РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 655 977**(13) **C2**

(51) МПК
B64D 33/02 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64D 33/02 (2006.01)

(21)(22) Заявка: **2015123293, 02.12.2013**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
02.12.2013

Дата регистрации:
30.05.2018

Приоритет(ы):
(30) Конвенционный приоритет:
05.12.2012 DE 10 2012 023 718.9

(43) Дата публикации заявки: **13.01.2017** Бюл. № **2**

(45) Опубликовано: **30.05.2018** Бюл. № **16**

(85) Дата начала рассмотрения заявки PCT на национальной фазе: **06.07.2015**

(86) Заявка PCT:
DE 2013/000712 (02.12.2013)

(87) Публикация заявки PCT:
WO 2014/086329 (12.06.2014)

Адрес для переписки:
191036, Санкт-Петербург, а/я 24, "НЕВИНПАТ"

(72) Автор(ы):
ЮДАС Михель (DE),
БИХЛЕР Бархоломойс (DE)

(73) Патентообладатель(и):
ЭЙРБАС ДЕФЕНС ЭНД СПЭЙС ГМБХ (DE)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 4713934 A, 22.12.1987. WO 02/12690 A1, 14.02.2002. RU 2182670 C2, 20.05.2002. DE 102010023938 A1, 22.12.2011. RU 80431 U1, 10.02.2009. RU 2271964 C1, 20.03.2006.**

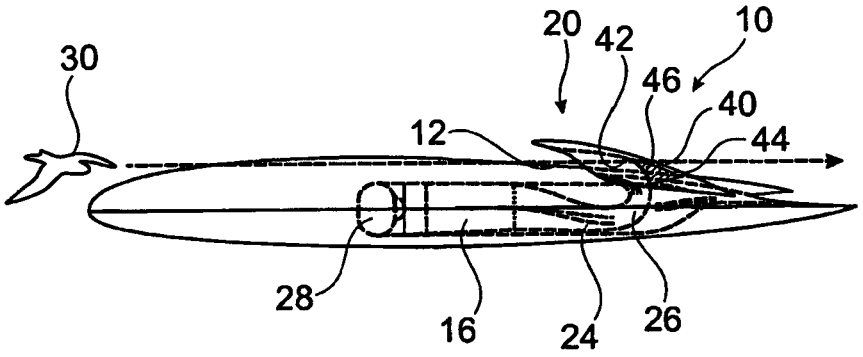
(54) ВОЗДУХОЗАБОРНИК ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к двигателям летательных аппаратов. Воздухозаборник (20) для подачи воздуха в двигатель (16) летательного аппарата (10) содержит впускное отверстие (12) для всасывания воздуха, направленное в сторону направления движения летательного аппарата (10), и воздуховод (24), проходящий между указанным отверстием (12) и двигателем (16). Воздуховод (24) изогнут таким образом, что в воздуховоде (24) за указанным отверстием (12) относительно направления движения летательного аппарата расположена область (42) удара с обеспечением контакта объекта (30), влетающего в отверстие (12), с областью (42) удара. Область (42) удара имеет заданную область (44) разрушения, которая расположена в части (40) воздухозаборника (20), выполненной в форме ракушки. Заданная область (44) разрушения выступает из летательного аппарата (10) и выполнена с возможностью отделения от летательного аппарата (10) при ударе сталкивающегося объекта (30). Изобретение повышает безопасность и упрощает техническое обслуживание летательного аппарата. 2 н. и 11 з.п. ф-лы, 14 ил.

RU 2655977 C2

RU 2655977 C2



Фиг. 7

RU 2655977 C2

RU 2655977 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 655 977**(13) **C2**

(51) Int. Cl.
B64D 33/02 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
B64D 33/02 (2006.01)

(21)(22) Application: **2015123293, 02.12.2013**

(24) Effective date for property rights:
02.12.2013

Registration date:
30.05.2018

Priority:
(30) Convention priority:
05.12.2012 DE 10 2012 023 718.9

(43) Application published: **13.01.2017** Bull. № **2**

(45) Date of publication: **30.05.2018** Bull. № **16**

(85) Commencement of national phase: **06.07.2015**

(86) PCT application:
DE 2013/000712 (02.12.2013)

(87) PCT publication:
WO 2014/086329 (12.06.2014)

Mail address:
191036, Sankt-Peterburg, a/ya 24, "NEVINPAT"

(72) Inventor(s):
JUDAS Michael (DE),
BICHLER Barholomaus (DE)

(73) Proprietor(s):
EJRBAS DEFENS END SPEJS GMBKH (DE)

RU 2655977 C2

(54) INTAKE FOR ENGINE OF AIRCRAFT

(57) Abstract:

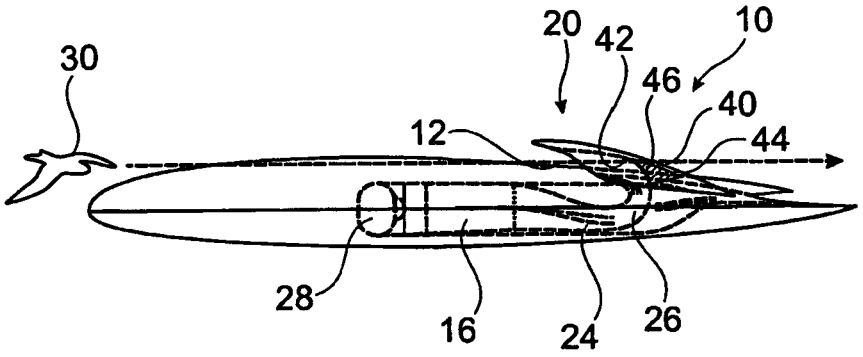
FIELD: aircraft.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engines. Intake (20) for the supply of air to engine (16) of aircraft (10) comprises opening (12) for the intake of air, which opening points in the direction of motion of aircraft (10), and air duct (24) between said opening (12) and engine (16). Air duct (24) is curved such that impact region (42) in air duct (24) is arranged behind said opening (12) as viewed in the direction of motion of the aircraft, such that any object (30) that flies into opening (12) impacts against impact region (42). Impact region (42) has penetration region (44) located in part (40) of air intake (20) in the form of a shell. Said penetration region (44) protrudes from aircraft (10) and is configured to be detached from aircraft (10) upon impact of colliding object (30).

EFFECT: invention improves safety and simplifies maintenance of aircraft.

13 cl, 14 dwg

RU 2655977 C2



Фиг. 7

RU 2655977 C2

RU 2655977 C2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Предложенное изобретение относится к воздухозаборнику для подачи воздуха в двигатель и к летательному аппарату.

ПРЕДПОСЫЛКИ ИЗОБРЕТЕНИЯ

В особенности во время взлета и посадки, а также при низкой высоте полета с летательным аппаратом, таким как самолет, могут сталкиваться птицы, которые могу повредить летательный аппарат.

В случае «удара при столкновении с птицей», когда птица или, в целом, другие объекты, входящие в контакт с летательным аппаратом, попадают в воздухозаборник двигателя, двигатели (например, вентилятор и/или компрессор) могут быть повреждены. В результате такое столкновение может привести к дорогостоящему ремонту двигателя или к его замене.

Одним подходом к решению проблемы является разработка и испытание двигателя для определенного удара при столкновении с птицей (то есть удара при столкновении с объектом, имеющим максимальный вес, максимальную плотность и т.д.). Это несомненно может означать, что двигатель может быть поврежден, однако, несмотря на удар при столкновении с птицей, он не выходит из строя во время полета и может работать с уменьшенной выходной мощностью до тех пор, пока не будет совершена безопасная посадка.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Цель предложенного изобретения заключается в том, чтобы сделать летательный аппарат безопаснее при низких расходах на его техническое обслуживание.

Указанная цель достигается с помощью изобретений, охарактеризованных в независимых пунктах формулы изобретения. Другие варианты выполнения предложенного изобретения будут очевидными из зависимых пунктов формулы изобретения, а также из нижеследующего описания.

Один аспект предложенного изобретения относится к воздухозаборнику для подачи воздуха в двигатель летательного аппарата. Летательный аппарат может содержать одну или более турбин, посредством которых воздух, поступающий из воздухозаборника, подвергается сжатию и последующему выбрасыванию для приведения в движение летательного аппарата.

В соответствии с одним вариантом выполнения воздухозаборник содержит впускное отверстие или впускную часть для всасывания воздуха, направленную в сторону движения летательного аппарата, и воздуховод, проходящий между (наружным) отверстием и двигателем, то есть выпускным патрубком воздуховода. Воздуховод изогнут таким образом, что область удара в воздуховоде расположена за отверстием относительно направления движения летательного аппарата с обеспечением соударения влетающего в отверстие объекта по существу с областью удара. Другими словами, воздуховод воздухозаборника не проходит по прямой к двигателю, а может быть изогнут, например, с обеспечением отсутствия между отверстием воздухозаборника и двигателем линии прямой видимости.

Объект, влетающий в воздухозаборник вдоль направления движения летательного аппарата, по существу входит в контакт с внутренней стенкой воздуховода (областью удара). Направление движения может быть направлением непрерывного движения летательного аппарата. Направление движения по существу может соответствовать продольной оси летательного аппарата.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область удара имеет область проникновения, или заданную область разрушения, или заданную

точку разрушения, которая предназначена для проникновения в нее сталкивающегося объекта. Например, заданная область может быть разрушена или сильно деформирована в случае контакта с влетевшим объектом. Попадание в область проникновения в данном случае может обозначать пластическую деформацию области проникновения. Область проникновения может быть компонентной частью или совокупностью компонентных частей во внутренней стенке воздуховода и/или за внутренней стенкой, причем данная компонентная часть или совокупность компонентных частей предназначена для разрушения или сильной деформации для поглощения по меньшей мере некоторого количества энергии сталкивающегося объекта.

Сталкивающийся объект может проникать в область проникновения и/или проламывать область проникновения, и может быть отведен от двигателя. Таким образом, обеспечивается возможность предотвращения, например, попадания птицы в двигатель и исключения тем самым дополнительного последующего повреждения. Поскольку останки птицы или по меньшей мере большая их часть обычно не проходят в двигатель, то опасность повреждения двигателя существенно уменьшается.

