



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2011118357/11, 05.10.2009**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
05.10.2009

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
07.10.2008 FR 0805525(45) Опубликовано: **27.12.2012** Бюл. № 36(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **FR 2879564 A, 23.06.2006. FR 2879563 A,**
29.06.2006. US 4174083 A, 13.11.1979. SU
1804042 A1, 15.01.1994.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: **10.05.2011**(86) Заявка РСТ:
FR 2009/001179 (05.10.2009)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2010/040911 (15.04.2010)

Адрес для переписки:

**129090, Москва, ул.Б.Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городиский и
Партнеры", А.В.Мицу**

(72) Автор(ы):

**ПОРТ Ален (FR),
ШАНСЕРЕЛЛЬ Эмерик (FR),
АЛЬВАРЕ Франк (FR),
ПРА Дамьен (FR)**

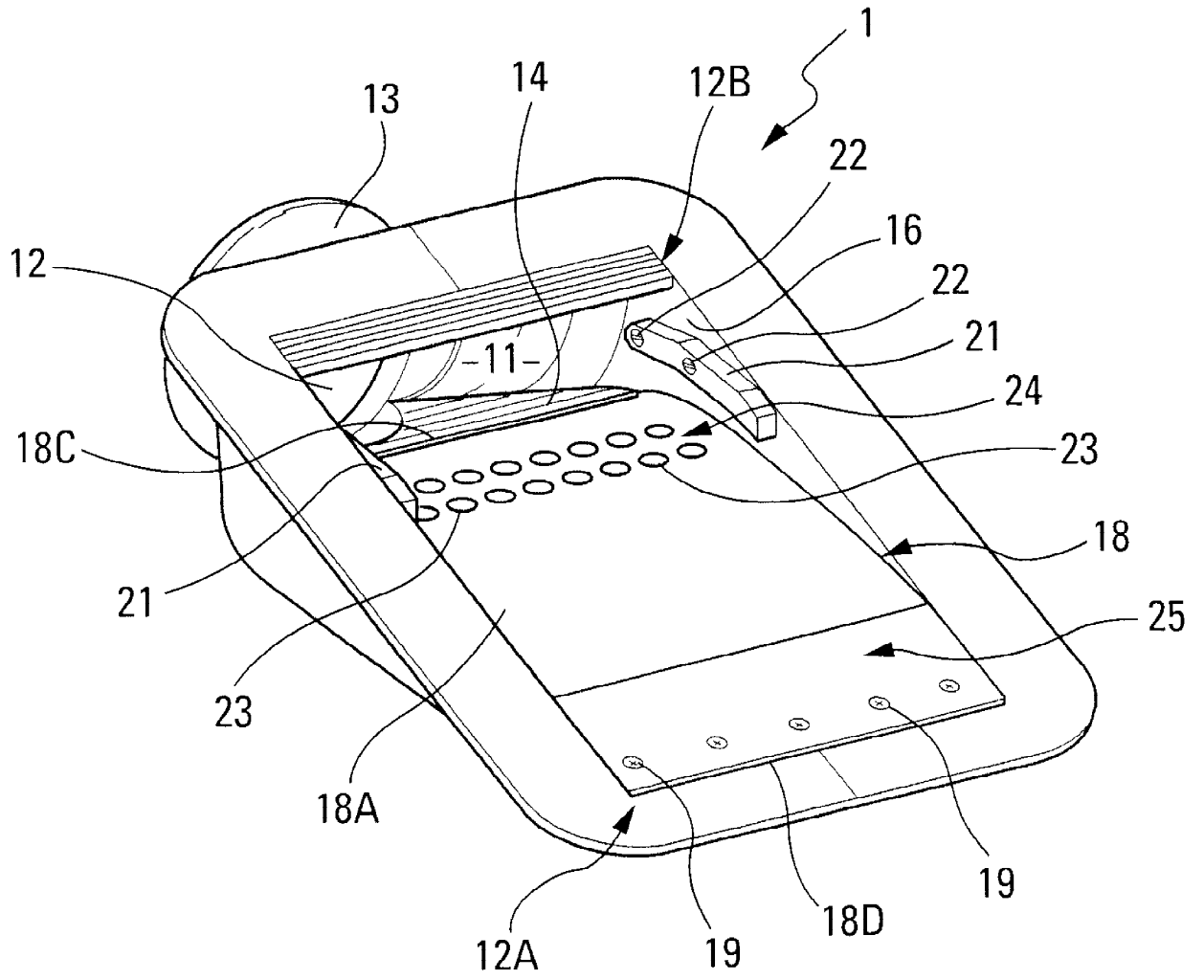
(73) Патентообладатель(и):

ЭРБЮС ОПЕРАСЬОН (САС) (FR)**(54) ВОЗДУХОЗАБОРНЫЙ УЗЕЛ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, более конкретно к воздухозаборному узлу для летательного аппарата. Узел содержит канал прохода воздуха, снабженный воздухозаборным отверстием, захватывающим наружный воздушный поток (F), перекрывающие средства с управляемой подвижной пластиной, связанные с каналом, и средства для управления упомянутой подвижной пластиной. Пластина содержит наружную сторону, подвергающуюся воздействию воздушного потока (F), и внутреннюю сторону, обращенную к упомянутому каналу, причем расположенный выше по потоку конец упомянутой пластины

присоединен к каналу вблизи расположенного выше по потоку края воздухозаборного отверстия, а расположенный ниже по потоку конец пластины расположен свободно с возможностью перемещения по поперечному сечению канала. Средства управления содержат средства передачи текучей среды между наружной и внутренней сторонами подвижной пластины, расположенные вблизи ограниченной расположенной ниже по потоку зоны наружной стороны, и могут передавать высокое давление на расширенную зону внутренней стороны. Технический результат заключается в увеличении эффективности работы воздухозаборного узла и снижении его массы. 9 з.п. ф-лы, 8 ил.



Фиг. 4



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64D 33/08 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2011118357/11, 05.10.2009**

(24) Effective date for property rights:
05.10.2009

Priority:

(30) Convention priority:
07.10.2008 FR 0805525

(45) Date of publication: **27.12.2012 Bull. 36**

(85) Commencement of national phase: **10.05.2011**

(86) PCT application:
FR 2009/001179 (05.10.2009)

(87) PCT publication:
WO 2010/040911 (15.04.2010)

Mail address:

**129090, Moskva, ul.B.Spaskaja, 25, str.3, OOO
"Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery",
A.V.Mitsu**

(72) Inventor(s):

**PORT Alen (FR),
ShANSERELL' Ehmerik (FR),
AL'VARE Frank (FR),
PRA Dam'en (FR)**

(73) Proprietor(s):

EhRBJuS OPERAS'ON (SAS) (FR)

