



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2009121507/11, 08.06.2009**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.06.2009

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
10.06.2008 EP 08425408.5

(43) Дата публикации заявки: **20.12.2010** Бюл. № 35

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

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 4830312 A, 16.05.1989. GB 2406143 A, 23.03.2005. RU 2299157 C1, 20.05.2007. GB 1201096 A, 05.08.1970.**

Адрес для переписки:

197101, Санкт-Петербург, а/я 128, "АРС-ПАТЕНТ", пат. пов. М.В. Хмаре, рег.№ 771

(72) Автор(ы):

**НАННОНИ Фабио (ИТ),
БАЛЛЕРИО Данте (ИТ),
СКАНДРОЛЬО Алессандро (ИТ)**

(73) Патентообладатель(и):

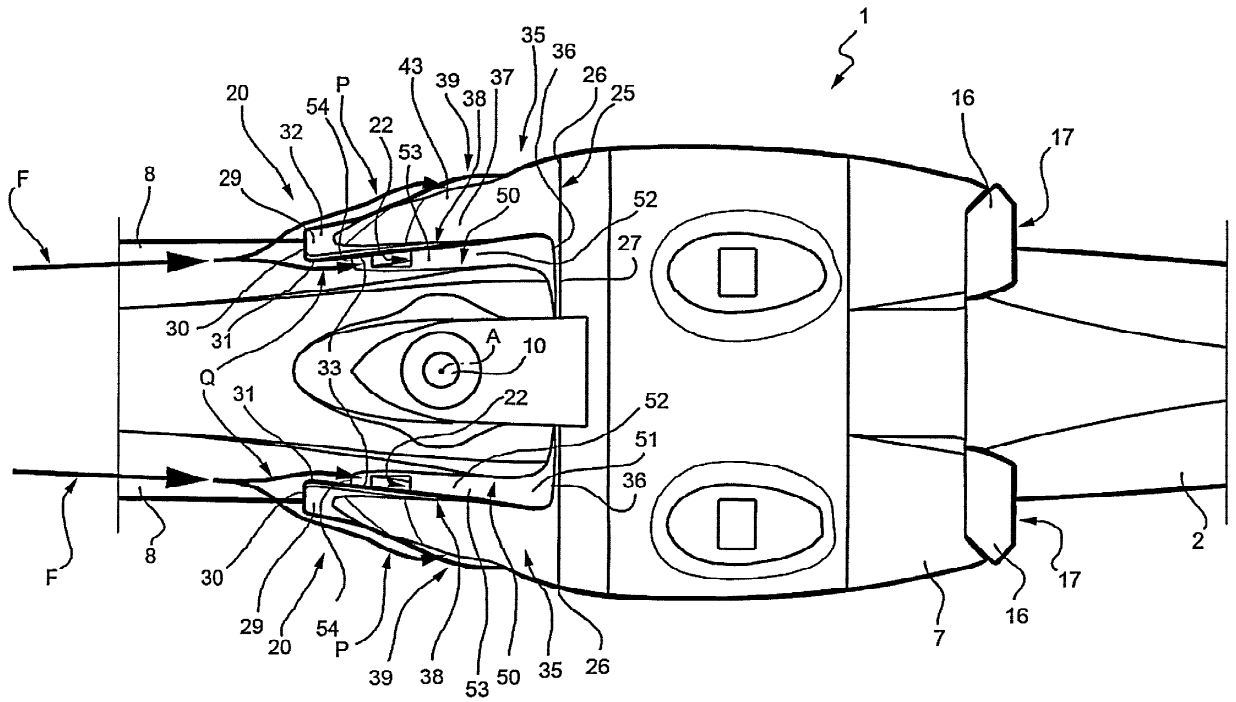
АГУСТА С.п.А. (ИТ)

(54) ВЕРТОЛЕТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к системам охлаждения агрегатов трансмиссии. Вертолет (1) включает в себя привод (6), содержащий впускной канал (12) воздухозаборника, несущий винт (3), функционально соединенный с приводом (6), и трансмиссию (9), функционально размещенную между несущим винтом (3) и приводом (6) и заключенную в корпус (23). Вертолет (1) содержит, по меньшей мере, один воздухозаборник (20), содержащий первое впускное отверстие (21), связанное по потоку с впускным каналом (12), по меньшей мере, одно второе впускное отверстие (22), связанное по потоку с корпусом (23), а также отклоняющие элементы (30), которые взаимодействуют в процессе эксплуатации с воздушным

потоком (F), обеспечивая разделение воздушного потока (F) на первый и второй воздушные потоки. Воздухозаборник (20), кроме того, включает в себя направляющие элементы (31, 32, 37, 53) для направления первого воздушного потока по первой траектории (P), проходящей от отклоняющих элементов (30) к первому впускному отверстию (21), и для направления второго воздушного потока по второй траектории (Q), отделенной от первой траектории (P) и проходящей от отклоняющих элементов (30) ко второму впускному отверстию (22). Обеспечивается оптимальная термодинамическая эффективность двигателя и эффективное охлаждение трансмиссии. 11 з.п. ф-лы, 6 ил.



