



(51) МПК

B64C 5/02 (2006.01)*B64C 39/06* (2006.01)*B64C 11/00* (2006.01)*B64D 27/02* (2006.01)

**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2009124912/11**, **29.11.2007**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.11.2007

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
30.11.2006 FR 0655199(43) Дата публикации заявки: **10.01.2011** Бюл. № 1(45) Опубликовано: **10.01.2013** Бюл. № 1(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **FR 2411128 A1, 06.07.1979. FR 2759971 A1, 28.08.1998. WO 2004/074093 A1, 02.09.2004. RU 2086478 C1, 10.08.1997.**(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: **30.06.2009**(86) Заявка РСТ:
FR 2007/001959 (29.11.2007)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2008/081098 (10.07.2008)

Адрес для переписки:

**129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры"**

(72) Автор(ы):

**КАЗАЛЬ Оливье (FR),
ДРЮО Тьерри (FR)**

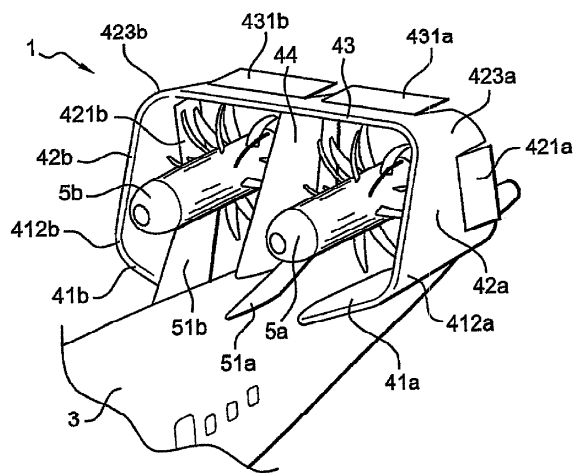
(73) Патентообладатель(и):

ЭРБЮС ОПЕРАСЬОН (САС) (FR)**(54) САМОЛЕТ С КОЛЬЦЕВЫМ ХВОСТОВЫМ ОПЕРЕНИЕМ**

(57) Реферат:

Система хвостового оперения (1) для самолета содержит фюзеляж (3), крыло (2) и тяговый двигатель (5, 5a, 5b), закрепленный в хвостовой части фюзеляжа этого самолета, которая располагается позади крыла (2) относительно продольной оси самолета. Система хвостового оперения содержит аэродинамические поверхности, закрепленные на хвостовой части фюзеляжа. Система хвостового оперения образована горизонтальными аэродинамическими поверхностями (41a, 41b, 43) и вертикальными

аэродинамическими поверхностями (42a, 42b), выполненными для формирования кольцевой конструкции, содержащей кольцо, закрепленное на фюзеляже. Тяговый двигатель удерживается в кольце, образованном системой хвостового оперения. Центральный киль используется для формирования двух колец в кольцевой конструкции. Варианты самолета характеризуются признаками хвостового оперения и закреплением одного или двух двигателей в зоне кольца. Группа изобретений направлена на повышение безопасности функционирования. 4 н. и 9 з.п. ф-лы, 4 ил.



ФИГ.2а



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 471 673** (13) **C2**

(51) Int. Cl.

B64C 5/02 (2006.01)

B64C 39/06 (2006.01)

B64C 11/00 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2009124912/11, 29.11.2007**

(24) Effective date for property rights:
29.11.2007

Priority:

(30) Convention priority:
30.11.2006 FR 0655199

(43) Application published: **10.01.2011 Bull. 1**

(45) Date of publication: **10.01.2013 Bull. 1**

(85) Commencement of national phase: **30.06.2009**

(86) PCT application:
FR 2007/001959 (29.11.2007)

(87) PCT publication:
WO 2008/081098 (10.07.2008)

Mail address:

**129090, Moskva, ul. B. Spasskaja, 25, str.3, OOO
"Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):

**KAZAL' Oliv'e (FR),
DRJuO T'erri (FR)**

(73) Proprietor(s):