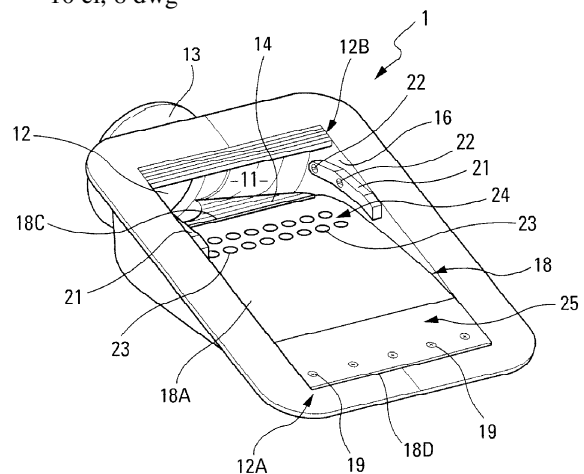
(54) **AIRCRAFT AIR INTAKE ASSEMBLY**

(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, namely, to aircraft air intake assembly. Proposed assembly comprises air channel with air intake hole to catch external airflow F, shutoff means with controlled moving plate connected with said channel, and plate control means. Said plate has outer side subjected to airflow effects and inner side facing aforesaid channel. Note here that upstream end of said plate is connected to channel nearby air intake hole edge while plate downstream end can displace unobstructed over channel section. Control means comprises means to transfer fluid between moving plate outer and inner sides located nearby limited downstream zone of outer side and to transfer pressure to expanded zone of inner side.

EFFECT: higher efficiency, decreased weight.
10 cl, 8 dwg



Фиг. 4

RU 2 4 7 0 8 4 0 C 1

RU 2 4 7 0 8 4 0 C 1

Настоящее изобретение относится к воздухозаборному узлу для летательного аппарата, содержащему канал прохода воздуха с воздухозаборным отверстием.

Известно, что такие воздухозаборные узлы широко используют в авиационной технике с целью подачи свежего воздуха в замкнутую зону, в которой находятся чувствительные к теплу материалы и/или опасные окружающие объекты огнеопасного или взрывоопасного типа, для которых требуется обеспечивать непрерывную вентиляцию зоны таким образом, чтобы исключить какую-либо возможность риска повреждения материалов или окружающих объектов.

Это особенно важно для множества механических и/или электрических устройств, расположенных в кольцевой замкнутой зоне между гондолой и наружным кожухом вентилятора и компрессоров турбореактивного двигателя летательного аппарата. Такие устройства, как, например, автономная цифровая система управления двигателем (FADEC - full authority digital control); коробка приводов агрегатов; масляный бак двигателя; компоненты с текучими средами и т.д., обычно закрепленные вокруг наружного кожуха и таким образом расположенные в замкнутой зоне, обдуваются наружным воздухом, поступающим в узел через воздухозаборное отверстие для прохода через канал, расположенный в гондole, и распространяющийся у выпускного отверстия канала, в замкнутой зоне. Устройства, а также пары масла или подобные субстанции, распространяющиеся в этой зоне, вентилируются наружным свежим воздухом, проходящим через воздушный канал, чем способствуют обеспечению нормальной работы устройств.

Для соблюдения действующих правил, согласно которым воздух следует соответствующим образом обновлять в единицу времени в существующей замкнутой зоне, канал прохода воздуха узла имеет предварительно определенное поперечное сечение, благодаря которому обеспечивается возможность циркуляции достаточного количества воздуха в канале таким образом, чтобы обеспечивать на его выходе обновление воздуха в замкнутой зоне, в которой находятся устройства, подлежащие вентиляции.

Однако так как количество наружного воздуха, поступающего в воздушный канал с предварительно определенным поперечным сечением, является более точно функцией параметров, относящихся к скорости летательного аппарата и к высоте полета, сложно оптимально вентилировать устройства, чтобы их охлаждать и удалять пары.

Действительно, хотя количество наружного воздуха, поступающего выше по потоку через воздухозаборное отверстие в канал с предварительно определенным поперечным сечением узла и выходящего ниже по потоку из последнего, является достаточным для правильной вентиляции устройств, летательный аппарат находится в фазе руления на земле или в фазе взлета, или даже в фазе ожидания, т.е. соответственно при малой скорости полета и низкой высоте, в противоположность этому, когда летательный аппарат находится в фазе крейсерского полета с максимальной скоростью и на максимальной высоте, расход воздуха, выходящего из канала узла в зону, подлежащую вентиляции, слишком значителен. Измерения, позволившие оценить это в такой фазе полета, показали, что воздух, циркулирующий в замкнутой зоне через канал узла, обновлялся в два раза больше, чем это было необходимо. Кроме того, воздух, поступающий в замкнутую зону, генерирует лобовое сопротивление, в результате чего происходит потеря скорости летательного аппарата и, следовательно, увеличивается потребление топлива упомянутым двигателем.

Для преодоления указанных недостатков в документах WO-2006/067296 и WO-

2006/067299 описаны воздухозаборные узлы, содержащие перекрывающие средства с управляемым подвижным элементом, связанные с упомянутым каналом прохода воздуха, и средства для управления упомянутым подвижным элементом, которыми управляет либо пилот упомянутого летательного аппарата или, предпочтительно, управление ведется в автоматическом режиме. В этом последнем случае упомянутые средства управления содержат резервуар с варьируемым объемом, систему цилиндр/поршень, пневматическую камеру, сильфоны и подобные устройства, получающие полное давление, оказываемое воздухом на упомянутый летательный аппарат, и соединенные с упомянутым управляемым подвижным элементом. Однако так как давление локально не стабильно, такая система не может быть оптимальной. Кроме того, такие управляемые средства являются тяжелыми в сравнении с их окружением, и они обладают тенденцией к генерированию вибрации или несбалансированных явлений, требующих некоторого упрочнения сборки, что делает упомянутый воздухозаборный узел значительно более тяжелым. Теперь целью конструкторов является создание более легких систем для ограничения потребления топлива летательными аппаратами.

Таким образом, для преодоления указанных недостатков в документе FR 07/02956 раскрыт воздухозаборный узел, содержащий перекрывающие средства, содержащие регулирующую упругую лопатку, связанные с упомянутым каналом прохода воздуха, и средства для управления упругой лопаткой, выполненные в виде аэродинамического профиля, расположенного в поперечном направлении относительно упомянутого канала прохода воздуха, и прикрепленные к краю упомянутой упругой лопатки, которые могут генерировать подъемную силу под действием наружного воздушного потока, проходящего через канал. Однако на профильной структуре могут появляться микротрещины, в том числе на уровне ее крепления к упругой лопатке, по существу в результате воздействия высокоскоростного воздушного потока и высокого давления, воздействующего на профиль, которые могут оказывать влияние на продолжительность срока службы, и эффективность упомянутого узла существенно сокращается.

Целью настоящего изобретения является преодоление указанных недостатков, и она относится к созданию воздухозаборного узла, имеющего такую конструкцию, при которой обеспечивается оптимальная вентиляция замкнутой зоны, такой, как описана ранее при рассмотрении турбореактивного двигателя, но которая может быть также легкой зоной или обтекателем "брюха" летательного аппарата или, в общем, любой более или менее закрытой и чувствительной к теплу зоной летательного аппарата, где желательна обновление воздуха.