ФИГ. 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

B64C 27/04 (2006.01)**B64D 33/02** (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2009121507/11, 08.06.2009**(24) Effective date for property rights:
08.06.2009

Priority:

(30) Convention priority:
10.06.2008 EP 08425408.5(43) Application published: **20.12.2010 Bull. 35**(45) Date of publication: **27.11.2013 Bull. 33**

Mail address:

**197101, Sankt-Peterburg, a/ja 128, "ARS-
PATENT", pat. pov. M.V. Khmare, reg.№ 771**

(72) Inventor(s):

**NANNONI Fabio (IT),
BALLERIO Dante (IT),
SKANDROL'O Alessandro (IT)**

(73) Proprietor(s):

AGUSTA S.p.A. (IT)**(54) HELICOPTER**

(57) Abstract:

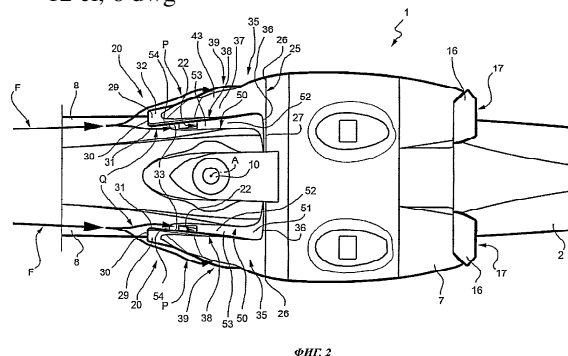
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: helicopter 1 comprises drive 6 with air intake inlet channel 12, rotor 3 engaged with drive 5, and encased transmission arranged between rotor 3 and drive 6. Helicopter 1 comprises at least one air intake 20 including first inlet 21 communicated with inlet channel 12, at least one second inlet 22 communicated with transmission case 23 and deflectors 30 to interact with airflow F to separate the latter in first and second airflows. Besides, said air intake 20 comprises guide elements 31, 32, 37, 53 to direct first airflow in first path P and second airflow in second path Q separated from said first path P to extend from deflectors 30 to

second inlet 22.

EFFECT: optimised engine efficiency and cooling of transmission.

12 cl, 6 dwg



Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение относится к вертолету.

Уровень техники

5 Известно, что вертолеты включают в себя фюзеляж, несущий винт, вращающийся вокруг первой оси и установленный в верхней части фюзеляжа, и рулевой винт, установленный в хвостовой части вертолета и вращающийся вокруг второй оси, поперечной по отношению к первой оси.

10 Известные вертолеты, кроме того, включают в себя, по меньшей мере, один двигатель и трансмиссию для передачи движения от двигателя к несущему винту.

В частности, двигатель снабжен впускным каналом для первого потока свежего воздуха, забираемого снаружи, и выпускным каналом для удаления наружу высокотемпературного выхлопного газа.

15 Кроме того, вертолет включает в себя корпус трансмиссии, а также впускное отверстие, посредством которого корпус соединяется с наружной средой для создания второго потока свежего воздуха, который используют для охлаждения трансмиссии или непосредственно, или с помощью радиатора,

20 Термодинамическая эффективность двигателя и эффективность охлаждения трансмиссии зависят от углового положения, и в особенности, от угла рыскания вертолета.

То есть, расход первого и второго воздушных потоков меняется вместе с изменением угла рыскания вертолета.

25 Изменение угла рыскания влияет также на степень турбулентности в первом воздушном потоке, тем самым определяя термодинамическую эффективность двигателя.

30 В данной отрасли ощущается потребность в достижении по возможности постоянного расхода первого и второго потоков, и в минимизации турбулентности в первом потоке в широком диапазоне угловых положений, с тем, чтобы обеспечить оптимальную термодинамическую эффективность двигателя и эффективное охлаждение трансмиссии в упомянутом диапазоне.

Раскрытие изобретения

35 Ввиду изложенного, задачей изобретения является создание конструкции вертолета, которая позволит достичь указанных выше результатов простым и недорогим способом.

Краткое описание чертежей

40 Предпочтительный, не ограничивающий вариант осуществления настоящего изобретения объясняется ниже в качестве примера, со ссылкой на чертежи, где:

Фиг.1 показывает схематическое изображение вертолета согласно изобретению;

Фиг.2 показывает вид сверху воздухозаборника вертолета по фиг.1;

Фиг.3 показывает в перспективе увеличенный вид сбоку воздухозаборника по Фиг.2;

Фиг.4 показывает вид сбоку воздухозаборника по фиг.2 и 3;

45 Фиг.5 показывает вид сбоку воздухозаборника по фиг.2 и 3, некоторые детали не показаны для ясности;

Фиг.6 показывает функциональную схему двигателя вертолета по фиг.1 и воздухозаборника по фиг.2-5 в разрезе, некоторые детали не показаны для ясности.

50 Осуществление изобретения

Цифра 1 на фиг.1 обозначает вертолет, который включает в себя, главным образом, фюзеляж 2 с носовой частью 5, несущий винт 3, установленный сверху на фюзеляже 2 и вращающийся вокруг оси А, и рулевой винт 4, установленный на хвостовом

стабилизаторе, выступающем из фюзеляжа 2 на противоположной стороне по отношению к носовой части 5, и вращающийся вокруг второй оси, поперечной по отношению к оси А.

Вертолет 1 включает в себя два двигателя 6 (на фиг.6 показан только один из них), заключенные в соответствующие корпуса, ограниченные несущим кожухом 7, и расположенные вдоль соответствующих сторон 8 фюзеляжа 2.

Вертолет 1 включает в себя две трансмиссии 9 (на фиг.6 показана только одна из них), которые соединяют выходные валы соответствующих двигателей 6 с валом 10 (на фиг.3, 4, 5 показан частично) для вращения несущего винта 3 вокруг оси А. В частности, выходные валы двигателей 6 проходят вдоль соответствующих осей В (на фиг.6 показана только одна из них).