EhRBJuS OPERAS'ON (SAS) (FR)

(54) AIRCRAFT WITH CYLINDRICAL STABILISER TAIL FIN

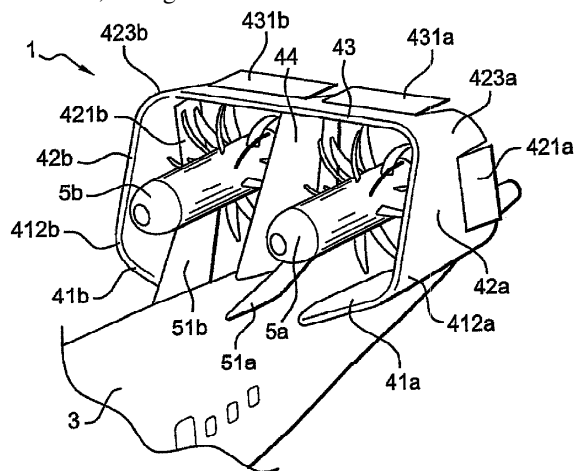
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: system of tail fin (1) for aircraft includes fuselage (3), wing (2) and traction engine (5, 5a, 5b) mounted in fuselage aft portion of this aircraft which is located behind the wing (2) relative to longitudinal axis of aircraft. System of tail fin contains air foils fixed on fuselage aft portion. System of tail fin is formed by horizontal air foils (41a, 41b, 43) and vertical air foils (42a, 42b) made to form ring structure containing ring fixed on fuselage. Traction engine is held in the ring formed by system of tail fin. Central vertical stabiliser is used to form two rings in the ring structure. Versions of aircraft are characterised by tail fin features and mounting of one or two engines in the ring zone.

EFFECT: higher safety of operation.

13 cl, 4 dwg



ФИГ.2а

Предлагаемое изобретение относится к области самолетов, содержащих хвостовую силовую установку и хвостовое оперение.

Говоря более конкретно, в данном изобретении предлагается архитектура, имеющая в своем составе систему хвостового оперения самолета, образующую замкнутую саму на себя кольцевую конструкцию, связанную с одним или несколькими двигателями, также располагающимися в хвостовой части самолета.

На транспортных самолетах, приводимых в движение при помощи реактивных двигателей или при помощи газотурбинных двигателей с не закрытыми обтекателем винтами, таких, например, как двигатели Unducted Fan или UDF в соответствии с англоязычной терминологией, хвостовое оперение чаще всего выполняется в так называемой базовой форме, а именно в форме по существу вертикальных аэродинамических поверхностей, то есть вертикального оперения, и других по существу горизонтальных аэродинамических поверхностей, то есть горизонтального оперения, закрепляемых на фюзеляже в своей хвостовой части, причем эти аэродинамические поверхности обеспечивают устойчивость самолета в полете и позволяют реализовать управление самолетом при помощи рулевых поверхностей, то есть руля направления и руля высоты, закрепленных на упомянутых аэродинамических поверхностях.

Эта форма обычного базового хвостового оперения широко используется на многих гражданских транспортных самолетах, таких, например, как самолеты Airbus A320.

В соответствии с другими формами реализации, менее часто используемыми, в частности, на гражданских транспортных самолетах, горизонтальное хвостовое оперение закрепляется на вертикальном хвостовом оперении либо в его верхней части, образуя при этом так называемое Т-образное хвостовое оперение, как это имеет место, например, на самолете Baе 146, либо в некотором промежуточном положении по высоте этого вертикального хвостового оперения, образуя при этом так называемое крестовидное хвостовое оперение, как это имеет место, например, на самолете Aerospatiale SE 210 Caravelle.

В соответствии с другими также известными формами реализации вертикальное хвостовое оперение содержит две вертикальные аэродинамические поверхности, закрепленные на концах горизонтального хвостового оперения, образуя при этом так называемое Н-образное хвостовое оперение, как это имеет место, например, на самолете Nord 2500 Noratlas.