Область проникновения, или компонентная часть, или компонентные части, или материалы, из которых они выполнены, могут быть выполнены в виде заменяемых частей, которые могут быть заменены с минимальными затратами во время технического обслуживания после контакта с объектом. Благодаря введению области проникновения в компонентную часть, которая может быть легко заменена, может попадать, например, птица, не достигая при этом воздуховода воздухозаборника. Таким образом, обеспечивается возможность предотвращения нанесения птицей повреждения двигателю, которое, как правило, дорого обходится. При этом летательный аппарат остается в состоянии, в котором он способен продолжить полет и совершить безопасную посадку. После чего может быть заменена данная часть с относительно минимальными затратами.

Кроме того, воздухозаборник может перехватывать сталкивающиеся объекты, имеющие большую энергию удара. Кроме того, летательный аппарат может быть защищен от воздействия тяжелых птиц. Даже при высокой скорости летательный аппарат может быть защищен от объектов, попадающих в воздухозаборник.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения по меньшей мере часть воздухозаборника выступает из летательного аппарата. Например, область воздухозаборника, расположенная за впускным отверстием, может иметь форму в виде ракушки. При этом область проникновения может быть расположена в части воздухозаборника, выступающей из летательного аппарата.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения часть воздухозаборника, выступающая из летательного аппарата, отделяется по меньшей мере частично от летательного аппарата при ударе объекта. В результате этого выходная мощность двигателя несомненно может упасть, однако, с другой стороны летательный аппарат по-прежнему без осложнений может совершить безопасную посадку, при этом ремонт летательного аппарата возможен за счет простой установки части, замена которой обходится с минимальными затратами.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область проникновения проходит от внутренней стенки воздуховода до наружной стенки воздухозаборника, обеспечивая возможность разрушения объектом, входящим в контакт с областью проникновения, указанной области проникновения (при достаточно высокой энергии удара) и покидания указанным объектом летательного аппарата. Сталкивающийся объект может быть отведен от двигателя, например, за счет разрушения части, выступающей из летательного аппарата (по прямой линии). В этом

случае выходная мощность двигателя, несомненно, также может быть снижена, однако, летательный аппарат может без осложнений совершить посадку и может быть отремонтирован с минимальными затратами.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область проникновения содержит полость или незаполненное пространство, в котором задерживается объект, входящий в контакт с областью проникновения. Например, полость может быть расположена за внутренней стенкой, которая рассчитана на разрушение от удара при столкновении с объектом, при этом данный объект попадает в указанную полость.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область проникновения содержит материал, по меньшей мере частично поглощающий энергию удара сталкивающегося объекта. Этот материал может быть, например, внутренней стенкой воздуховода, предназначенной для разрушения при ударе объекта. Например, данный материал может быть пластмассой и/или легковесной структурой, тогда как другие части внутренней стенки выполнены из металла. Кроме того, возможно поглощение данным материалом всей энергии движения сталкивающегося объекта вследствие пластической деформации, например, если данный материал является вспененным материалом.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область проникновения содержит первый материал, предназначенный для поглощения первой части энергии удара сталкивающегося объекта, и второй материал, расположенный за первым материалом относительно направления движения летательного аппарата и предназначенный для поглощения остальной части энергии удара. Например, первый материал может быть легко разрушаемой частью внутренней стенки воздуховода, а второй материал может быть вспененным материалом.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения материал для поглощения энергии удара расположен в полости, служащей для задержания сталкивающегося объекта. Например, полость может быть облицована этим материалом, например, вспененным материалом.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения область проникновения содержит заслонку, которая в закрытом положении образует часть внутренней стенки воздуховода. Заслонка может удерживаться в открытом положении посредством материала, расположенного в области проникновения.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения заслонка предварительно нагружена пружинным механизмом, так что после проникновения сталкивающегося объекта в область проникновения она закрывает внутреннюю стенку воздуховода. Например, сталкивающийся объект может удалить материал в области проникновения, который удерживает заслонку в открытом положении, и тем самым может освободить заслонку. Даже после встречи с объектом воздуховод может продолжать выполнять свою функцию без существенных ограничений, так что воздух, проходящий через впускное отверстие воздухозаборника, может быть направлен дальше к двигателю.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения поверхность области проникновения в воздуховоде выполнена с материалом, поглощающим радиолокационное излучение. Такая поверхность, например, поверхность заслонки или поверхность материала внутренней стенки области проникновения, например, может содержать такой материал, или может быть покрыта им. В частности, заменяемые части области проникновения могут быть выполнены из материала,

поглощающего радиолокационное излучение, или замаскированы им.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения воздуховод в районе области проникновения имеет изгиб по меньшей мере на 90° (например, вплоть до 180°). Воздуховод может содержать впускной коллектор, в котором расположена область проникновения. В этом коллекторе, а также в (наружном) покрытии могут быть расположены заданные точки разрушения. Таким образом, определенная область впускного коллектора может быть выполнена так, что, например, птица проламывает внутреннюю стенку и далее не проходит в область перед двигателем.

Другой аспект предложенного изобретения относится к летательному аппарату, например, к пилотируемому или беспилотному летательному аппарату, или к радиоуправляемому летательному аппарату. Летательный аппарат может быть замаскированным летательным аппаратом, имеющим малую радиолокационную заметность, малую инфракрасную заметность, и/или малую акустическую заметность. Летательный аппарат может быть самолетом типа «летающее крыло».

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения летательный аппарат содержит по меньшей мере один воздухозаборник, как было изложено выше и будет рассмотрено в дальнейшем, и двигатель, расположенный со смещением относительно впускного отверстия воздухозаборника. В этом случае, объект, влетающий в воздухозаборник и входящий в контакт с областью проникновения, по существу отводится от воздуховода воздухозаборника и не может проникнуть в двигатель.