Каждый из двигателей 6 работает таким же образом, как газовая турбина с разомкнутым термодинамическим циклом, и включает в себя, главным образом (фиг.6), компрессор 11 с впускным каналом 12 для свежего воздуха, предназначенный для сжатия свежего воздуха; камеру сгорания 13, в которой сжатый компрессором 11 воздух взаимодействует с топливом с образованием высокотемпературного выхлопного газа; и турбину 14, в которой высокотемпературный выхлопной газ из камеры сгорания 13 расширяется и вращает выходной вал двигателя 6.

Каждый двигатель 6, кроме того, включает в себя суживающееся сопло 15 ниже по потоку относительно турбины 14 для увеличения скорости выхлопного газа; и выпускной канал 16 для удаления выхлопного газа, который заканчивается соответствующим отверстием 17 в несущем кожухе 7.

Для каждого двигателя 6 в вертолете 1 предусмотрен воздухозаборник 20, который, в свою очередь, включает в себя первое впускное отверстие 21, соединенное по потоку с каналом 12; два впускных отверстия 22, соединенных по потоку с корпусом 23 (фиг.6), в котором заключена трансмиссия 9; отклоняющие элементы, которые в процессе эксплуатации взаимодействуют с воздушным потоком F вне вертолета 1 (фиг.2-5), обеспечивая разделение воздушного потока на первый и второй воздушные потоки; и направляющие элементы для направления первого воздушного потока по первой траектории P (фиг.2-4), проходящей от отклоняющих элементов до впускного отверстия 21, и направления второго воздушного потока вдоль двух вторых траекторий Q (фиг.2 и 5), отделенных от траектории P и проходящих от отклоняющих элементов до впускных отверстий 22.

Важно отметить, что термин «отдельно» использован здесь для того, чтобы подчеркнуть, что траектории P и Q первого и второго воздушных потоков не пересекаются ни в одной точке ниже по потоку относительно отклоняющих элементов.

В частности, воздухозаборники 20 расположены вдоль соответствующих сторон 8 и выступают в направлении носовой части 5 из переднего торца 25 несущего кожуха 7, обращенного к носовой части 5.

В частности, торец 25 несущего кожуха 7 имеет две кромки 26, проходящие вдоль фюзеляжа 2, и две кромки 27, проходящие поперек фюзеляжа 2 между соответствующими передними сторонами кромок 26.

Воздухозаборники 20 предпочтительно выполнены как одно целое друг с другом.

Поскольку воздухозаборники 20 идентичны, ради простоты ниже описан лишь один из них.

В показанном на чертежах примере воздухозаборник 20 включает в себя (фиг.2-5) плоскую стенку 29, которая имеет свободную концевую кромку 30 на противоположном конце относительно торца 25, и образует поверхность 31,

обращенную к фюзеляжу 2, и поверхность 32 на противоположной стороне относительно поверхности 31; стенку 35, включающую в себя оконечную часть 36, стыкующуюся с торцом 25; и основную часть 37, стыкующуюся с поверхностью 32, и образующую впускное отверстие 21; а также стенку 50 (фиг.2), включающую в себя оконечную часть 51, стыкующуюся с торцом 25, и основную часть 52, расположенную между поверхностью 32 и соответствующей стороной 8, и образующую впускные отверстия 22.

В частности, отклоняющие элементы образованы кромкой 30, которая, по существу, работает так же, как передняя кромка крыла, направляя первый и второй воздушные потоки, соответственно, на поверхности 32 и 31 стенки 29.

Помимо кромки 30, контур стенки 29 образован также двумя кромками 33, которые подходят к кромке 30 в направлении от торца 25 к кромке 30.

Основная часть 37 стенки 35 проходит от оконечной части 36 по направлению к носовой части 5 фюзеляжа 2.

Оконечная часть 36 больше основной части 37 в направлении параллельном кромке 27, и меньше основной части 37 в направлении вдоль фюзеляжа 2.

Оконечная часть 36 одной стенки 35 выполнена как одно целое с оконечной частью 36 другой стенки 35 (фиг.2).

Основная часть 37 имеет искривленную первую концевую кромку 38, которая стыкуется с поверхностью 32; и искривленную вторую кромку 39, которая находится напротив кромки 38 и на некотором расстоянии от поверхности 32.

В частности (фиг.3, 4), кромка 38 включает в себя оконечный участок 40, который параллелен кромке 30 и расположен между кромкой 30 и оконечной частью 36; а также два участка 41, которые подходят к кромке 30 в направлении от оконечной части 36 к кромке 30.

Участки 41 находятся на противоположных сторонах участка 40.

Кромка 39 искривлена и включает в себя, главным образом, дугообразный участок 42 на той стороне, которая обращена к торцу 25, а также участок 43, который вытянут по направлению к кромке 30, соединяется с участком 42 и находится на той стороне, которая обращена к участку 40.

В частности (фиг.3, 4), участок 42 проходит по дуге величиной примерно 180° , а участок 43 находится за пределами сектора, стягиваемого участком 42.

Как показано на фиг.2, кромка 39 проходит наклонно по отношению к оси А.

Контур впускного отверстия 21 включает в себя дугообразный первый участок 45, а также второй участок 46, образующий закругленную вершину, расположенную за пределами окружности, образованной участком 45.

Участок 45 расположен на той стороне, которая обращена к торцу 25, а участок 46 расположен на той стороне, которая обращена к участку 40.

