имеются ответные кронштейны 34 с отверстиями (не показано) под болтовые соединения (не обозначено) с кронштейнами 31.

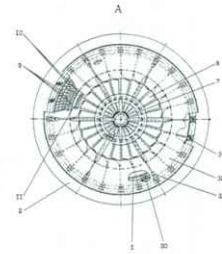
Работа двухконтурного газотурбинного двигателя (фиг. 1 и 2) осуществляется в результате получения крутящего момента на роторе 9 турбины - позиции 9 и 10 от действия давления на его лопатки (не обозначено) потока газов, образующихся при сгорании топливовоздушной смеси в камере 11 сгорания. В результате действия крутящего момента на ротор 9 осуществляется его вращение и вал 5 привода агрегатов двигателя. При вращении рабочего колеса 8 и ротора 7 атмосферный воздух, поступающий в центробежный компрессор - позиции 1 и 8 и в осевой компрессор - позиции 6 и 7, сжимается и далее распределяется по следующей схеме: из центробежного компрессора - позиции 1 и 8 сжатый воздух выбрасывается под купол летательного аппарата (не показано), а из осевого компрессора - позиции 6 и 7 сжатый воздух поступает в камеру 11 сгорания, где разделяется на два потока - первичный воздушный поток (не обозначено) и вторичный воздушный поток (не обозначено). При этом первичный воздушный поток направляется в зону (не обозначено) тонокорраспыленного топлива. Горение топлива протекает при небольшом избытке воздуха, благодаря чему обеспечивается высокая температура в зоне горения и устойчивость факела пламени. Остальная часть поступающего воздуха в камеру 11 сгорания - вторичный воздушный поток - обтекает камеру 11 сгорания снаружи, охлаждая ее, и через смешивательные отверстия (не обозначено), выполненные в корпусе камеры 11 сгорания, направляется в зону (не обозначено) смешивания с потоком горячих газов, получаемых от сгорания топливовоздушной смеси. В результате смешивания вторичного воздушного потока с горячими газами обеспечивается приемлемое поле температур перед турбиной - позиции 9 и 10. Выходящий из камеры 11 сгорания поток горячих газов последовательно проходит через ряд лопаток (не обозначено) турбины - позиции 9 и 10 и, отдав ей часть энергии, выбрасывается под купол летательного аппарата (не показано), где создает суммарную подъемную силу и реактивную тягу летательного аппарата вместе с потоком выбрасываемого сжатого воздуха из центробежного компрессора - позиции 1 и 8. При этом поток горячих газов, полученный в результате работы первого контура, куда входят осевой компрессор - позиции 6 и 7, камера 11 сгорания и турбина - позиции 9 и 10, отсоединяется от внутренней обшивки купола летательного аппарата (не показано) холодным воздушным потоком второго контура, образованного центробежным компрессором - позиции 1 и 8. Тем самым создается приемлемый температурный режим для конструкции летательного аппарата, на котором применяется данный двигатель. Обеспечение устойчи-

BY 13351 C1 2010.06.30

вой работы осевого компрессора - позиции 6 и 7 на перчаточных оборотах ротора 7 осуществляется за счет регулирования пропускной способности входного воздушного канала (не показано) двигателя. Для этой цели также возможна установка клапанов (не показано) перепуска воздуха из осевого компрессора - позиции 6 и 7 в центробежный компрессор - позиции 1 и 8.

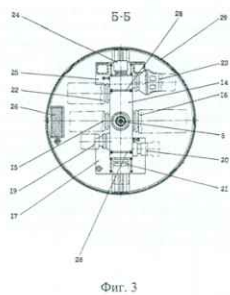
Предполагаемый технико-экономический эффект от применения двухконтурного газотурбинного двигателя на летательном аппарате с куполообразным крылом заключается в увеличении КПД летательного аппарата, в сравнении с его КПД при использовании газотурбинных двигателей, традиционно применяемых в реактивной авиации. В свою очередь, при увеличении КПД летательного аппарата уменьшается расход топлива на единицу перевозимого им груза, а также увеличивается грузоподъемность и дальность его полета.

Предполагаемый положительный эффект от применения двухконтурного газотурбинного двигателя на летательном аппарате с куполообразным крылом заключается и в увеличении надежности и безопасности летательного аппарата за счет снижения поля температур, воздействующих на его конструкцию.