Таким образом обеспечивается возможность снижения требований, предъявляемых к двигателю относительно удара при столкновении с птицей. Соответственно, может быть уменьшен вес двигателя. Несмотря на то, что обычные конструкции двигателей по существу рассчитаны на максимальный удар при столкновении с птицей (который выводят статистическим методом), тем не менее, появляется возможность посредством заданной точки разрушения, обеспечить отсутствие повреждения двигателя даже при встрече с тяжелыми птицами.

В частности, для военных самолетов, по существу работающих также на малой высоте полета, на которой обычно находится наибольшая часть птиц, проблемы, возникающие в результате удара при столкновении с птицей, могут быть уменьшены.

В соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения двигатель расположен против направления движения летательного аппарата. В результате обратного расположения двигателя радиолокационная заметность может быть уменьшена в большей степени, чем при обычном замаскированном воздухозаборнике.

Далее приведено более подробное описание иллюстративных вариантов выполнения со ссылкой на сопроводительные чертежи

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

На фиг. 1 показан схематический вид сверху летательного аппарата в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 2 показан схематический вид сбоку летательного аппарата, изображенного на фиг. 1.

На фиг. 3 показан схематический вид в аксонометрии сверху летательного аппарата, изображенного на фиг. 1.

На фиг. 4 показан схематический вид спереди летательного аппарата, изображенного на фиг. 1.

На фиг. 5 показан схематический вид сбоку летательного аппарата в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 6 показан схематический вид сверху летательного аппарата, изображенного на фиг. 5.

На фиг. 7 показан схематический вид сбоку летательного аппарата в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 8 показывает схематический вид сверху летательного аппарата, изображенного на фиг. 7.

На фиг. 9 показан схематический поперечный разрез воздухозаборника в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 10 показан схематический поперечный разрез воздухозаборника в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 11 показан схематический поперечный разрез воздухозаборника в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 12 показывает схематический поперечный разрез воздухозаборника, изображенного на фиг. 11, после закрытия заслонки.

На фиг. 13 показан схематический поперечный разрез воздухозаборника в соответствии с одним вариантом выполнения предложенного изобретения.

На фиг. 14 показан схематический поперечный разрез воздухозаборника, изображенного на фиг. 13, после закрытия заслонки.

В принципе, одинаковые или подобные компоненты обозначены одинаковыми ссылочными позициями.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

На фиг. 1-4 показан летательный аппарат 10 в виде летающего крыла с большой степенью маскировки. В летательном аппарате 10, по существу с плоской формой, подобной форме воздушного змея, все отверстия двигателя (впускное отверстие 12 и выпускное отверстие 14) расположены на верхней стороне.

Два двигателя 16 расположены по бокам симметрично относительно центральной оси летательного аппарата 10 против направления движения 18 летательного аппарата 10. Кроме того, также симметрично относительно центральной оси расположен связанный с каждым двигателем 16 воздухозаборник 20, посредством которого воздух подается к соответствующему двигателю 16, и выпускной патрубок 22, через который воздух, сжатый двигателем 16, выбрасывается назад (в направлении, противоположном движению 18).

В этом случае воздух поступает во впускное отверстие 12, направленное в сторону направления движения 18, а затем проходит в воздуховод 24, ведущий к двигателю 16. Воздуховод 24 имеет область 26 с изгибом на 180°, проходящую от верхней до нижней части (относительно нормального положения летательного аппарата 10 в полете).

За изогнутой областью 26 воздуховод 24 проходит к двигателю 16. Выпускной патрубок 22 имеет область 28 с изгибом на 180°, проходящую перпендикулярно к изгибу области 26. За областью 28 выпускной патрубок 22 проходит в выпускное отверстие 14.

На фиг. 1 и 2 показан объект 30 (птица), летящий в один из воздухозаборников 20 в направлении против направления движения 18 летательного аппарата 10.

Летательный аппарат 10, показанный на фиг. 1-4, имеет воздухозаборник 20 или два воздухозаборника 20 с областью проникновения, как более подробно показано на нижеследующих чертежах.

На фиг. 5 и 6 показано, что воздухозаборник 20 может иметь часть 40, выполненную в форме ракушки, которая выступает (вверх) из летательного аппарата 10. Когда объект 30 достигает воздухозаборника 20, он входит в контакт с внутренней поверхностью

части 40, другими словами, он входит в контакт с поверхностью удара или областью 42 удара, расположенной за впускным отверстием 12. Область удара расположена в области 26 изгиба воздуховода 24.

В варианте выполнения, показанном на фиг. 5 и 6, вся часть 40, выступающая из летательного аппарата 10, выполнена как область 44 проникновения, то есть она состоит, например, из материала, разрушающегося при ударе объекта 30 или отрывающегося от летательного аппарата 10 или воздухозаборника 20. Заданная точка 44 разрушения может включать покрытие воздухозаборника 20, которое выступает из летательного аппарата 10. Объект 30, входящий в контакт с областью 44 проникновения, разрушает ее и, таким образом, не доходит до двигателя 16, так как вновь покидает летательный аппарат 10.