В частности, участок 46 включает в себя два сегмента, которые сходятся в направлении от участка 45 к участку 40, и которые имеют первые концы, соединенные с соответствующими концами участка 45, и вторые концы, находящиеся на противоположной стороне по отношению к первым концам, и соединенные друг с другом.

Участок 46 расположен за пределами сектора, образованного участком 45.

Впускное отверстие 21 находится ближе к поверхности 32, чем кромка 39.

В частности, основная часть 37 кромки 35 проходит так, что в направлении от кромки 38 к кромке 39 расстояние от нее до поверхности 32 увеличивается, а в направлении от кромки 39 к впускному отверстию 21 расстояние от нее до

поверхности 32 уменьшается (фиг.3).

Другими словами, толщина основной части 37 увеличивается в направлении от кромки 38 к кромке 39, и уменьшается в направлении от кромки 39 к впускному отверстию 21.

Проекция контура впускного отверстия 21 на поверхность 32 лежит в пределах проекции контура кромки 39 на поверхность 32.

Проекция контура кромки 39 на поверхность 32 лежит в пределах кромки 38.

Проекции участков 45, 46 впускного отверстия 21 на поверхность 32 окружены проекциями участков 42, 43 на поверхность 32.

Основная часть 52 стенки 50 включает в себя две поверхности 53, которые образуют соответствующие впускные отверстия 22 и подходят к закругленной кромке 54 в направлении от оконечной части 51 к кромке 30 стенки 29.

В показанном примере впускные отверстия 22 имеют прямоугольную форму и открываются в соответствующие каналы 55 (фиг.5), которые заканчиваются внутри корпуса 23 трансмиссии 9 (фиг.6).

В частности, кромка 54 расположена между торцом 25 и кромкой 30.

Направляющие элементы каждого воздухозаборника 20 включают в себя поверхность 32, а также часть стенки 35, которая расположена между кромкой 30 и впускным отверстием 21 и направляет первый воздушный поток по траектории Р от кромки 30 к впускному отверстию 21; и поверхность 31, а также те части поверхностей 53, которые расположены между кромкой 30 и впускными отверстиями 22 и направляют второй воздушный поток по траекториям Q от кромки 30 к впускным отверстиям 22.

В частности, каждая траектория Q ограничена по бокам соответствующей стороной 8 и соответствующей поверхностью 31, а каждая траектория Р проходит с противоположной по отношению к траектории Q стороны соответствующей стенки 29.

Двигатель 6, кроме того, включает в себя устройство 18 с отводами, которое окружает компрессор 11 и служит для отбора части (показана буквой I на фиг.6) первого воздушного потока перед компрессором 11 и подачи ее в сопло 15.

Таким образом, часть I свежего воздуха смешивается с горячим выхлопным газом, проходящим через сопло 15, что позволяет охладить выхлопной газ, выходящий через отверстие 17. Вследствие этого уменьшается интенсивность излучения, испускаемого вертолетом 1 в инфракрасной области спектра.

Другими словами, канал 16 работает также в качестве эжектора, активизируя, при помощи ускоренного в сопле 15 газа, воздушный поток, который образуется в корпусе 23, охлаждает трансмиссию 9 до определенной степени, и, в конце концов, смешивается с выхлопным газом внутри канала 16.

В реальных условиях эксплуатации, при движении вертолета 1 вперед, воздушный поток F сталкивается с кромками 30 стенок 29, и отклоняется кромками 30, образуя первый и второй воздушные потоки, которые двигаются по соответствующим траекториям Р, Q.

В частности, первые воздушные потоки протекают вдоль поверхностей 32 соответствующих стенок 29 и вдоль тех частей стенок 35, которые расположены между поверхностями 32 и соответствующими впускными отверстиями 21, и, наконец, проходят через впускные отверстия 21, и двигаются вдоль впускных каналов 12 двигателей 6.

Внутри каналов 12 устройства 18 отбирают соответствующие части I первых воздушных потоков перед соответствующими компрессорами 11, и подают их

непосредственно в сопла 15. В частности, отведенные части I меньше, чем оставшиеся части (обозначены буквой L на фиг.6) соответствующих первых воздушных потоков.

Оставшиеся части L первых воздушных потоков сжимаются с помощью соответствующих компрессоров 11, после чего они взаимодействуют с топливом внутри соответствующих камер сгорания 13 с образованием горячего выхлопного газа под давлением. Газ расширяется внутри соответствующих турбин 14 и проходит через сопла 15 для того, чтобы вращать выходные валы двигателей 6 вокруг соответствующих осей A. Трансмиссии 9 передают движение от выходных валов двигателей 6 на приводной вал 10 винта 3.

В соплах 15 горячий выхлопной газ смешивается с частью I свежего воздуха, отобранной с помощью устройств 18, вследствие чего происходит охлаждение выхлопного газа, выходящего из канала 16, который на фиг.6 обозначен буквой M.

Вторые воздушные потоки протекают вдоль поверхностей 31 соответствующих стенок 29, вдоль тех частей поверхностей 53, которые расположены между впускными отверстиями 22 и соответствующими кромками 54, и, наконец, проходят через впускные отверстия 22 и двигаются по каналам 55 к корпусам 23 трансмиссий 9, где они охлаждают трансмиссии 9, или непосредственно, или с помощью радиатора.

Преимущества вертолета 1 согласно настоящему изобретению становятся ясными из представленного выше описания.