С этой целью, согласно данному изобретению, воздухозаборный узел для летательного аппарата, содержит по меньшей мере один канал прохода воздуха, снабженный воздухозаборным отверстием, захватывающим наружный воздушный поток, перекрывающие средства с управляемой подвижной пластиной, связанные с упомянутым каналом, и средства для управления упомянутой управляемой подвижной пластиной, позволяющие изменять поперечное сечение упомянутого канала между минимальным поперечным сечением, обеспечивающим минимальный расход воздуха в зоне, подлежащей вентиляции, в упомянутом летательном аппарате, и максимальным поперечным сечением, обеспечивающим максимальный расход воздуха в упомянутую зону; причем упомянутая пластина содержит наружную сторону, подвергающуюся воздействию упомянутого воздушного потока, и внутреннюю сторону, обращенную к упомянутому каналу, причем расположенный

выше по потоку конец упомянутой пластины соединен с упомянутым каналом вблизи расположенного выше по потоку края упомянутого воздухозаборного отверстия, а расположенный ниже по потоку конец упомянутой пластины расположен свободно с возможностью перемещения по поперечному сечению упомянутого канала,
5 отличающийся тем, что

- при крейсерском полете упомянутого летательного аппарата расположенный ниже по потоку край упомянутого воздухозаборного отверстия может создавать высокое давление на ограниченной расположенной ниже по потоку зоне упомянутой
10 наружной стороны; и

- упомянутые средства управления содержат средства передачи текучей среды между упомянутыми наружной и внутренней сторонами подвижной пластины, расположенные, по меньшей мере, вблизи упомянутой ограниченной расположенной
15 ниже по потоку зоны упомянутой наружной стороны, и могут передавать упомянутое высокое давление на расширенную зону упомянутой внутренней стороны.

Действительно, заявителем установлено, что можно действовать так, что на наружной стороне упомянутой пластины во время фазы крейсерского полета летательного аппарата (т.е. при полете с высокой скоростью и на большой высоте)
20 была бы ограниченная расположенная ниже по потоку зона высокого давления вблизи расположенного ниже по потоку края (т.е. на передней кромке) воздухозаборного отверстия и расположенная выше по потоку зона с более низким давлением вблизи расположенного выше по потоку края упомянутого отверстия. В противоположность этому, если летательный аппарат находится в фазе взлета, фазе
25 ожидания или фазе руления (следовательно, при низкой скорости движения и на небольшой высоте), то давление на ограниченной расположенной ниже по потоку зоне сильно снижается, тогда как давление в расположенной выше по потоку зоне существенно повышается.

Таким образом, благодаря этому изобретению, во время фазы крейсерского полета летательного аппарата средства передачи текучей среды обеспечивают, по меньшей мере, частичное регулирование давления на расширенной зоне внутренней стороны
30 пластины относительно давления ограниченной расположенной ниже по потоку зоны с высоким давлением, в результате чего пластина перемещается и поперечное сечение упомянутого канала частично перекрывается. В противоположность этому, во время
35 фаз подъема, ожидания или руления на земле низкое давление на уровне ограниченной расположенной ниже по потоку зоны (и, следовательно, расширенной зоны) не позволяет упомянутой пластине перемещаться. Кроме того, особенно во время фазы
40 взлета, высокое давление в расположенной выше по потоку зоне на наружной стороне подвижной пластины может способствовать удерживанию упомянутой пластины в таком положении, при котором проем поперечного сечения упомянутого канала остается максимальным.

Таким образом получают автоматические перекрывающие средства,
45 действующие в зависимости от давления на уровне воздухозаборного отверстия (и, следовательно, в зависимости от скорости и высоты полета летательного аппарата), выполненные с возможностью изменять поперечное сечение упомянутого канала с помощью упомянутых перекрывающих средств и изменять, в зависимости от фазы
50 полета летательного аппарата, расход воздуха, поступающего в замкнутую зону и, следовательно, вентилировать соответствующие устройства в лучшем режиме.

Например, при крейсерском полете летательного аппарата (при высокой скорости и на большой высоте) поперечное сечение упомянутого канала преимущественно и

автоматически уменьшается таким образом, чтобы умеренно вентилировать устройства и ограничивать лобовое сопротивление, действующее на всю гондолу, создаваемое воздухом, поглощенным в замкнутой зоне. В противоположность этому, в фазе руления летательного аппарата на земле или в фазе взлета (при низкой скорости движения и малой высоте) поперечное сечение канала автоматически раскрывается до максимума посредством снятия подвижной пластины упомянутых перекрывающих средств, чтобы таким образом обеспечить циркуляцию максимального количества воздуха в канале и соответствующую вентиляцию устройств, расположенных в замкнутой зоне.

Таким образом, дополнительно, согласно данному изобретению, количество воздуха, захватываемого посредством воздухозаборного узла, приспособлено для каждой фазы полета, благодаря чему минимизируется ухудшение технических характеристик летательного аппарата из-за вентиляции.

Кроме того, упомянутые средства передачи текучей среды предпочтительно содержат один или большее число проходов между упомянутой наружной стороной и упомянутой внутренней стороной пластины таким образом, чтобы позволить частичное регулирование давления в расширенной зоне относительно давления в ограниченной расположенной ниже по потоку зоне во время крейсерского полета летательного аппарата. Такими проходами могут быть, например, отверстия (круглые отверстия, выемки), расположенные непосредственно в подвижной пластине; выемки, расположенные в боковых стенках канала; зазоры, расположенные между боковыми стенками канала и боковыми краями подвижной пластины, или даже их сочетания.

Кроме того, так как упомянутый канал прохода воздуха ограничен, по меньшей мере, одной нижней стенкой и одной верхней стенкой, полость, покрытая упомянутой подвижной пластиной, может быть предпочтительно расположена в нижней стенке упомянутого канала прохода воздуха вдоль упомянутой расширенной зоны.

Предпочтительно упомянутый канал прохода воздуха может содержать, по меньшей мере, один нижний упор, обеспечивающий возможность отмечать положение упомянутой пластины, соответствующее упомянутому максимальному поперечному сечению; и, по меньшей мере, один верхний упор, обеспечивающий возможность отмечать положение упомянутой пластины, соответствующее упомянутому минимальному поперечному сечению. Такие нижний и верхний упор позволяют стабилизировать и ограничивать вибрации пластины в максимальном и минимальном положениях раскрытия соответственно поперечного сечения упомянутого канала.

Кроме того, упомянутая пластина может быть выполнена в виде упругой лопатки, например выпуклой лопатки, самопроизвольно опирающейся на нижний упор канала прохода воздуха.

В случае, если упомянутые средства передачи текучей среды содержат множество проходов, расположенных в упомянутой пластине (например, круглых отверстий), то такие проходы могут быть расположены, по меньшей мере, на одной линии, расположенной по существу параллельно упомянутому поперечному сечению упомянутого канала прохода воздуха. Один из таких проходов может быть дополнительно предпочтительно перекрыт упомянутым нижним упором упомянутого канала прохода воздуха, когда упомянутая упругая лопатка самопроизвольно ложится на последний, чтобы таким образом она была стабилизирована в положении максимального раскрытия поперечного сечения упомянутого канала прохода воздуха.