Еще одна известная форма реализации хвостового оперения содержит две поверхности, располагающиеся наклонно между вертикалью и горизонталью, образуя при этом так называемое V-образное хвостовое оперение, причем сочетание этих поверхностей одновременно обеспечивает функции вертикальных и горизонтальных аэродинамических поверхностей. Этот тип хвостового оперения, называемый оперением в форме "бабочки", используется, в частности, на самолете CM 170 Fouga Magister.

Выбор той или иной формы реализации хвостового оперения для самолета обычно зависит от аэродинамических соображений и конструктивных соображений, причем на этот выбор также оказывает влияние положение и тип используемых тяговых двигателей, которые тоже создают определенные ограничения аэродинамического характера и конструктивного характера, а также ограничения, связанные с безопасностью функционирования, в том смысле, что повреждение двигателя, такое, например, как разрушение турбины, не должно приводить к таким воздействиям на

хвостовое оперение, которые могли бы оставить самолет без возможности управления.

На современных самолетах формы хвостового оперения, отличающиеся от базовой формы и для которых аэродинамические поверхности хвостового оперения не являются индивидуально закрепленными на фюзеляже, соответствуют конструкциям самолета с хвостовым оперением, но известные формы, то есть Т-образные, крестообразные, Н-образные или V-образные, остаются, однако, весьма близкими по своей концепции к базовой форме без общей аэродинамической и конструктивной оптимизации системы хвостового оперения с тяговыми двигателями.

В данном изобретении предлагается конструкция хвостового оперения самолета, совместимого с установкой турбореактивных двигателей, в частности турбореактивных двигателей последних поколений с высокой степенью двухконтурности, или турбовинтовых двигателей без обтекателей винтов, располагающихся в хвостовой части самолета, причем эта конструкция обеспечивает оптимизацию хвостового оперения сочетанием аэродинамических поверхностей упомянутого оперения, образующего замкнутую так называемую кольцевую поверхность, одинарную или двойную.

Система хвостового оперения в соответствии с предлагаемым изобретением адаптирована для самолета, содержащего фюзеляж, крыло и по меньшей мере один тяговый двигатель, закрепленный в хвостовой части фюзеляжа, то есть в той части фюзеляжа, которая располагается позади крыла по продольной оси X этого самолета.

Предлагаемая система хвостового оперения содержит аэродинамические поверхности, закрепленные в хвостовой части фюзеляжа, и образована в основном по существу горизонтальными аэродинамическими поверхностями и по существу вертикальными аэродинамическими поверхностями, выполненными таким образом, чтобы сформировать кольцевую конструкцию, содержащую по меньшей мере одно кольцо, закрепленное на фюзеляже, причем в этом кольце располагается по меньшей мере один хвостовой двигатель.

В соответствии с предпочтительной формой реализации предлагаемого изобретения конструкция системы хвостового оперения имеет в своем составе:

две по существу горизонтальные нижние аэродинамические поверхности, закрепленные на фюзеляже, со стороны корневой части каждой из упомянутых нижних аэродинамических поверхностей, по существу симметричным образом по отношению к вертикальной плоскости симметрии XZ данного самолета;

две по существу вертикальные аэродинамические поверхности, причем каждая из этих двух вертикальных аэродинамических поверхностей закреплена своим нижним концом на конце упомянутой нижней аэродинамической поверхности, противоположном корневой части рассматриваемой нижней аэродинамической поверхности;

и верхнюю по существу горизонтальную аэродинамическую поверхность, закрепленную своими концами по размаху на верхних концах упомянутых вертикальных аэродинамических поверхностей.

В результате такого своего расположения нижние, вертикальные и верхняя аэродинамические поверхности, закрепленные на фюзеляже при помощи аэродинамических поверхностей, образуют кольцо.

Предпочтительным образом нижние, верхняя и вертикальные аэродинамические поверхности, по меньшей мере некоторые из них, снабжены подвижными элементами, образующими аэродинамические рули, которые позволяют обеспечить управление самолетом.