В частности, кромка 30 каждого воздухозаборника 20 делит воздушный поток F на первый и второй воздушный потоки, которые достигают соответствующих впускных отверстий 21, 22, двигаясь по раздельным траекториям P, Q.

В результате, процесс забора воздуха каналами 12 через впускные отверстия 21 не подвергается воздействию со стороны воздушного потока, который проходит через впускные отверстия 22, и который используют для охлаждения корпуса 23 трансмиссии 9 в широком диапазоне углов рыскания вертолета 1, то есть, в широком диапазоне угловых положений фюзеляжа 2 по отношению к оси A.

Вследствие этого, увеличение расхода вторых воздушных потоков через впускные отверстия 22, не ведет к уменьшению расхода первых воздушных потоков, и поэтому не снижает эффективность компрессора 11 и, следовательно, двигателя 6.

Более того, поскольку впускные отверстия 22 расположены со стороны фюзеляжа 2, а впускные отверстия 21 расположены на противоположной стороне по отношению к фюзеляжу 2, турбулентность, возникающая вследствие аэродинамического взаимодействия вертолета 1 с воздушным потоком F, преобладает во втором, а не в первом воздушном потоке.

Благодаря тому, что траектории P и Q разделены, предотвращается переход этой турбулентности на первые воздушные потоки.

Поэтому первый воздушный поток, который двигается вдоль канала 12, и отбирается, главным образом, компрессором 11, является, по существу, ламинарным, что повышает эффективность двигателей 6 в широком диапазоне углов рыскания вертолета 1.

Кроме того, поскольку процесс забора воздуха двигателями 6 является постоянным с точки зрения количественных характеристик и режимов потока в широком диапазоне углов рыскания вертолета 1, рабочая температура двигателей 6 одинакова, и поэтому они могут быть взаимосвязаны по температуре для улучшения общих рабочих характеристик вертолета 1.

Другое преимущество раздельных траекторий P и Q заключается в том, что вторые воздушные потоки не подвергаются возмущениям со стороны первых воздушных

потоков, и поэтому являются, по существу, постоянными в широком диапазоне углов рыскания вертолета 1, что значительно снижает риск перегрева трансмиссии 9 во время полета.

Стенки 35, 50 не имеют кривых с малым радиусом кривизны в соответствующих впускных отверстиях 21, 22, что значительно уменьшает потери давления в первом и втором воздушных потоках.

Наконец, воздухозаборник 20 при помощи одного устройства обеспечивает отбор воздуха в первом и втором воздушных потоках для питания компрессоров 11 двигателей 6, охлаждения трансмиссий 9 и выхлопного газа, соответственно.

Очевидно, что в описанный в этом документе вертолет 1 можно внести изменения, не отступая, однако, от объема настоящего изобретения.

В частности, вертолет 1 может иметь один двигатель 6 и один воздухозаборник 20.

Стенки 53 могут иметь одно впускное отверстие 22, а форма впускных отверстий 21, 22 и каналов 12, 16 может отличаться от той, которая показана на фигурах.

Формула изобретения

1. Вертолет, включающий в себя привод, содержащий впускной канал воздухозаборника; несущий винт, функционально соединенный с приводом; и трансмиссию, функционально размещенную между несущим винтом и приводом и заключенную в корпус, отличающийся тем, что включает в себя, по меньшей мере, один воздухозаборник, содержащий первое впускное отверстие, связанное по потоку с указанным впускным каналом, по меньшей мере, одно второе впускное отверстие, связанное по потоку с корпусом, отклоняющие средства, которые взаимодействуют в процессе эксплуатации с воздушным потоком для разделения воздушного потока на первый и второй воздушные потоки, и направляющие средства для направления первого воздушного потока по первой траектории, проходящей от отклоняющих средств к первому впускному отверстию, и для направления второго воздушного потока по второй траектории, отделенной от первой траектории и проходящей от отклоняющих средств ко второму впускному отверстию.

2. Вертолет по п.1, отличающийся тем, что воздухозаборник включает в себя первую стенку, которая образует указанные отклоняющие средства.

3. Вертолет по п.2, отличающийся тем, что отклоняющие средства образованы свободной первой концевой кромкой первой стенки.

4. Вертолет по п.2, отличающийся тем, что включает в себя фюзеляж, причем вторая траектория проходит между первой стенкой и фюзеляжем, а первая траектория проходит по противоположной, по отношению к фюзеляжу, стороне первой стенки.

5. Вертолет по п.4, отличающийся тем, что воздухозаборник включает в себя вторую стенку и третью стенку, образующие, соответственно, первое и второе впускные отверстия, причем третья стенка проходит между первой поверхностью первой стенки и фюзеляжем, а вторая стенка выступает из второй поверхности напротив первой поверхности первой стенки, при этом направляющие средства образованы первой и второй поверхностями первой стенки, частью второй стенки, проходящей между второй поверхностью и первым впускным отверстием, и частью третьей стенки, проходящей между первой поверхностью и вторым впускным отверстием.

6. Вертолет по п.5, отличающийся тем, что вторая стенка имеет вторую концевую кромку, которая взаимодействует, по меньшей мере, частично со второй

поверхностью первой стенки, и свободную третью концевую кромку, противоположную второй концевой кромке, причем первое впускное отверстие проходит на таком расстоянии от второй поверхности, которое меньше расстояния между третьей концевой кромкой и второй поверхностью.

5 7. Вертолет по п.6, отличающийся тем, что толщина второй стенки, измеренная перпендикулярно второй поверхности, увеличивается в направлении от второй концевой кромки к третьей концевой кромке и уменьшается в направлении от третьей концевой кромки к первому впускному отверстию.

