РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 499 747** (13) **C1**

(51) МПК
B64D 33/02 (2006.01)
F02C 7/04 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2012128971/11, 11.07.2012**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.07.2012

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **11.07.2012**

(45) Опубликовано: **27.11.2013** Бюл. № **33**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 2009165864 A1, 02.07.2009. US 3941336 A, 02.03.1976. US 3430640 A, 04.03.1969. SU 471775 A1, 20.11.2005.**

Адрес для переписки:
141075, Московская обл., г. Королев, ул. Ильича, 7, ОАО "Корпорация "Тактическое ракетное вооружение", ОКБ-80, Отдел интеллектуальной собственности и научно-технической информации

(72) Автор(ы):
Анисимов Константин Анатольевич (RU),
Беляев Александр Владимирович (RU),
Васюк Виктор Алексеевич (RU),
Дорофеев Роман Владимирович (RU),
Злобин Виталий Иванович (RU),
Иванькин Михаил Анатольевич (RU),
Колесинский Леонид Дмитриевич (RU),
Третьяков Владимир Фёдорович (RU),
Трифонов Александр Константинович (RU),
Фаррахов Фирдавис Агзамович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Корпорация "Тактическое ракетное вооружение" (RU)

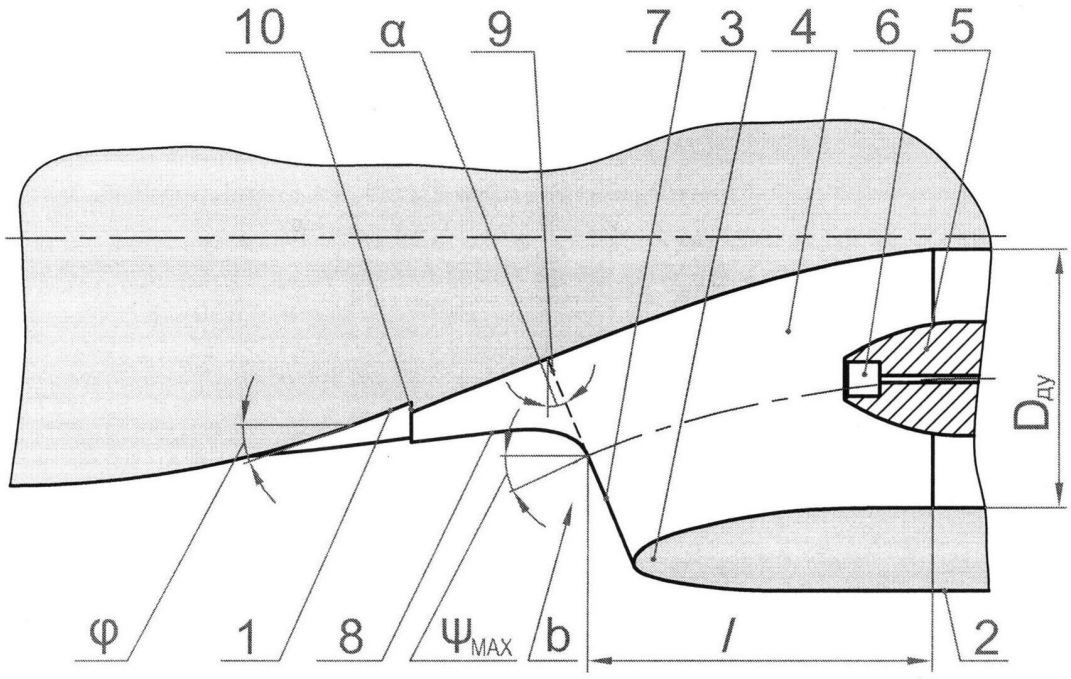
(54) КОМПАКТНОЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации и ракетостроения, а именно к воздухозаборным устройствам воздушно-реактивных двигателей. Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата содержит лоток, входное отверстие, расположенное под наклоном к поперечной плоскости летательного аппарата под углом 20-25°, внутренний криволинейный канал, кок двигателя. Входное отверстие имеет площадь 0,6÷0,7 $S_{ду}$ (где $S_{ду}$ - площадь поперечного сечения двигательной установки), а канал выполнен с длиной, равной 1-2 $D_{ду}$, (где $D_{ду}$ - диаметр двигательной установки летательного аппарата). В лотке перед входом в компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата выполнена щель для слива пограничного слоя набегающего потока. Технический результат заключается в обеспечении устойчивости работы двигательной установки летательного аппарата и улучшении компоновочных характеристик летательного аппарата. 3 ил.