Для того чтобы контролировать аэродинамические течения в зоне хвостового оперения, аэродинамические поверхности системы хвостового оперения закреплены между собой при помощи криволинейных элементов сопряжения и соединения.

В соответствии с одним из способов реализации предлагаемого изобретения 5 центральный киль закрепляется на фюзеляже в своей нижней части и закрепляется на верхней аэродинамической поверхности в верхней части этого центрального киля таким образом, чтобы система хвостового оперения определяла конструкцию с двумя кольцами, обладающими повышенной прочностью и жесткостью.

Для того чтобы обеспечить возможность надлежащего технического обслуживания 10 двигателей, каждая конструкция кольца предпочтительным образом имеет в своем составе:

зону раскрытия нижней аэродинамической поверхности, располагающуюся на 15 уровне фюзеляжа или в непосредственной близости от фюзеляжа, причем эта зона раскрытия содержит средства запираания и отпираания частей упомянутой нижней аэродинамической поверхности, располагающихся по одну и по другую стороны упомянутой зоны раскрытия;

зону шарнирного соединения на уровне части верхней аэродинамической 20 поверхности, образующей часть рассматриваемого кольца, причем упомянутая зона шарнирного соединения позволяет обеспечить движение в направлении вверх при помощи ее поворота относительно оси, по существу параллельной продольной оси X самолета, когда упомянутые средства запираания и отпираания находятся в положении отпираания.

Предлагаемое изобретение относится также к самолету, содержащему такую 25 систему хвостового оперения без центрального киля и тяговый двигатель, закрепленный к верхней аэродинамической поверхности и под упомянутой верхней аэродинамической поверхностью при помощи опорного пилона.

В этом случае по существу вертикальный колодец для технического обслуживания, 30 предпочтительным образом проходит сквозь фюзеляж, причем этот колодец для технического обслуживания имеет такие размеры и расположение, чтобы двигатель мог быть опущен и поднят по существу вертикально через колодец из своего положения или в свое положение закрепления на верхней аэродинамической 35 поверхности.

Специальные люки обеспечивают закрытие нижнего и верхнего отверстий 40 упомянутого колодца при нормальной эксплуатации самолета для того, чтобы обеспечить непрерывность аэродинамических форм фюзеляжа.

Предлагаемое изобретение относится также к самолету, содержащему такую 45 систему хвостового оперения, и тяговые двигатели, размещенные по существу в кольце или кольцах, образованных этим хвостовым оперением, причем каждый из этих двигателей закрепляется на фюзеляже при помощи опорного пилона.

Предлагаемое изобретение относится также к самолету, содержащему такую 50 систему хвостового оперения с центральным килем и тяговые двигатели, размещенные по существу в кольцах, образованных этим хвостовым оперением, причем каждый из этих двигателей закрепляется на центральном киле при помощи опорного пилона.

Приведенное ниже описание различных способов реализации предлагаемого 55 изобретения выполнено со ссылками на приведенные в приложении фигуры, которые демонстрируют схематические виды различных конструкций кольцевого хвостового оперения для самолета в соответствии с предлагаемым изобретением:

Фиг.1 представляет собой вид самолета с двумя двигателями, закрепленными в его

хвостовой части, содержащей хвостовое оперение в соответствии с одним из способов реализации этого изобретения;

Фиг.2a представляет собой вид детали хвостовой зоны самолета, показанного на фиг.1, причем здесь хвостовое оперение представлено в своем положении функционирования;

Фиг.2b представляет собой вид детали хвостовой зоны самолета, показанного на фиг.1, причем здесь хвостовое оперение представлено в положении для технического обслуживания двигателя с одной стороны;

Фиг.3 представляет собой вид самолета с двумя хвостовыми турбореактивными двигателями, содержащего хвостовое оперение в соответствии с еще одним способом реализации предлагаемого изобретения;

Фиг.4 представляет собой вид самолета с тремя турбореактивными двигателями, один из которых располагается в его хвостовой части, содержащей хвостовое оперение в соответствии с другим способом реализации предлагаемого изобретения.