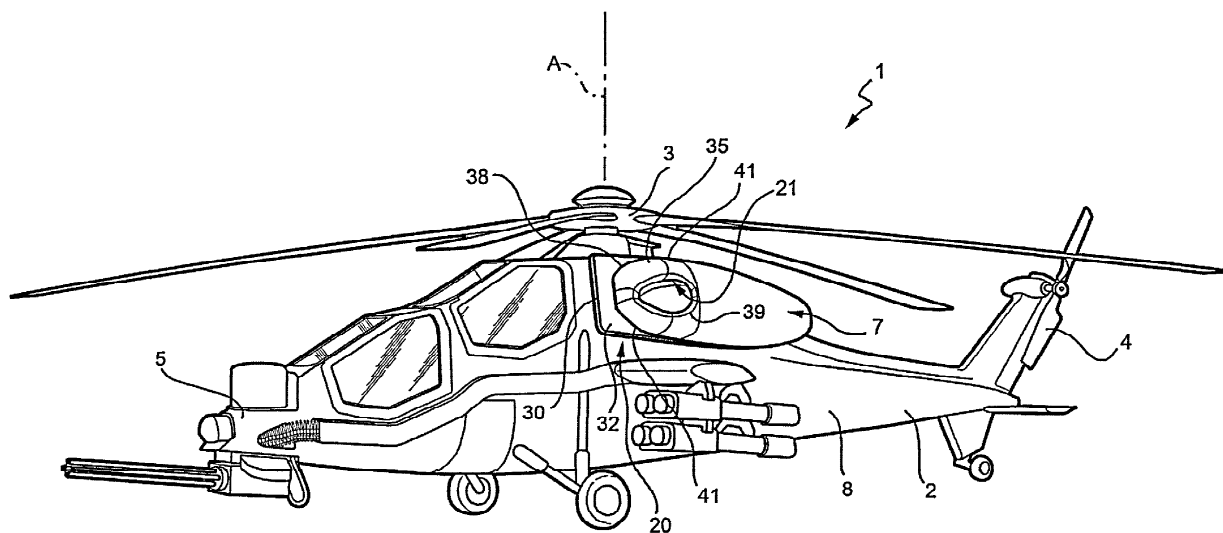
10 8. Вертолет по п.3, отличающийся тем, что контур первого впускного отверстия включает в себя первый оконечный участок и второй дугообразный участок, расположенный напротив первого оконечного участка по отношению к свободной первой концевой кромке первой стенки, причем первый оконечный участок отклонен в направлении от свободной первой концевой кромки первой стенки ко второму
15 дугообразному участку.

9. Вертолет по п.5, отличающийся тем, что третья стенка включает в себя свободную четвертую концевую кромку, а также третью и четвертую поверхности, которые сходятся на четвертой концевой кромке, причем третья и четвертая
20 поверхности образуют соответствующее второе впускное отверстие.

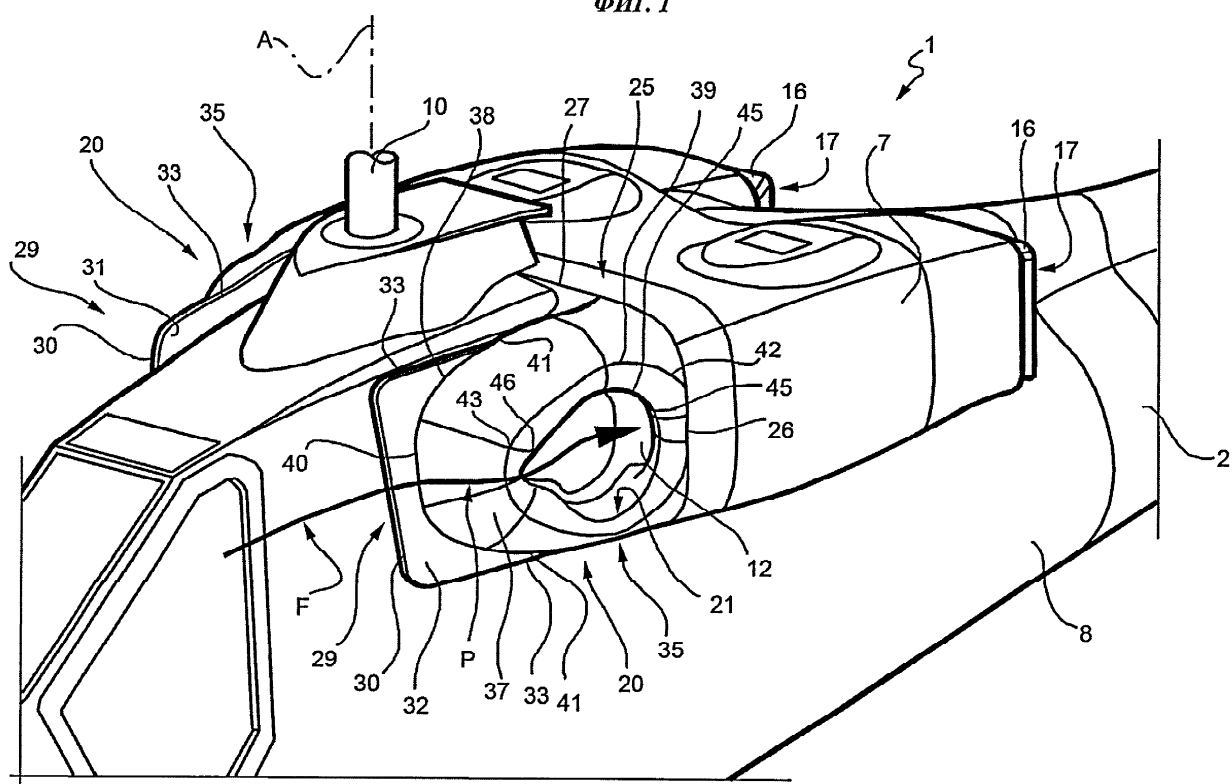
10. Вертолет по п.9, отличающийся тем, что четвертая концевая кромка третьей стенки расположена между свободной первой концевой кромкой первой стенки и вторыми впускными отверстиями.