Кроме того, упомянутый канал прохода воздуха может иметь прямоугольное сечение, а ширина упомянутой пластины может соответствовать, по меньшей мере,

приблизительно ширине упомянутого поперечного сечения упомянутого канала.

На прилагаемых чертежах лучше проиллюстрирован возможный способ осуществления данного изобретения. На этих чертежах одинаковыми номерами позиций обозначены одинаковые элементы.

5 На фиг.1 изображен частичный схематический вид в перспективе гондолы турбореактивного двигателя, снабженной воздухозаборным узлом согласно данному изобретению;

на фиг.2 изображена схематически гондола, представленная на фиг.1, с частичным
10 разрезом;

на фиг.3 изображен разрез II-II по фиг.2 гондолы (вид спереди) упомянутого турбореактивного двигателя с различными устройствами, подлежащими вентиляции;

на фиг.4 изображен схематический вид в перспективе приведенного в качестве
15 примера варианта осуществления воздухозаборного узла, представленного на фиг.1, согласно данному изобретению;

на фиг.5 изображен воздухозаборный узел, представленный на фиг.4 (частичный продольный разрез);

на фиг.6 и 7 изображены подобные виды двух альтернативных вариантов
20 осуществления проходов воздухозаборного узла, представленного на фиг.5;

на фиг.8 изображен вид по стрелке IV на фиг.5 другого альтернативного варианта осуществления узла согласно настоящему изобретению.

Воздухозаборный узел 1 согласно данному изобретению, показанный на фиг.1 и 2,
25 расположен внутри гондолы 2 двигателя, смонтированного на летательном аппарате (не показан).

Как схематически показано на фиг.1-3, гондола обычно содержит переднюю воздухозаборную часть 3, предназначенную для снабжения двигателя воздухом; промежуточную часть 4, окружающую наружный кожух 5 вентилятора 6 и
30 компрессоров двигателя; и заднюю часть 7, окружающую камеру сгорания и турбину, из которой выступает наружный кожух сопла 8 и его конус.

На наружном кожухе 5 вентилятора 6 и компрессоров расположены различные устройства или механическое и/или электрическое оборудование, материалы 9, т.е. в кольцевой замкнутой зоне 10 между гондолой 2 и наружным кожухом двигателя. На
35 фиг.3 условно показаны некоторые из устройств 9, расположенных в такой зоне 10, а именно FADEC 9A (автономная цифровая система управления двигателем), коробка приводов 9B и маслобак 9C двигателя.

Обновление воздуха в такой замкнутой зоне 10 для поддержания температуры
40 устройств 9 в соответствующем диапазоне и для обеспечения их нормальной работы обеспечивают посредством воздухозаборного узла 1, расположенного сверху расположенной ниже по потоку части гондолы 2 и содержащего с этой целью канал 11 прохода воздуха, расположенный в несущей стенке передней части гондолы 2, посредством которого наружный воздух сообщен с замкнутой зоной 10. С этой целью
45 канал 11 содержит расположенное выше по потоку воздухозаборное отверстие 12 и расположенный ниже по потоку диффузор 13, находящийся во взаимосвязи с упомянутой зоной 10, открывающийся в промежуточную часть 4 гондолы 2.

Канал 11 прохода воздуха немного наклонен относительно наружной поверхности
50 передней части гондолы 2 и направлен вниз по потоку к продольной оси X-X двигателя таким образом, чтобы лучше захватывать и направлять свежий наружный воздух в канал 11, а затем по касательной выводить его через диффузор 13 с двумя выходами, как это показано стрелками f на фиг.3, в обе стороны кольцевой замкнутой

зоны 10.

В примере, показанном на фиг.4 и 5, профиль канала 11 узла 1 имеет несколько развивающуюся форму, т.е. после схождения вниз по потоку от его расположенного по касательной воздухозаборного отверстия 12, он несколько расходится в направлении диффузора 13, а его поперечное сечение является прямоугольным. Канал 11 ограничен нижней стенкой 14, верхней стенкой 15 и двумя противоположными боковыми стенками 16 и 17.

Согласно настоящему изобретению поперечное сечение канала 11 прохода воздуха выполнено регулируемым благодаря использованию перекрывающих средств, управляемых посредством локального давления на уровне воздухозаборного отверстия 12 и выполненных с возможностью регулировки расхода воздуха, циркулирующего в канале 11 к диффузору 13.

В варианте осуществления, показанном на фиг.4 и 5, в нижней стенке 14 канала 11 расположена прямоугольная полость 17. Такая полость 17 проходит по всей ширине канала 11 и в продольном направлении - от расположенного выше по потоку края 12А воздухозаборного отверстия 12 до внутренней части канала 11 достаточно глубоко.

Средства для перекрытия поперечного сечения канала 11 содержат выпуклую упругую лопатку 18 прямоугольной формы, ширина которой немного меньше ширины канала 11 прохода воздуха. Расположенный выше по потоку конец 18D лопатки 18 прикреплен, например, с помощью винта 19 к нижней стенке 14 канала 11 вблизи расположенного выше по потоку края 12А воздухозаборного отверстия 12. В противоположность этому, расположенный ниже по потоку конец 18С лопатки 18 установлен свободно внутри канала 11 прохода воздуха. Кроме того, упругой лопаткой 18 накрыта полость 17.

На каждой из боковых стенок 16 полости 17 закреплены нижний упор 20 и верхний упор 21, например, с помощью винтов 22 таким образом, чтобы два нижних упора 20 были обращены друг к другу, как и верхние упоры 21.

Когда летательный аппарат находится в фазе руления на земле, фазе взлета или фазе ожидания (следовательно, движется на малой высоте и с малой скоростью), упругая лопатка 18 самопроизвольно ложится на каждый из нижних упоров 20 боковых стенок 16.

Как показано на фиг.4 и 5, в упругой лопатке 18 расположены проходы, например круглые отверстия 23. Такие круглые отверстия 23 расположены вдоль двух линий по ширине лопатки 18, немного выше по потоку от расположенного ниже по потоку края 12В воздухозаборного отверстия 12, в ограниченной расположенной ниже по потоку зоне 24 на наружной стороне 18А лопатки 18, где наружное давление является высоким, когда летательный аппарат находится в фазе крейсерского полета.

Действительно, когда летательный аппарат, несущий гондолу 2, движется, воздушный поток (указан стрелкой F на фиг.5) заходит в канал 11 прохода воздуха через воздухозаборное отверстие 12. В зависимости от фаз полета летательного аппарата создаются две различные зоны давления: расположенная выше по потоку зона 25 и ограниченная расположенная ниже по потоку зона 24, введенные здесь ранее и расположенные на наружной стороне 18А лопатки 18 соответственно вблизи расположенного выше по потоку 12А и расположенного ниже по потоку 12В краев воздухозаборного отверстия 12, причем давления в расположенной ниже по потоку 24 и расположенной выше по потоку 25 зонах изменяются в противоположных направлениях в зависимости от фазы полета летательного аппарата.