На фиг.1 схематически представлен самолет, содержащий пример архитектуры системы хвостового оперения 1 в соответствии с предлагаемым изобретением.

Здесь под выражением "система хвостового оперения" следует понимать систему аэродинамических поверхностей, образующих хвостовое оперение, располагающихся позади крыла 2 по отношению к продольной оси X самолета и положительно ориентированных в направлении передней части самолета, которое по существу соответствует направлению движения самолета в полете.

Под выражением "аэродинамическая поверхность" здесь следует понимать такую конструкцию, строение которой приспособлено для создания подъемной аэродинамической силы, например крыло самолета, горизонтальное оперение или киль самолета.

Как это обычно имеет место, крыло 2 и система хвостового оперения 1 закрепляются на фюзеляже 3 самолета, имеющем удлиненную форму.

Как это обычно имеет место, самолет содержит трехмерную систему координат, которая определяется его продольной осью X, вертикальной осью Z, положительное направление которой ориентировано в сторону нижней части самолета, когда данный самолет находится в горизонтальном положении, и осью Y, перпендикулярной двум упомянутым выше осям X и Z, положительное направление которой ориентировано в направлении к правой части самолета по направлению полета.

Оси X и Z определяют вертикальную плоскость симметрии самолета, а оси X и Y определяют опорную горизонтальную плоскость этого самолета.

В конструкции, представленной на фиг.1, деталь которой показана на фиг.2a, система хвостового оперения содержит первые нижние аэродинамические поверхности 41a, 41b, по существу горизонтальные и закрепленные на фюзеляже 3 при помощи корневых частей этих нижних аэродинамических поверхностей.

Упомянутые нижние аэродинамические поверхности выполнены по существу симметричными по отношению к вертикальной плоскости XZ симметрии самолета и образуют нижнее горизонтальное хвостовое оперение.

Как это схематически проиллюстрировано на фиг.1 и 2a, нижние аэродинамические поверхности 41a и 41b не обязательно являются строго параллельными горизонтальной опорной плоскости XY самолета и в ряде случаев образуют между собой некоторый двугранный угол, как это чаще всего выполняется по соображениям общего аэродинамического поведения самолета.

Вторые по существу вертикальные аэродинамические поверхности 42a, 42b, так

называемые вертикальные аэродинамические поверхности, выполненные в количестве двух, расположены на концах, противоположных корневым частям нижних аэродинамических поверхностей 41a, 41b, таким образом, чтобы две упомянутые вертикальные аэродинамические поверхности проходили над нижними аэродинамическими поверхностями, то есть в отрицательном направлении оси Z.

Третья аэродинамическая поверхность, так называемая верхняя 43, по существу горизонтальная, выполнена над упомянутыми нижними аэродинамическими поверхностями и удерживается при помощи своих концов, располагающихся по размаху этой верхней аэродинамической поверхности и закрепленных на верхних концах упомянутых вертикальных поверхностей 42a, 42b.

В конструкции, которая была описана в предшествующем изложении, нижние аэродинамические поверхности 41a, 41b, вертикальные аэродинамические поверхности 42a, 42b и верхняя аэродинамическая поверхность 43 образуют кольцевую конструкцию, определяющую аэродинамический канал, закрепленный на фюзеляже 3 на уровне корневых частей упомянутых нижних аэродинамических поверхностей, причем фюзеляж обеспечивает окончательное замыкание этой кольцевой конструкции.

Предпочтительным образом аэродинамические поверхности 41a, 41b, 42a, 42b и 43 представляют собой несущие поверхности, имеющие профиль типа профиля крыла, по существу плоские и связанные между собой при помощи искривленных аэродинамических форм 412a, 412b, 423a, 423b, обеспечивающих плавное аэродинамическое и конструктивное соединение этих элементов.