RU 2499747 C1

RU 2499747 C1



Фиг.1

RU 2499747 C1

RU 2499747 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 499 747** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
B64D 33/02 (2006.01)
F02C 7/04 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2012128971/11, 11.07.2012**

(24) Effective date for property rights:
11.07.2012

Priority:
(22) Date of filing: **11.07.2012**

(45) Date of publication: **27.11.2013 Bull. 33**

Mail address:
141075, Moskovskaja obl., g. Korolev, ul. Il'icha, 7, OAO "Korporatsija "Takticheskoe raketnoe vooruzhenie", OKB-80, Otdel intellektual'noj sobstvennosti i nauchno-tekhnicheskoj informatsii

(72) Inventor(s):
Anisimov Konstantin Anatol'evich (RU),
Beljaev Aleksandr Vladimirovich (RU),
Vasjuk Viktor Alekseevich (RU),
Dorofeev Roman Vladimirovich (RU),
Zlobin Vitalij Ivanovich (RU),
Ivan'kin Mikhail Anatol'evich (RU),
Kolesinskij Leonid Dmitrievich (RU),
Tret'jakov Vladimir Fedorovich (RU),
Trifonov Aleksandr Konstantinovich (RU),
Farrakhov Firdavis Agzamovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Korporatsija "Takticheskoe raketnoe vooruzhenie" (RU)

(54) DRONE COMPACT AIR INTAKE

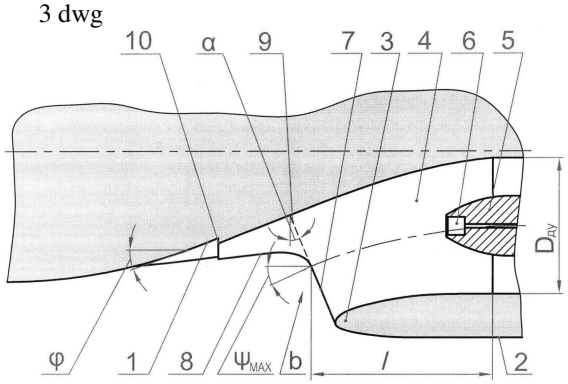
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed air intake comprises chute, intake opening inclined to aircraft crosswise plane at 20-25 degrees, internal curved duct and engine spinner. Inlet opening features area of 0.6-0.7 S_e (where S_e is engine cross-section area), internal curved duct features length of 1-2 D_e, (where D_e is engine diameter). Air intake inlet chute has a slot to discharge incident flow boundary layer.

EFFECT: stable operation, compact design.

3 dwg



Фиг.1

RU 2499747 C1

RU 2499747 C1

Изобретение относится к области авиации и ракетостроения, а именно к воздухозаборным устройствам воздушно-реактивных двигателей.

Из уровня техники известно воздухозаборное устройство (патент США US 4378097 от 29.03.1983, МПК B64D 33/02), содержащее канал, расположенный внутри корпуса летательного аппарата, профилированную обечайку (наружное отверстие с входной кромкой), удлиненное углубление на наружной поверхности корпуса (лоток) с близкими к вертикальным боковыми стенками, дополнительные удлиненные углубления на наружной поверхности.

Недостатками воздухозаборного устройства являются существенные потери полного давления и высокий уровень неоднородности потока на входе в канал, что приводит к необходимости использования канала значительной длины и оказывает негативное влияние на внутреннюю компоновку летательного аппарата.

Также из уровня техники известно воздухозаборное устройство ракеты Х-35 с отбором пограничного слоя корпуса в двигатель («Военная авиация», книга 2, издательство «Поппури», Минск, 1999 г., стр.327; журнал «Техника и вооружение вчера, сегодня, завтра», №9, издательство «РОО «Техинформ», 2007 г., стр.41), наиболее близкое к предлагаемому изобретению и выбранное в качестве прототипа. Воздухозаборное устройство содержит обечайку с затуплением по передней кромке, внутренний криволинейный канал, и утопленный в фюзеляже лоток с боковыми стенками. Воздухозаборное устройство расположено в зоне развитого пограничного слоя; длина его канала составляет 4-5 $D_{ДУ}$.

Недостатками воздухозаборного устройства ракеты Х-35 являются существенные потери полного давления и высокий уровень неоднородности потока на входе в канал, что приводит к необходимости использования канала значительной длины и оказывает отрицательное влияние на внутреннюю компоновку ракеты.