Таким образом, когда летательный аппарат находится в фазе крейсерского полета,

высокое давление в ограниченной расположенной ниже по потоку зоне 24 передается с помощью отверстий 23 в полость 17 и создается сила давления (указана стрелкой Р на фиг.5), действующая на расширенную зону 26 внутренней стороны 18В упругой лопатки 18. Сила давления Р стремится переместить упругую лопатку 18 против действия ее собственной упругости от нижних упоров 20 (на которые она самопроизвольно опиралась) и придвинуть ее ближе к верхним упорам 21. Упругая лопатка 18 затем действует как заслонка.

Очевидно, что деформация упругой лопатки 18 в направлении перекрытия тем больше, чем больше сила давления Р. Максимальное перекрытие канала 11 упругой лопаткой 18 ограничено верхними упорами 21, которые могут взаимодействовать с наружной стороной упругой лопатки 18 таким образом, чтобы стабилизировать ее и ограничить ее вибрацию.

Таким образом, сечение прохода потока воздуха F в канале 11 может изменяться в зависимости от давления на уровне отверстий 23 между максимальной величиной, при которой упругая лопатка 18 ложится на нижние упоры 20, и минимальной величиной, определенной верхними упорами 21.

В варианте осуществления, показанном на фиг.6, множество круглых отверстий 23 в упругой лопатке 18 (см. фиг.4 и 5) заменено круглой выемкой 23А, расположенной в каждом из двух боковых краев упругой лопатки 18 вблизи упомянутой ограниченной расположенной ниже по потоку зоны 24.

Кроме того, каждый верхний упор 21 узла 1 (см. фиг.4 и 5) заменен двумя верхними упорами 21, существенно отстоящими один от другого таким образом, чтобы выемка 23А не перекрывалась при прилегании упругой лопатки 18 к упомянутым верхним упорам 21.

Кроме того, в альтернативном варианте осуществления, проиллюстрированном на фиг.7, в каждой из боковых стенок 16 канала 11 прохода воздуха выполнена выемка 23В, образующая проход между наружной стороной 18А и внутренней стороной 18В упомянутой лопатки 18, и таким образом заменены круглые отверстия 23 (см. фиг.5).

В альтернативном варианте осуществления, представленном на фиг.8, круглые отверстия 23, показанные на фиг.5, заменены зазорами 23С, выполненными между боковыми стенками 16 канала 11 прохода воздуха и боковыми краями 18Е упомянутой подвижной пластины 18, расположенными против стенок 16.

Формула изобретения

1. Воздухозаборный узел для летательного аппарата, содержащий: по меньшей мере, один канал прохода воздуха, снабженный воздухозаборным отверстием, захватывающим наружный воздушный поток (F), перекрывающие средства с управляемой подвижной пластиной, связанные с упомянутым каналом, и средства для управления упомянутой управляемой подвижной пластиной, позволяющие изменять поперечное сечение упомянутого канала между минимальным поперечным сечением, обеспечивающим минимальный расход воздуха в зоне, подлежащей вентиляции, упомянутого летательного аппарата, и максимальным поперечным сечением, обеспечивающим максимальный расход воздуха в упомянутую зону; причем упомянутая пластина содержит наружную сторону, подвергающуюся воздействию упомянутого воздушного потока (F), и внутреннюю сторону, обращенную к упомянутому каналу, причем расположенный выше по потоку конец упомянутой пластины присоединен к упомянутому каналу вблизи расположенного выше по

5 потоку края упомянутого воздухозаборного отверстия, а расположенный ниже по потоку конец упомянутой пластины расположен свободно с возможностью перемещения по поперечному сечению упомянутого канала, в котором при
10 крейсерском полете упомянутого летательного аппарата расположенный ниже по потоку край упомянутого воздухозаборного отверстия может создавать высокое давление на ограниченной расположенной ниже по потоку зоне упомянутой наружной стороны, и упомянутые средства управления содержат средства передачи текучей среды между упомянутой наружной и внутренней сторонами подвижной
15 пластины, расположенные, по меньшей мере, вблизи упомянутой ограниченной расположенной ниже по потоку зоны упомянутой наружной стороны и могут передавать упомянутое высокое давление на расширенную зону упомянутой внутренней стороны.

2. Узел по п.1, в котором упомянутые средства передачи текучей среды содержат, по меньшей мере, один проход между упомянутой наружной стороной и упомянутой
20 внутренней стороной пластины.

3. Узел по п.2, в котором каждый проход содержит отверстие, расположенное в упомянутой подвижной пластине.

4. Узел по п.2, в котором упомянутый канал прохода воздуха содержит
25 противоположные нижнюю и верхнюю стенки и две противоположные боковые стенки, в котором каждый проход содержит выемку, расположенную в одной из боковых стенок упомянутого канала.

5. Узел по п.2, в котором упомянутый канал прохода воздуха содержит
30 противоположные нижнюю и верхнюю стенки и две противоположные боковые стенки, в котором каждый проход является зазором, сформированным между одной из боковых стенок упомянутого канала и противоположным боковым краем упомянутой подвижной пластины.