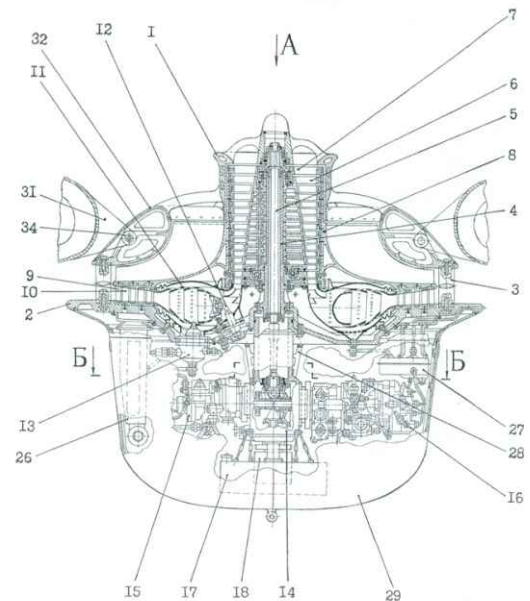
Фиг. 2

BY 13351 C1 2010.06.30

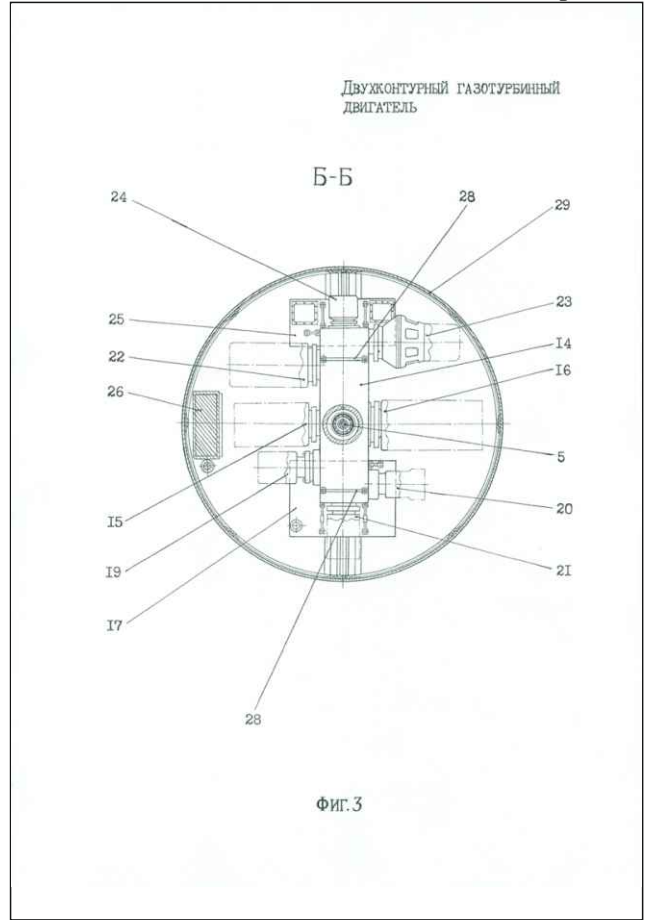
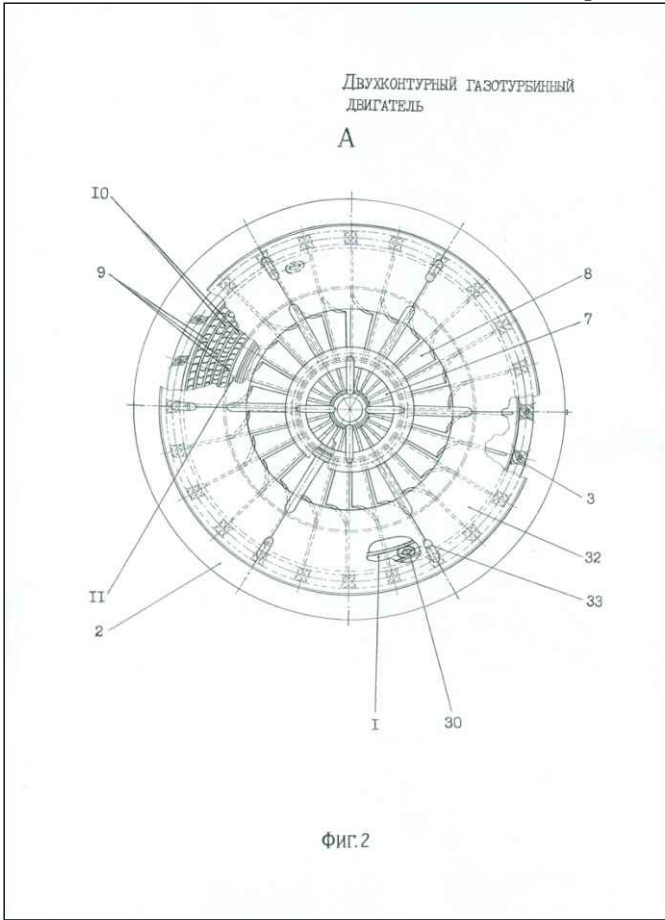