В соответствии с предпочтительной формой реализации предлагаемого изобретения все или часть аэродинамических поверхностей, образующих систему хвостового оперения (1), снабжены, в зонах задних кромок этих аэродинамических поверхностей, аэродинамическими рулями, то есть подвижными элементами, используемыми для обеспечения управления самолетом.

В частности, вертикальные аэродинамические поверхности 42a, 42b предпочтительным образом снабжены так называемыми рулями 421a, 421b направления, по существу вертикальными и предназначенными для управлением самолетом относительно его вертикальной оси Z, и нижние аэродинамические поверхности 41a, 41b и/или верхняя аэродинамическая поверхность 43 снабжены по существу горизонтальными так называемыми рулями 431a, 431b тангажа, предназначенными для управления самолетом относительно его оси Y.

В соответствии с одним из способов реализации предлагаемого изобретения рули высоты представлены только на упомянутых нижних аэродинамических поверхностях или, как это показано в примерах, проиллюстрированных на приведенных в приложении фигурах, только на упомянутой верхней аэродинамической поверхности.

В соответствии с одним из способов реализации предлагаемого изобретения, в частности, адаптированным для создания самолета, содержащего два расположенных в его хвостовой части тяговых двигателя, как это проиллюстрировано на фигурах 1, 2a и 2b, четвертая вертикальная аэродинамическая поверхность 44, или так называемый центральный киль, располагается по существу в вертикальной плоскости симметрии XZ самолета и закреплена одним из своих концов, так называемой корневой частью, к фюзеляжу 3, и закреплена, на другом своем конце, так называемом верхнем своем конце, на верхней аэродинамической поверхности 43.

В этой конструкции, содержащей центральный киль 44, система кольцевого хвостового оперения содержит конструкцию из двух колец, определяющих два

аэродинамических канала, разделенных упомянутым центральным килем.

Этот центральный киль 44 позволяет обеспечить повышение конструктивной прочности и жесткости системы хвостового оперения 1 и содержит, в случае необходимости, один или несколько рулей направления.

В соответствии с предлагаемым изобретением, как это схематически проиллюстрировано на фиг.1, 3 и 4, один или несколько двигателей 5, 5a, 5b располагаются в аэродинамическом канале или аэродинамических каналах системы кольцевого хвостового оперения.

Упомянутые в предшествующем изложении двигатели представляют собой, например, турбореактивные двигатели, такие как современные двухконтурные турбореактивные двигатели с высокой степенью двухконтурности, или турбовинтовые двигатели с винтами, не закрытыми обтекателями, такие, например, как турбовинтовые двигатели, винты которых разработаны для приведения в движение скоростных дозвуковых самолетов.

В случае использования конструкции самолета, содержащей два располагающихся в его хвостовой части двигателя 5a, 5b, упомянутый центральный киль 44, в том случае, когда такой центральный киль используется, он предпочтительным образом усиливается для того, чтобы обеспечить защиту одного двигателя от обломков, выбрасываемых другим двигателем в случае его разрушения.

Каждый двигатель удерживается при помощи несущей конструкции 51a, 51b, 52a, 52b, 53, такой, например, как пилон подвески, которая закреплена на фюзеляже 3 (как это проиллюстрировано на фиг.1) или на одной аэродинамической поверхности кольцевого хвостового оперения, в частности на верхней аэродинамической поверхности 43 (как это проиллюстрировано на фиг.4) или на центральном киле 44 (как это проиллюстрировано на фиг.3).

В соответствии с этими вариантами размещения двигателя, располагающиеся в хвостовой части самолета, в частности двигатели 5, 5a, 5b, размещаются вдоль направления продольной оси X самолета таким образом, чтобы шумы, излучаемые этими двигателями, то есть шумы, излучаемые не закрытыми обтекателями винтами, или воздухозаборниками, и/или реактивными соплами тяговых двигателей, оказались замаскированными, по меньшей мере частично, различными поверхностями хвостового оперения самолета.