Задачей предлагаемого изобретения является снижение влияния воздухозаборного устройства двигательной установки летательного аппарата на внутреннюю компоновку летательного аппарата и обеспечение однородности потока в воздухозаборном устройстве, необходимой для устойчивой работы двигательной установки.

Задача решается за счет того, что компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата содержит лоток с боковыми стенками, утопленный в корпусе летательного аппарата, входную кромку, внутренний криволинейный канал, выполненный длиной, равной 1-2 $D_{ДУ}$, (где $D_{ДУ}$ - диаметр двигательной установки летательного аппарата), кок двигателя, выполненный удлиненным, конической или оживальной формы с глухим отверстием, соединенным с системой охлаждения двигательной установки, щель для слива пограничного слоя набегающего потока, выполненную в лотке перед входом в компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата, при этом входное отверстие имеет площадь 0,6-0,7 $S_{ДУ}$ (где $S_{ДУ}$ - площадь поперечного сечения двигательной установки), выполнено круглой или эллиптической формы и расположено с наклоном к поперечной плоскости летательного аппарата под углом 20-25°, входная кромка выполнена профилированной, а между поверхностью лотка и боковыми стенками, как и боковыми стенками и входной кромкой, выполнено плавное пространственное сопряжение.

Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата позволяет обеспечить устойчивость работы и повысить характеристики воздухозаборного устройства и двигателя, в том числе при запуске двигателя

летательного аппарата, улучшить компоновочные характеристики летательного аппарата путем увеличения полезного объема, а также, косвенно, за счет увеличения объема топлива, увеличить дальность полета летательного аппарата.

Сущность предлагаемого изобретения поясняется чертежами:

На фиг.1 изображен вид сбоку на компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата в разрезе. Внутренняя конструкция и компоновка остальной части летательного аппарата не показана.

На фиг.2 изображено компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата в изометрической проекции (перевернуто по вертикали).

На фиг.3 изображена часть вида сбоку на компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата в разрезе, содержащая входное отверстие и щель, выполненную в лотке.

На фиг.1-3 обозначены следующие позиции:

1 - лоток;
2 - фюзеляж;
3 - входная кромка;
4 - канал;
5 - кок;
6 - отверстие;
7 - входное отверстие;
8 - боковые стенки;
9 - плоскость входа;
10 - щель.

Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата (далее воздухозаборное устройство) расположено в нижней части фюзеляжа летательного аппарата непосредственно перед двигательной установкой и состоит из лотка 1, утопленного в фюзеляже 2, профилированной входной кромки 3 воздухозаборного устройства, внутреннего криволинейного канала 4 переменной площади сечения, кока 5 удлиненной конической формы с глухим отверстием 6.

Лоток 1 расположен перед входным отверстием 7 в канал 4 воздухозаборного устройства и выполнен шириной ~0,9 $D_{ДУ}$ (где $D_{ДУ}$ - диаметр двигательной установки летательного аппарата), с углом наклона верхней поверхности φ, равным 18-19°, и с наклонными под углом γ к плоскости симметрии воздухозаборного устройства боковыми стенками 8. Угол γ составляет не менее 40° (не обозначен на фиг.). Входное отверстие 7 имеет форму окружности, или приближенную к окружности, например эллиптическую, и лежит в плоскости входа 9, имеющей наклон к поперечной плоскости летательного аппарата под углом α, равным 20-25°. $H_{ВХ}$ - высота входа, расстояние между двумя точками прямой, образованной пересечением плоскости симметрии воздухозаборного устройства и плоскости входа 9 воздухозаборного устройства, одна из которых (точек) лежит на поверхности канала 4 воздухозаборного устройства, другая - на входной кромке 3 воздухозаборного устройства, в случае, если форма входа - окружность, то $H_{ВХ}$ - диаметр этой окружности. Площадь входного отверстия 7 составляет 0,6-0,7 $S_{ДУ}$, где $S_{ДУ}$ - площадь поперечного сечения двигательной установки.

Входная кромка 3, часть входа, расположенная напротив лотка 1 относительно оси канала 4, выполнена профилированной, в частности, с определенным радиусом округления, который в каждом случае осуществления технического решения на практике определяется конкретным расчетом и/или опытным путем. Боковые стенки 8

воздухозаборного устройства выполнены с плавным пространственным сопряжением как с лотком 1, так и с входной кромкой 3. Аналогично, характер и, в случае наличия, радиусы сопряжения боковых стенок 8 в каждом случае осуществления технического решения на практике определяются конкретным расчетом и/или опытным путем. Различные конкретные методы расчета таких деталей формы воздухозаборного устройства, как форма профиля входной кромки 3 и характер сопряжения боковых стенок 8 с лотком 1 (обозначено буквой a) и входной кромкой 3 (обозначено буквой b), известны и не имеют прямого отношения к сущности изобретения.