25 11. Вертолет по п.5, отличающийся тем, что первая, вторая и третья стенки выполнены как одно целое.

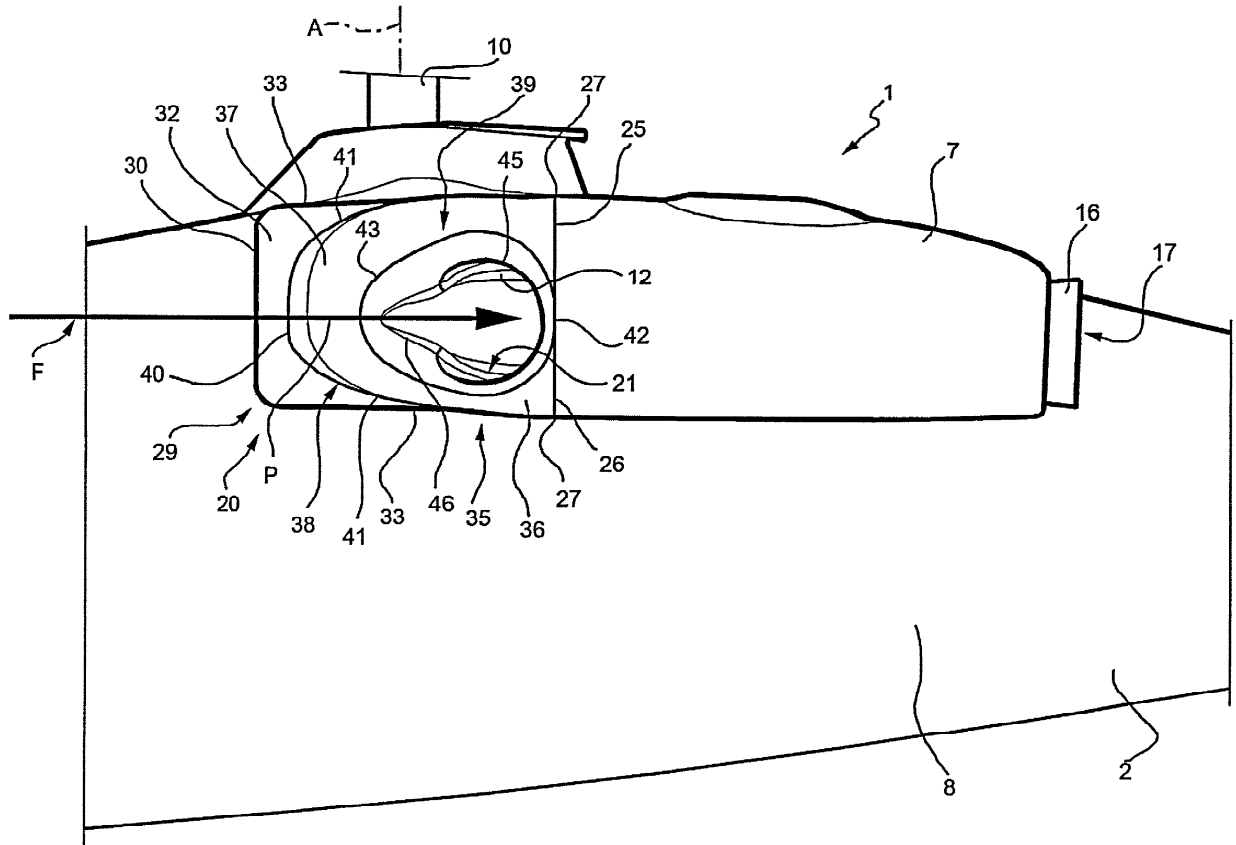
12. Вертолет по п.1, отличающийся тем, что привод включает в себя компрессор, обеспечивающий в процессе эксплуатации отбор части воздуха, проходящего через первое впускное отверстие и впускной канал воздухозаборника; камеру сгорания, в
30 которую в процессе эксплуатации поступает сжатый компрессором воздух и в которой сжатый воздух взаимодействует с топливом с образованием высокотемпературного выхлопного газа; турбину, в которой в процессе эксплуатации происходит расширение выхлопного газа; сопло для изменения скорости выхлопного газа, подвергнутого расширению в турбине; и выпускной канал, расположенный ниже по потоку
35 относительно сопла для удаления выхлопного газа из вертолета, причем вертолет включает в себя также магистраль с отводами для отбора части первого воздушного потока перед компрессором и подачи этой части ниже по потоку относительно турбины для смешивания с выхлопным газом, выходящим из турбины.