В варианте выполнения, показанном на фиг. 7 и 8, область 44 проникновения выполнена в части 40, выступающей из летательного аппарата 10 и ведущей в полость 46. Область 44 проникновения, показанная на фиг. 6 и 7, также может сдержать материал, разрушающийся или отрывающийся от летательного аппарата 10 или воздухозаборника 20 при ударе объекта 30. Объект 30, входящий в контакт с заданной точкой 44 разрушения, разрушает ее и, таким образом, не проходит в двигатель 16, так как попадает в полость 46.

На фиг. 9 показано поперечное сечение воздухозаборника 20, в котором область 44 проникновения проходит от внутренней стенки 48 до наружной стенки 50 воздухозаборника 20 (или до выступающей части 40). Область 44 проникновения содержит материал 52, через который может проникать объект 30 (например, легкий вспененный материал) и который также может поглощать некоторое количество энергии движения объекта 30. Материал 52 образует часть внутренней стенки 48 воздуховода 24 в области изгиба 26 и покрыт материалом 54, поглощающим радиолокационное излучение. Материал 52 также образует часть наружной стенки 50.

На фиг. 9 также показан наклонный участок 53, расположенный в области 44 проникновения и предназначенный для изменения направления движения объекта 30, проникающего или пролетающего через область 44, на новое направление, которое, например, направлено в сторону от направления движения 18 летательного аппарата 18. При таком способе объект 30 может быть направлен в сторону от компонентных частей, расположенных за воздухосборником 20.

На фиг. 10 показано поперечное сечение воздухозаборника 20, в котором область проникновения образует часть внутренней стенки 48 воздуховода 24 и проходит в полость 46. Полость 46 выполнена с возможностью удерживания в ней объекта 30, который залетает в полость 46 (и при этом, например, не может проломить ее заднюю стенку). В данной полости расположен первый материал 56, который может быть разрушен объектом 30, или через который может пройти объект 30, при этом материал используется в качестве первого поглотителя энергии удара, например, данный материал может поглощать первую часть энергии движения объекта 30. В полости 46 за первым материалом 56 расположен второй материал 58, который может поглощать оставшееся количество энергии движения объекта 30.

На фиг. 11 и 12 показан воздухозаборник 20, аналогичный воздухозаборнику, изображенному на фиг. 9, но выполненный с заслонкой 60.

Как показано на фиг. 11, заслонка удерживается в открытом положении материалом 52, 54. Заслонка 60 содержит пружинный механизм 62, предварительно напряженный таким образом, что когда объект 60 разрушает материал 54, 52 и/или удаляет его, заслонка 60 закрывается (см. фиг. 12). Как показано на фиг. 12, заслонка 60 находящаяся

в закрытом положении, образует часть внутренней стенки 48 и воздуховода 24.

На фиг. 13 и 14 показан воздухозаборник 20, аналогичный воздухозаборнику, изображенному на фиг. 10, но выполненный с заслонкой 60, аналогичной заслонке, показанной на фиг. 11 и 12. На фиг. 13 показано, что материал 54, 56, 58 удерживает заслонку в открытом положении. На фиг. 14 показана заслонка 60 в закрытом положении после удаления и уплотнения материала 54, 56, 58 объектом 30.

В дополнение необходимо отметить, что термин «содержащий» не исключает каких-либо других компонентов или этапов, а единственное число или числительное «один» не исключает множественного количества. Кроме того, необходимо отметить, что признаки и этапы, описанные со ссылкой на один из вышеприведенных иллюстративных вариантов выполнения, также могут быть использованы в сочетании с другими признаками или этапами других вышеприведенных иллюстративных вариантов выполнения. Ссылочные позиции, использованные в формуле изобретения, не следует рассматривать как ограничительные.

(57) Формула изобретения

1. Воздухозаборник (20) для подачи воздуха в двигатель (16) летательного аппарата (10), содержащий:

впускное отверстие (12) для всасывания воздуха, направленное в сторону направления движения (18) летательного аппарата (10), и

воздуховод (24), проходящий между указанным отверстием (12) и двигателем (16), при этом воздуховод (24) изогнут таким образом, что в воздуховоде (24) за указанным отверстием (12) относительно направления движения (18) летательного аппарата расположена область (42) удара с обеспечением контакта объекта (30), влетающего в отверстие (12), с областью (42) удара,

при этом область (42) удара имеет заданную область (44) разрушения, которая расположена в части (40) воздухозаборника (20), выполненной в форме ракушки, причем заданная область (44) разрушения выступает из летательного аппарата (10) и выполнена с возможностью отделения от летательного аппарата (10) при ударе сталкивающегося объекта (30).

2. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором заданная область (44) разрушения проходит от внутренней стенки (48) воздуховода (24) до наружной стенки (50) воздухозаборника (20) с обеспечением прохождения через заданную область (44) разрушения объекта (30), входящего в контакт с заданной областью (44) разрушения, и покидания указанным объектом летательного аппарата (10).

3. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором заданная область (44) разрушения имеет полость (46), в которой удерживается объект (30), входящий в контакт с заданной областью (44) разрушения.

4. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором заданная область (44) разрушения содержит материал (52, 56, 58), по меньшей мере частично поглощающий энергию удара сталкивающегося объекта (30).

5. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором заданная область (44) разрушения содержит первый материал (56), предназначенный для поглощения первой части энергии удара сталкивающегося объекта (30), и второй материал (58), расположенный за первым материалом (56)относительно направления 12 движения (18) летательного аппарата (10) и предназначенный для поглощения остальной части энергии удара.

6. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором в полости (46), служащей для удержания сталкивающегося объекта (30), расположен материал (56, 58), предназначенный для

поглощения энергии удара.

7. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором в заданной области (44) разрушения расположен наклонный участок (53), который изменяет направление объекта (30), проникающего в заданную область (44) разрушения в первом направлении, на другое направление.

8. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором в заданной области (44) разрушения расположена заслонка (60), которая в закрытом положении образует часть внутренней стенки (48) воздуховода (24).

9. Воздухозаборник (20) по п. 8, в котором заслонка (60) предварительно нагружена посредством пружинного механизма (62) так, что заслонка (60) после проникновения сталкивающегося объекта (30) в область (44) разрушения закрывает внутреннюю стенку (48) воздуховода (24).

10. Воздухозаборник (20) по п. 1, в котором поверхность заданной области (44) разрушения в воздуховоде (24) выполнена с материалом (54), поглощающим радиолокационное излучение.

11. Воздухозаборник (20) по одному из пп. 1-10, в котором воздуховод (24) в районе заданной области (44) разрушения имеет изгиб по меньшей мере под 90°.

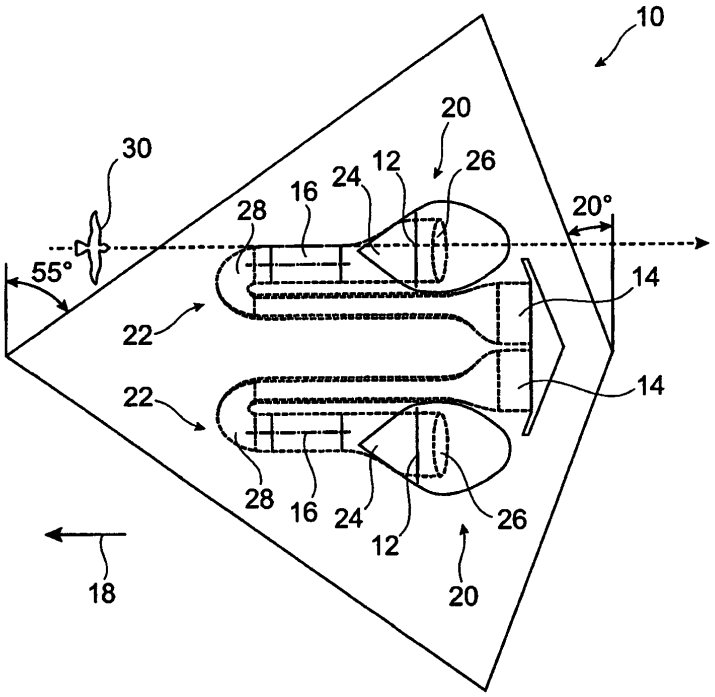
12. Летательный аппарат (10), содержащий воздухозаборник (20) по одному из пп. 1-11 и двигатель (16), расположенный со смещением относительно впускного отверстия (12) воздухозаборника (20).

13. Летательный аппарат (10) по п. 12, в котором двигатель (16) расположен против направления движения летательного аппарата (10).