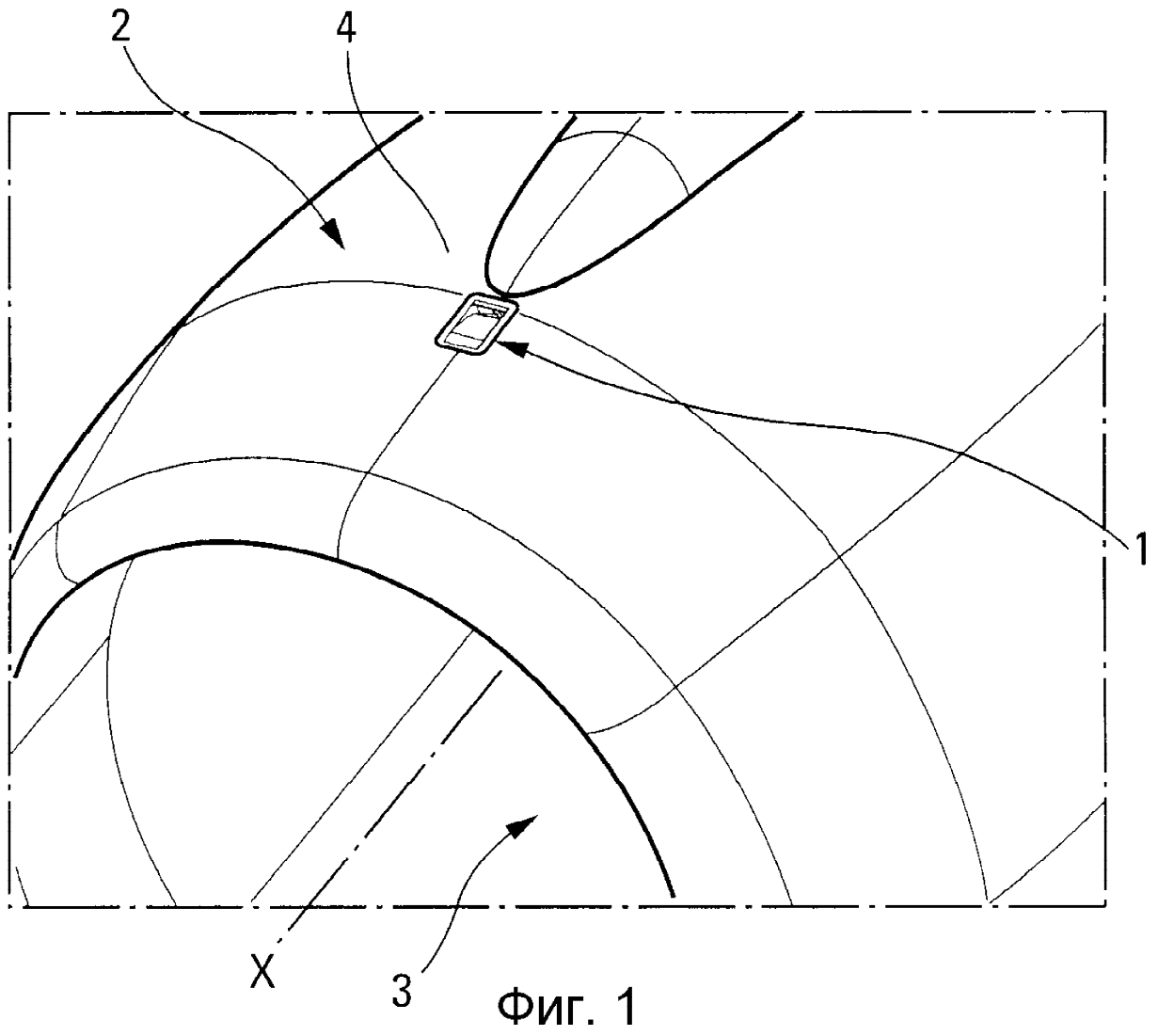
6. Узел по п.1, в котором упомянутый канал прохода воздуха ограничен, по
35 меньшей мере, одной нижней и одной верхней стенками, являющимися противоположными, в котором полость, покрытая упомянутой подвижной пластиной, расположена в нижней стенке упомянутого канала прохода воздуха вдоль упомянутой расширенной зоны.

7. Узел по п.1, в котором упомянутый канал прохода воздуха содержит, по меньшей
40 мере, один нижний упор, позволяющий отмечать положение упомянутой пластины, соответствующее упомянутому максимальному поперечному сечению, и, по меньшей мере, один верхний упор, позволяющий отмечать положение упомянутой пластины, соответствующее упомянутому минимальному поперечному сечению.

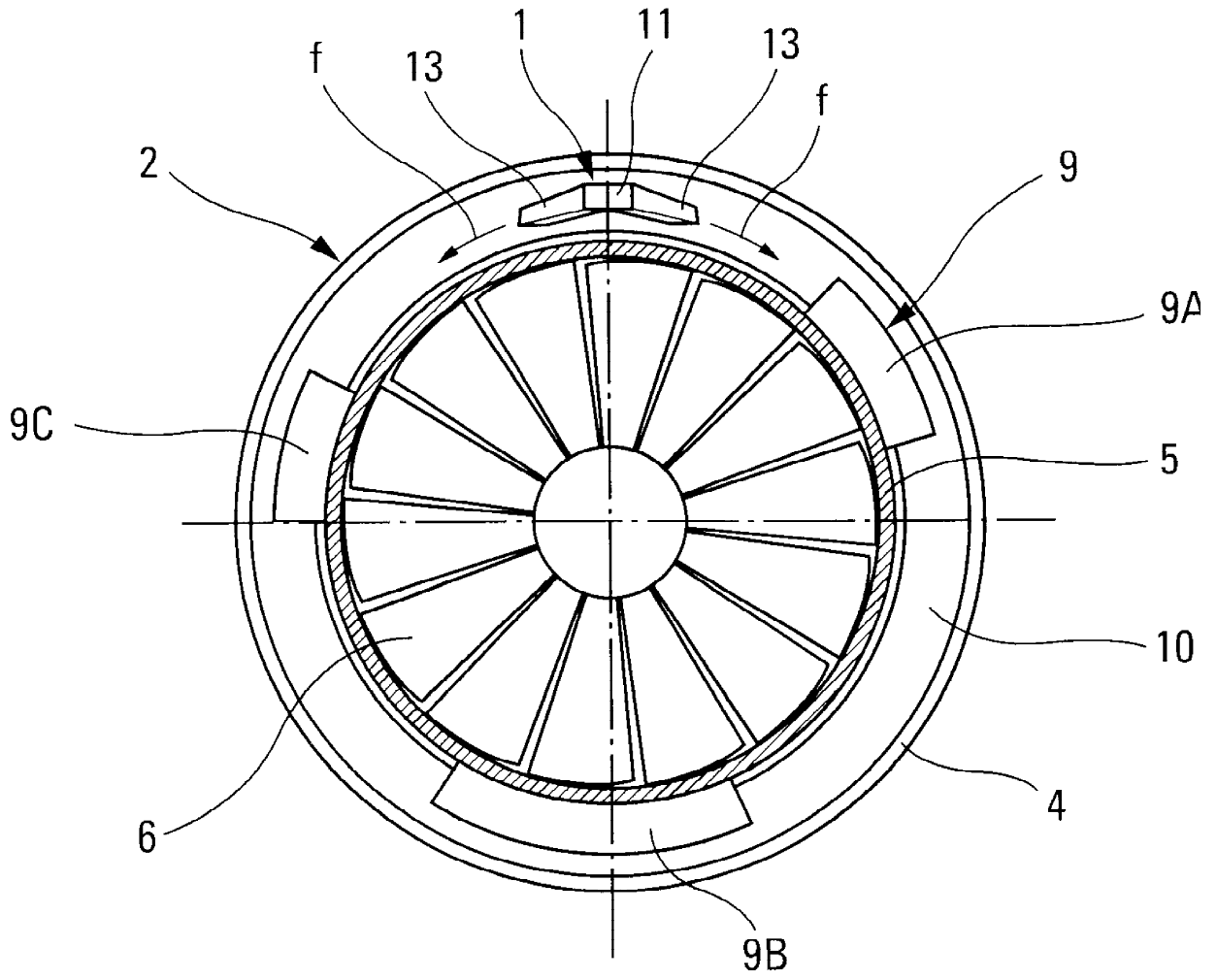
8. Узел по п.7, в котором упомянутая пластина выполнена в виде упругой лопатки, самопроизвольно лежащей на нижний упор канала прохода воздуха.

9. Узел по п.1, в котором упомянутые средства передачи текучей среды содержат
45 множество проходов, выполненных в упомянутой пластине, причем упомянутые проходы расположены, по меньшей мере, на одной линии, по существу, параллельной упомянутому поперечному сечению упомянутого канала прохода воздуха.