Криволинейный канал 4 выполнен длиной 1, равной 1-2 $D_{ДУ}$ (для справки: у прототипа и многих аналогичных решений длина канала составляет 4-5 $D_{ДУ}$), и с максимальным углом наклона оси канала 4 (к оси летательного аппарата) $\psi_{max}=20\div25$ (для прототипа - 40°). Кок 5 двигателя выполнен коническим с центральным глухим отверстием 6, соединенным с внутренней полостью двигательной установки для отбора воздуха в систему ее охлаждения, и расположен в канале 4 воздухозаборного устройства перед двигательной установкой.

Лоток 1 выполнен с возможностью слива части пограничного слоя через специальную щель 10, расположенную перед входом в воздухозаборное устройство на расстоянии $0,9\div1,1\ H_{ВХ}$ от плоскости входа воздухозаборного устройства вперед по потоку. Щель 10 выполнена шириной $h_{СЛ}=0,04\div0,06\ H_{ВХ}$ и связана с внутренней полостью двигательной установки летательного аппарата.

Воздухозаборное устройство работает следующим образом.

При полете летательного аппарата происходит обтекание его фюзеляжа 2 набегающим воздушным потоком и, как следствие, формирование у поверхности фюзеляжа 2 пограничного слоя воздуха, который из-за возникновения трения между воздухом и фюзеляжем 2 движется относительно летательного аппарата медленнее, чем набегающий поток. Воздух, включая пограничный слой, попадает во входное отверстие 7 воздухозаборного устройства и по криволинейному каналу 4 поступает на вход в компрессор двигательной установки. Турбулентный пограничный слой приводит к возникновению неравномерности потока в канале 4 и потерям полного давления на входе в двигатель.

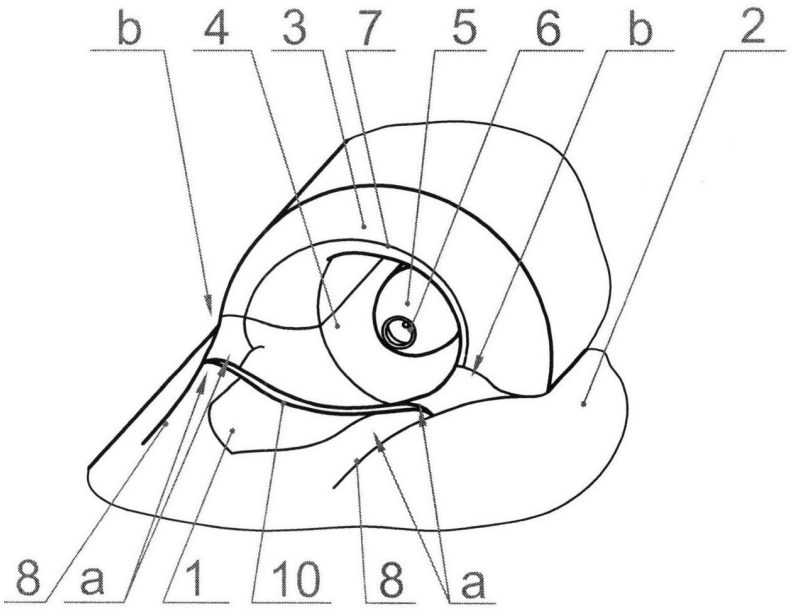
Часть воздуха пограничного слоя попадает в щель 10, а оставшаяся основная часть набегающего потока продолжает движение по каналу 4. При достижении потоком воздуха кока 5 двигателя часть воздуха попадает в отверстие 6 в нем, и в дальнейшем эту часть используют для охлаждения элементов воздушно-реактивного двигателя летательного аппарата, например подшипников турбины. Оставшаяся часть потока воздуха обтекает кок 5 и участвует в сгорании горючего. Воздух пограничного слоя, попавший в щель 10, выводят за пределы летательного аппарата, в частности, через отверстия в хвостовой части (для чего удобно использовать разрежение в хвостовой части летательного аппарата), или по специально проложенным в отсеке воздуховодам во внешний поток через боковые отверстия или щели.

Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата предназначено для применения в области авиации и ракетостроения, а именно для воздушно-реактивных двигателей летательных аппаратов с высокими дозвуковыми скоростями. Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата позволяет обеспечить устойчивость работы и повысить характеристики двигательной установки летательного аппарата, улучшить компоновочные характеристики летательного аппарата путем увеличения полезного объема, а также, косвенно, за счет увеличения объема топлива, увеличить дальность полета

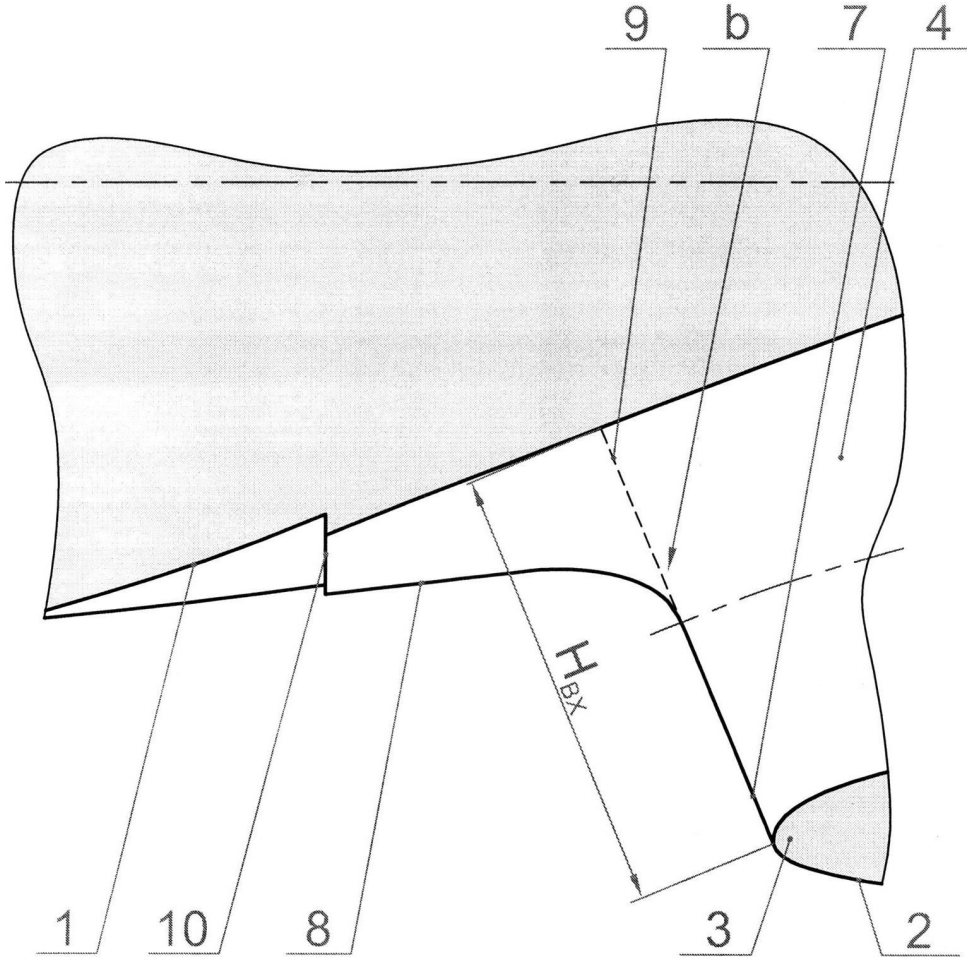
летательного аппарата.

Формула изобретения

Компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата, содержащее лоток с боковыми стенками, утопленный в корпусе летательного аппарата, входную кромку, внутренний криволинейный канал, кок двигателя, отличающееся тем, что канал выполнен с длиной, равной 1-2 $D_{ду}$ (где $D_{ду}$ - диаметр двигательной установки летательного аппарата), кок выполнен удлиненным, конической или оживальной формы с глухим отверстием, соединенным с системой охлаждения двигательной установки, а в лотке перед входом в компактное воздухозаборное устройство беспилотного летательного аппарата выполнена щель для слива пограничного слоя набегающего потока, при этом входное отверстие имеет площадь 0,6-0,7 $S_{ду}$ (где $S_{ду}$ - площадь поперечного сечения двигательной установки), выполнено круглой или эллиптической формы и расположено с наклоном к поперечной плоскости летательного аппарата под углом 20-25°, входная кромка выполнена профилированной, а между поверхностью лотка и боковыми стенками, как и боковыми стенками и входной кромкой, выполнено плавное пространственное сопряжение.



Фиг.2



Фиг.3