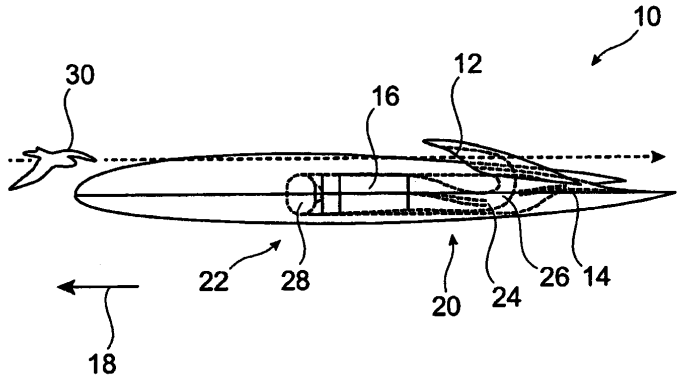
1

Воздухозаборник для двигателя летательного аппарата

1/6



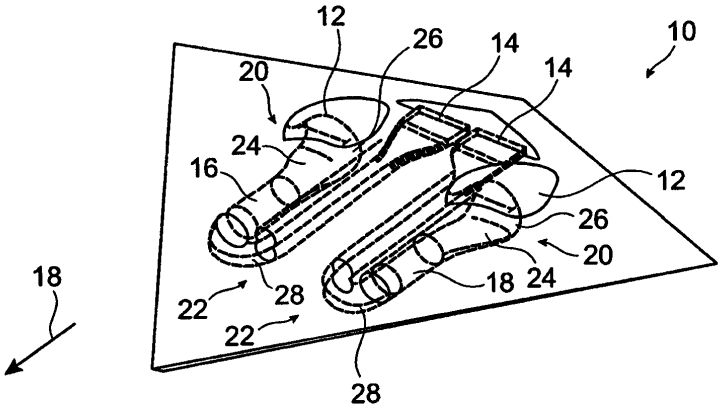
Фиг. 1



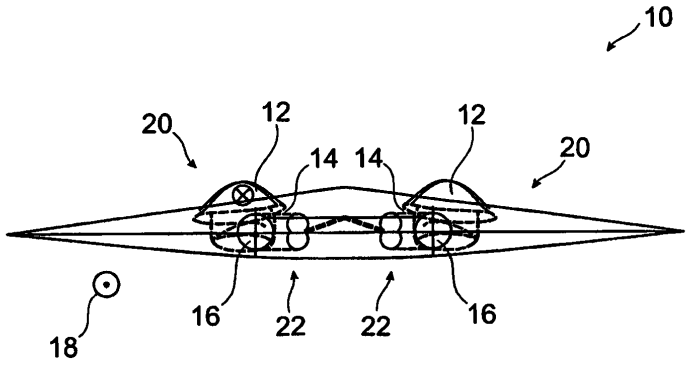
Фиг. 2

2

Воздухозаборник для двигателя летательного аппарата

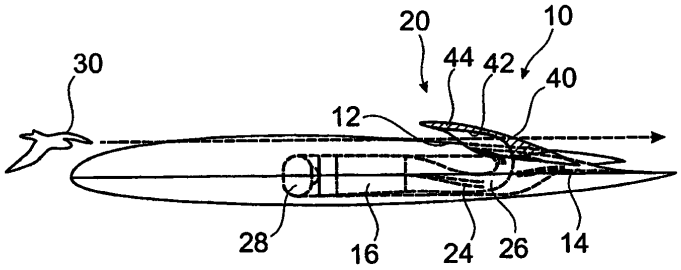


Фиг. 3

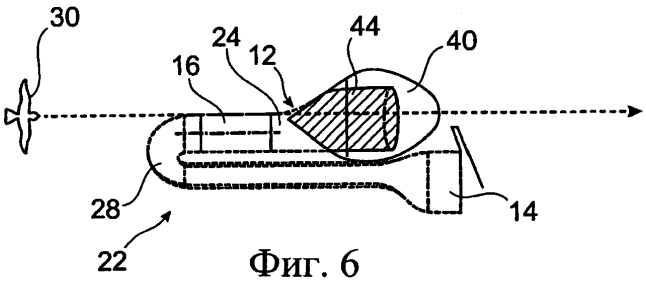


Фиг. 4

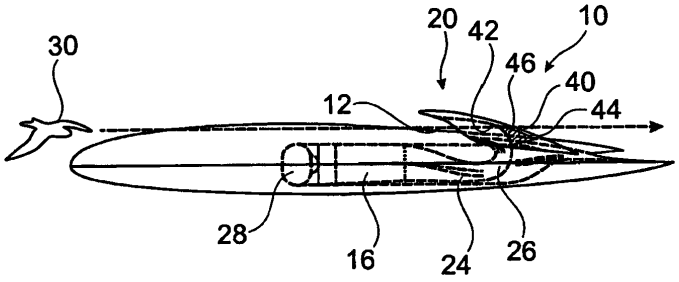
Воздухозаборник для двигателя летательного аппарата