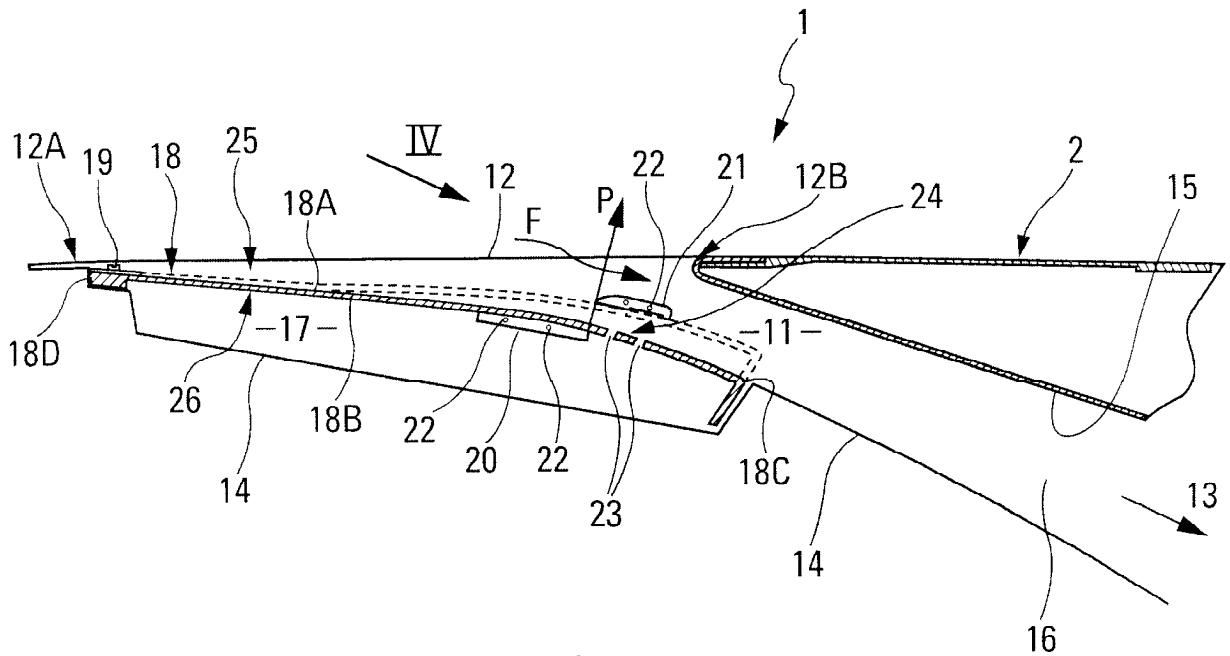
10. Узел по п.1, в котором упомянутый канал прохода воздуха имеет
50 прямоугольное сечение, и ширина упомянутой пластины соответствует, по меньшей мере, приблизительно ширине упомянутого поперечного сечения упомянутого канала прохода воздуха.