Фиг. 3

ДВУХКОНТУРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ



Фиг.1



Дзяржаўны камітэт на навуцы і тэхналогій Рэспублікі Беларусь
НАЦЫЯНАЛЬНЫ ЦЭНТР ІНТЭЛЕКТУАЛЬНАЙ УЛАСНАСЦІ

ВЫНАХОДСТЫ
КАРЫСНЫЯ МАДЭЛІ
ПРАМЫСЛОВЫЯ УЗОРЫ

АФЦЫЙНЫ БЮЛЕТЭНЬ

ВУ МІНСК 2010 г. № 3 Выдаецца з 1994 г.

Звесткі, змяшчаныя ў гэтым бюлэтэні, лічыцца аўтэнтычнымі з 30 чэрвеня 2010 г.

ЗАЯЎКІ НА ВЫНАХОДСТЫ
гл. нумары афіцыйнага паказальнік:

ЗАЯЎКІ РСТ
гл. нумары афіцыйнага паказальнік:

ПАТЭНТЫ НА ВЫНАХОДСТЫ
13190-13396

ПАТЭНТЫ НА КАРЫСНЫЯ МАДЭЛІ
6223-6378

ПРАМЫСЛОВЫЯ УЗОРЫ
1906-1936

ВУ Официальный бюллетень № 3 2010.06.30

пружинами к этой торцевой поверхности и к боковине статора; на боковинах статоров установлены уплотнительные пластины, подпружиненные к боковинам подвижных лопастей, к боковинам роторов и к обшему валу.

7. Двигатель по п. 3, отличающийся тем, что шестерня, состоящая с шестеренными камерами сгорания, и шестерня, расположенная на общем валу, выполнены в виде шестеренчатого масляного насоса.

воздушный кольцевой канал камеры сгорания соединен со статором осевого компрессора на выходе из него сжатого воздуха, а кольцевой канал выхода рабочих газов из камеры сгорания обращен в сторону турбины, ротор которой неподвижно закреплен на внешней стороне рабочего колеса центробежного компрессора симметрично оси вращения этого колеса, а статор которой неподвижно закреплен на опорном фланце симметрично оси вращения ротора турбины, при этом ротор осевого компрессора, рабочее колесо центробежного компрессора и ротор турбины неподвижно соединены между собой и шарнирно подвешены на неподвижной оси статора осевого компрессора, являющейся их общей осью вращения.

(51) МПК (2009) (11) 13351 С2
F 02К 3/00
(21) а 20080701
(43) 2008.12.30
(71) Москаленко Виктор Иванович (ВУ)
(72) Москаленко Виктор Иванович (ВУ)
(73) Москаленко Виктор Иванович (ВУ)
(54) Двухконтурный газотурбинный двигатель

(57) Двухконтурный газотурбинный двигатель, содержащий связанные между собой осевой компрессор, камеру сгорания и турбину, отличающийся тем, что содержит опорный фланец, центробежный компрессор, и рабочее колесо которого симметрично оси его вращения выполнена цилиндрическая полость, в которую симметрично этой оси помещен осевой компрессор, ротор которого неподвижно соединен с рабочим колесом центробежного компрессора, а статор которого закреплен на неподвижной полой оси, установленной в центре рабочего колеса центробежного компрессора, которая, в свою очередь, неподвижно закреплена на опорном фланце, при этом внутри полой оси статора осевого компрессора проходит вал привода агрегатов двигателя, который неподвижно соединен с ротором осевого компрессора; в свою очередь, входной

(51) МПК (2009) (11) 13289 С2
F 03D 3/00
(21) а 20070378
(43) 2008.12.30
(71) Лаврентьев Николай Алексеевич (ВУ)
(72) Лаврентьев Николай Алексеевич; Баштовой Виктор Григорьевич; Климович Сергей Викторович; Максимко Юрий Валерьевич; Лаврентьев Юрий Николаевич (ВУ)
(73) Лаврентьев Николай Алексеевич (ВУ)
(54) Ветроэнергетическая установка
(57) Ветроэнергетическая установка, содержащая пространственный концентратор с ветроэнергетическими экранами, внутри которых размещены вертикально-осевые ветрогенераторы, связанные

108



1953. Уран, по Павлова.
"Петух". Вышивка работы Мозоленко Анастасии Михайловны.