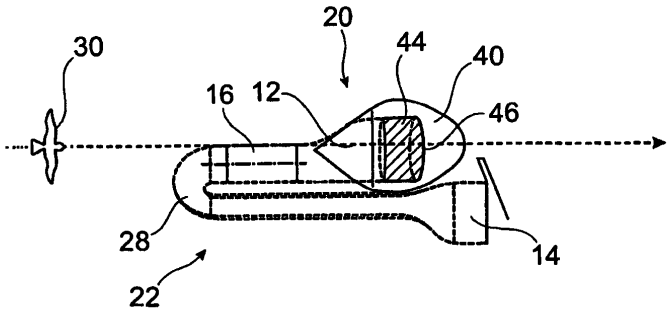
Фиг. 5



Фиг. 6

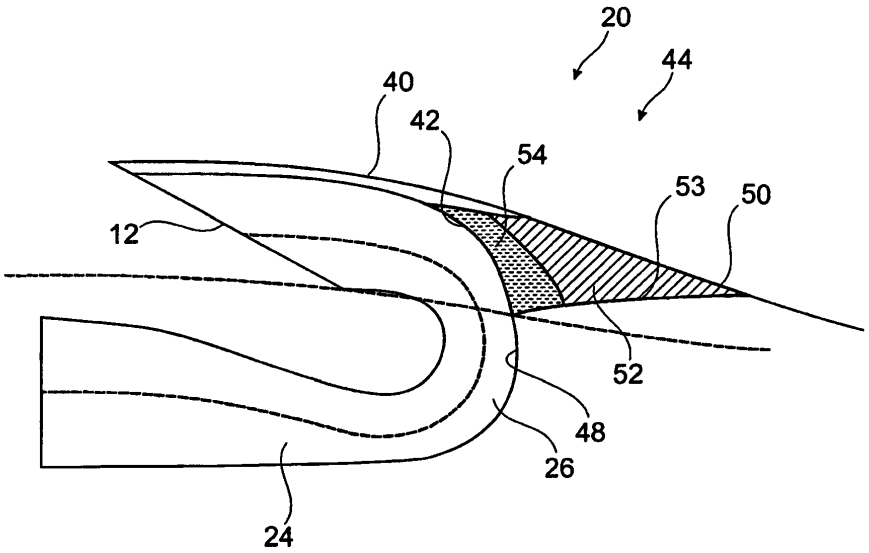


Фиг. 7

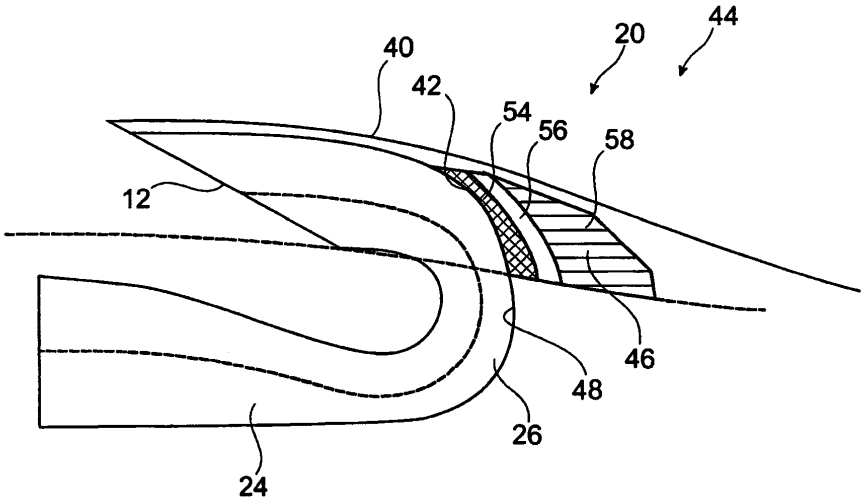


Фиг. 8

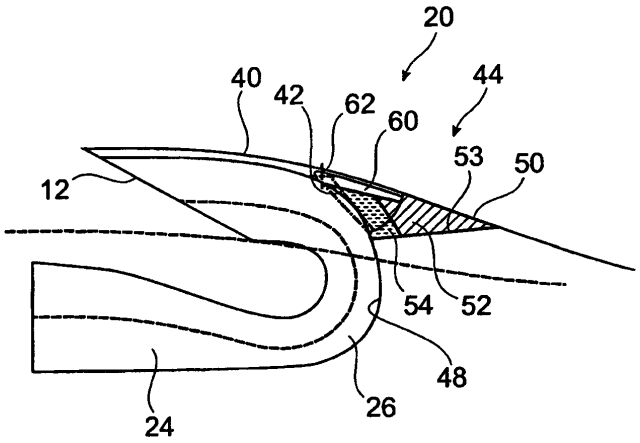
4



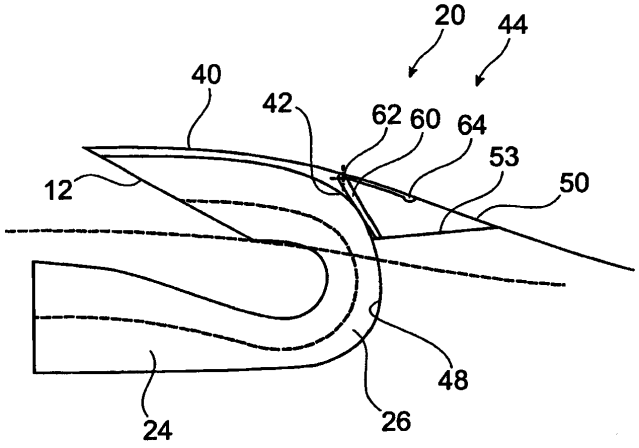
Фиг. 9



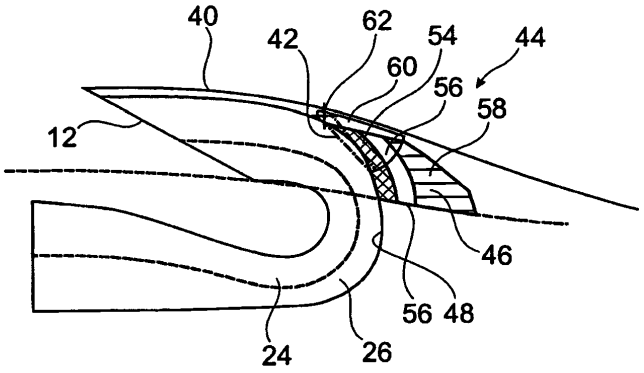
Фиг. 10


20
40
42
62
60
44
53
50
12
54
52
48
26
24

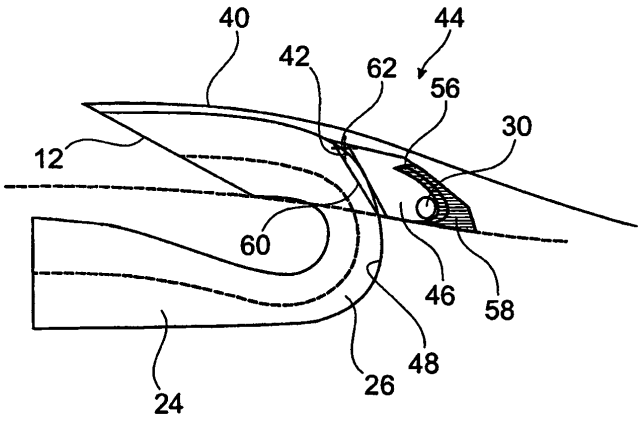
Фиг. 11


20
44
40
42
62
60
64
53
50
12
48
26
24

Фиг. 12


40
42
62
54
44
60
56
58
12
46
56
48
24
26

Фиг. 13


40
44
42
62
56
30
12
60
46
58
48
26
24

Фиг. 14