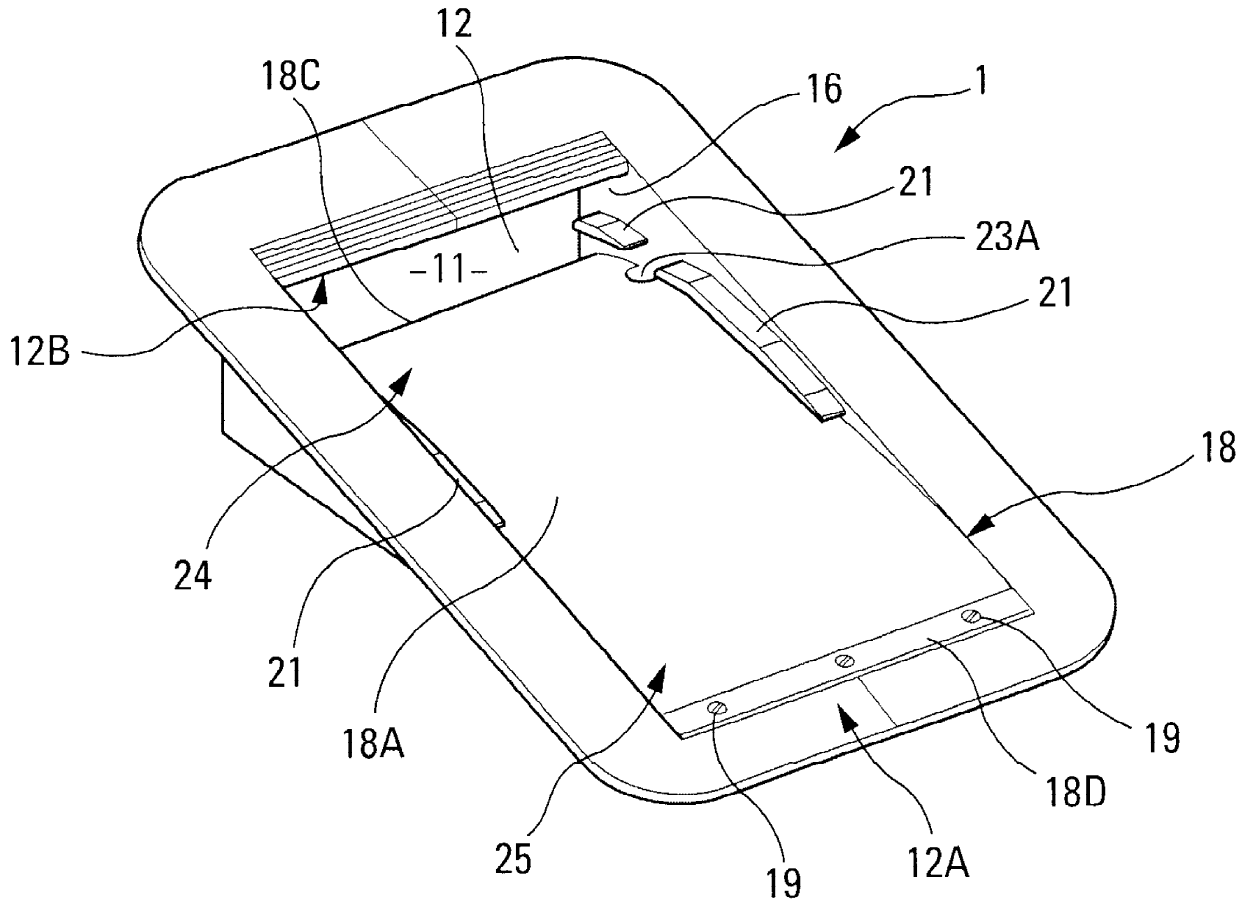
ФИГ. 1



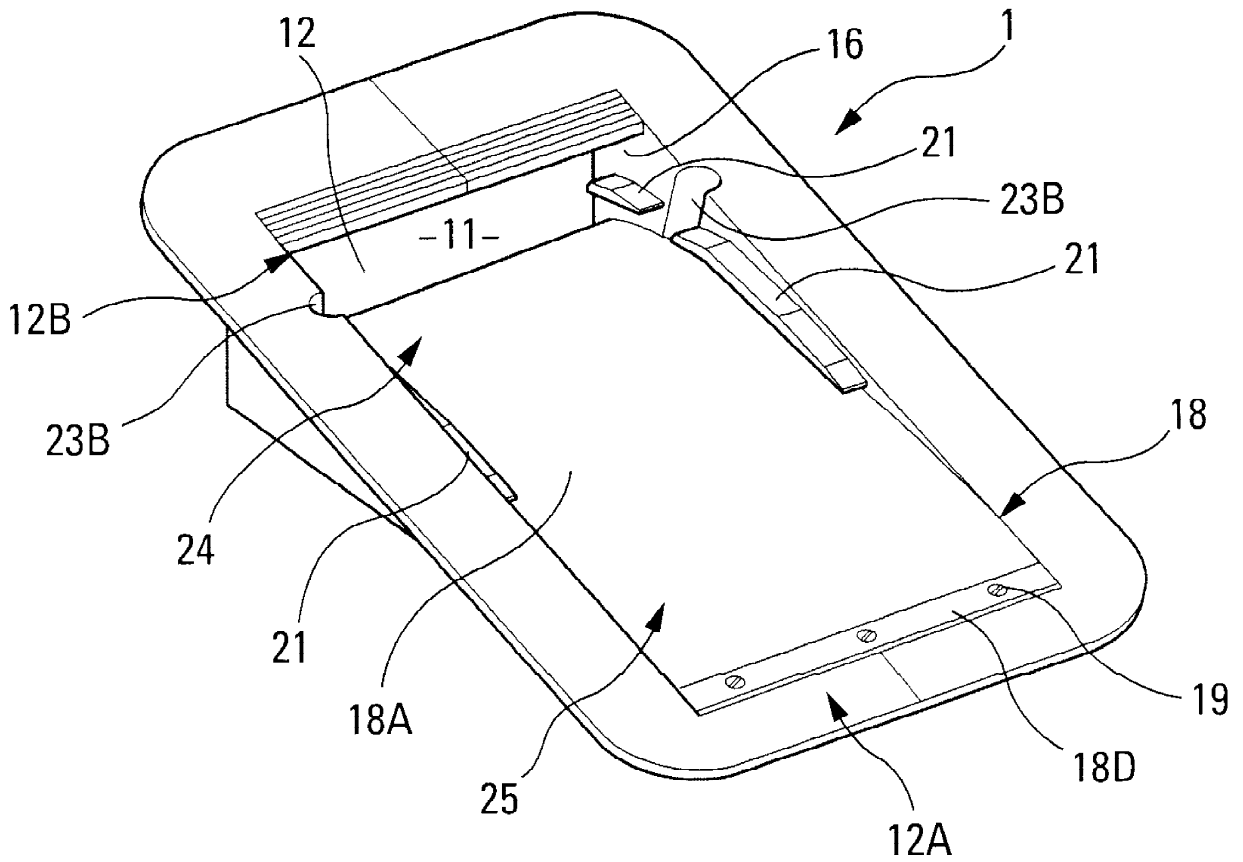
Фиг. 3



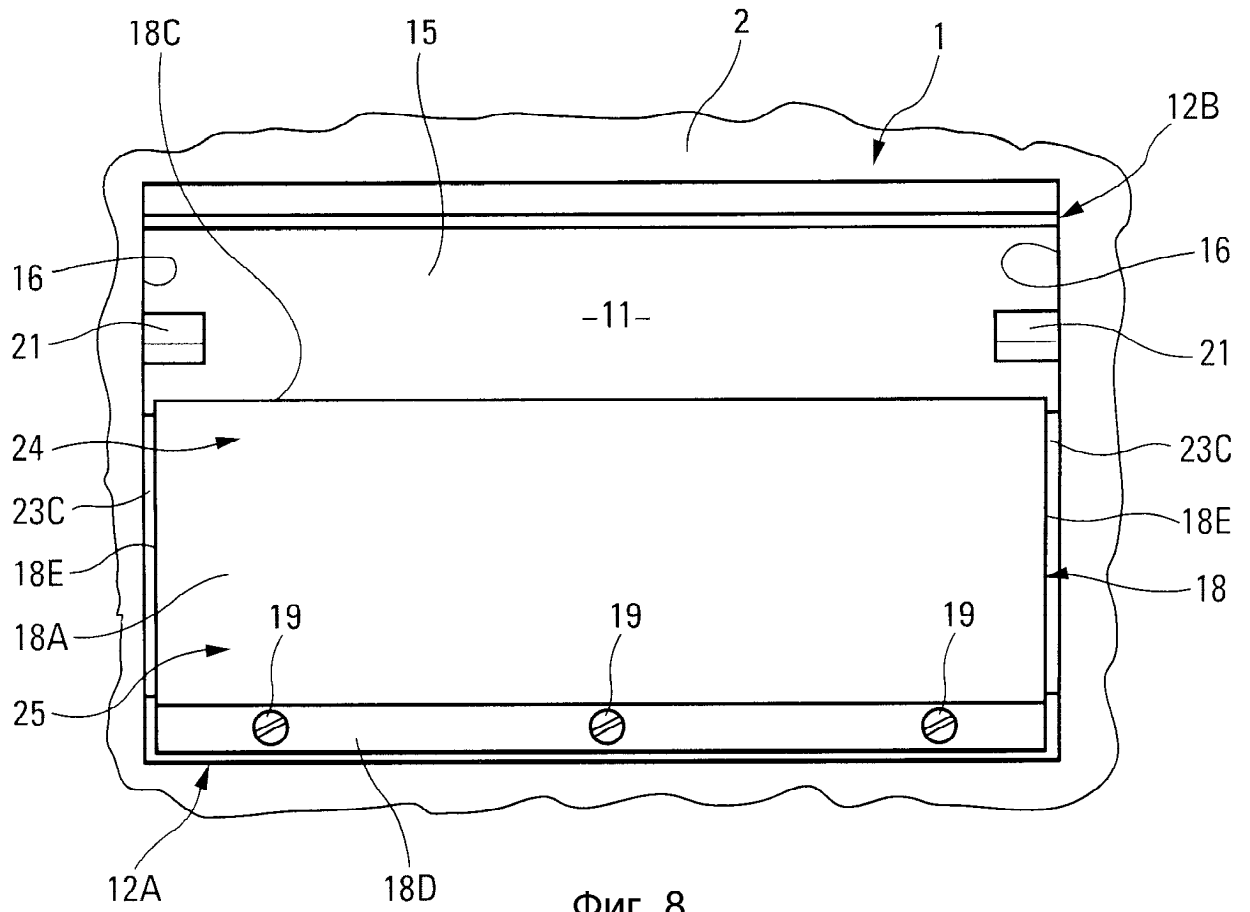
Фиг. 5



ФИГ. 6



ФИГ. 7



Фиг. 8