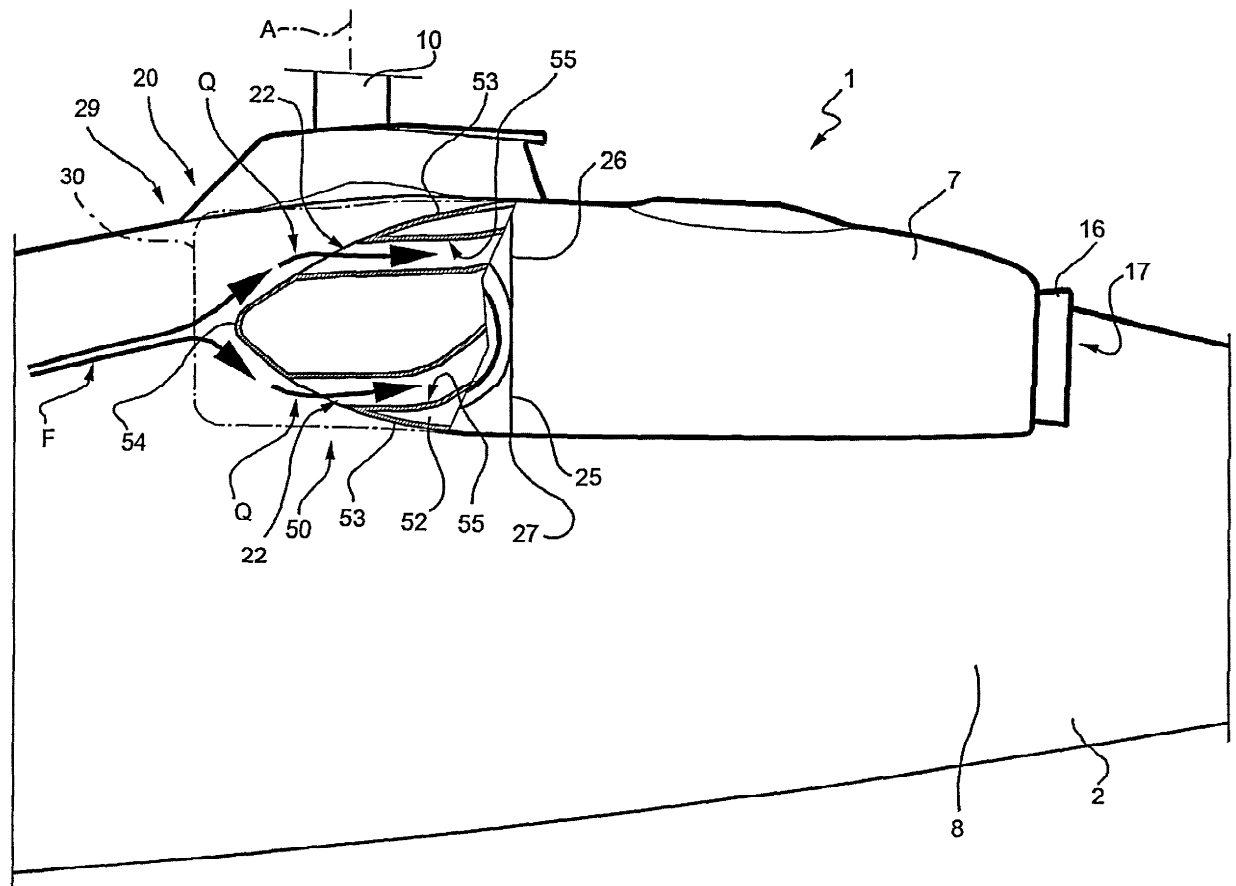
ФИГ. 1



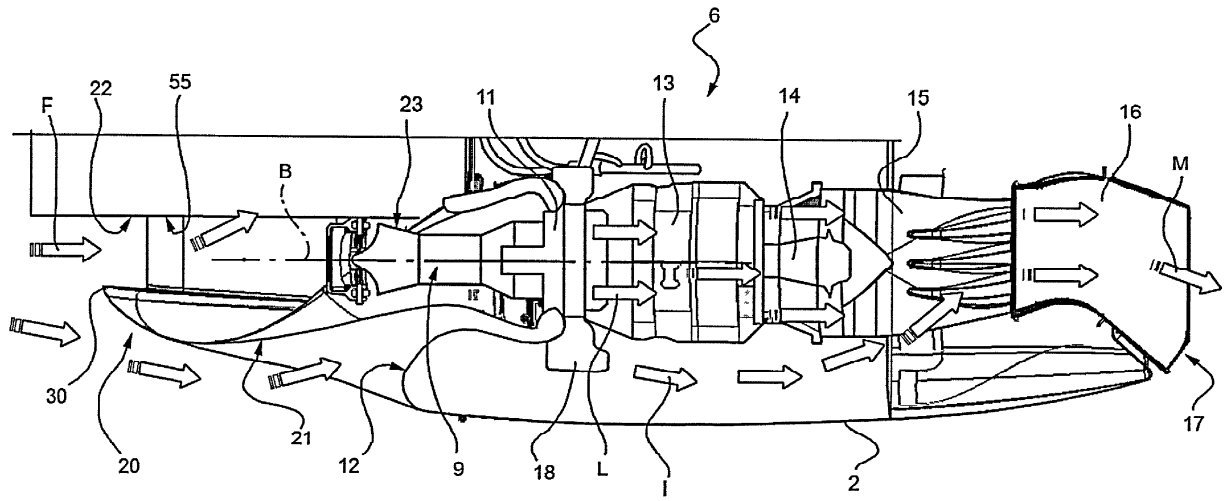
ФИГ. 3



ФИГ. 4



ФИГ. 5



ФИГ. 6