В соответствии с предпочтительной формой реализации предлагаемого изобретения в том случае, когда данный самолет содержит два располагающихся в его хвостовой части двигателя и центральный киль 44, пилоны подвески двигателей 5a, 5b закрепляются на фюзеляже 3 или на центральном киле 44.

В этом случае система хвостового оперения 1 определяет два кольца, причем первое кольцо образовано нижней аэродинамической поверхностью 41a, вертикальной аэродинамической поверхностью 42a, частью 43a верхней аэродинамической поверхности 43, располагающейся со стороны рассматриваемой нижней аэродинамической поверхности по отношению к вертикальной плоскости симметрии XZ самолета, и центральным килем 44, а второе кольцо образовано другой нижней аэродинамической поверхностью 41b, другой вертикальной аэродинамической поверхностью 42b, частью 43b верхней аэродинамической поверхности 43, располагающейся со стороны рассматриваемой нижней аэродинамической поверхности по отношению к вертикальной плоскости симметрии XZ самолета, и упомянутым центральным килем 44.

Каждое кольцо, по соображениям необходимости технического обслуживания, в

частности, для осуществления операций технического обслуживания, монтажа или демонтажа двигателей, может быть раскрыто, и для этого имеет в своем составе, как это проиллюстрировано на фиг.2b для одного из двух колец:

зону 411 раскрытия нижней аэродинамической поверхности 41a, располагающуюся в непосредственной близости от фюзеляжа 3;

зону 432 шарнирного соединения между частью 43a, располагающейся между верхним концом центрального кия 44, и концом верхней аэродинамической поверхности, располагающейся со стороны рассматриваемого в данном случае кольца.

Зона 432 шарнирного соединения выполнена для того, чтобы обеспечить возможность поворота в направлении вверх шарнирно присоединенной подсистемы, входящей в состав системы хвостового оперения 1, относительно оси, по существу параллельной продольной оси X самолета.

В нормальных условиях эксплуатации самолета данное кольцо замкнуто и средства отпирания и запираения, не показанные на приведенных в приложении фигурах, обеспечивают, в положении запираения, конструктивную непрерывность нижней аэродинамической поверхности 41a в зоне 411 ее раскрытия.

Эта зона 411 раскрытия располагается в непосредственной близости от фюзеляжа 3 или на границе между этим фюзеляжем 3 и нижней аэродинамической поверхностью 41a.

В положении отпирания, которое соответствует периоду выполнения операций технического обслуживания самолета, упомянутая зона 411 раскрытия освобождает шарнирно присоединенную подсистему кольца, которая при этом может быть отклонена вверх от самолета относительно упомянутой зоны 432 шарнирного соединения.

Отклоняя таким образом шарнирно присоединенную подсистему кольца вверх, обеспечивают, с одной стороны, возможность доступа к двигателю 5a, связанному с рассматриваемым кольцом, для его осмотра, технического обслуживания и, в случае необходимости, для замены лопаток двигателей, и капоты этого двигателя могут быть открыты для обеспечения доступа к внутренним органам двигателя с целью осуществления операций технического обслуживания без демонтажа этого двигателя, а с другой стороны, пространство, располагающееся под двигателем 5a, освобождено от каких бы то ни было препятствий и упомянутый двигатель может быть опущен или снова поднят при помощи обычных подъемных средств, предназначенных для установки или для замены этого двигателя.

В соответствии с предпочтительным способом реализации предлагаемого изобретения зона 432 шарнирного соединения выполняется в непосредственной близости от верхнего конца центрального кия 44, что позволяет реализовать обеспечивающую шарнирное соединение часть кольца посредством единственной конструктивной системы, способной обеспечить достаточно высокую жесткость.

Симметричным образом идентичное или эквивалентное устройство позволяет осуществлять операции технического обслуживания на другом двигателе 5b.

В конструкции, содержащей один единственный хвостовой двигатель 5, как это показано на фиг.4, для самолета, дополнительно содержащего, например, двигатели, размещенные под крыльями, этот хвостовой двигатель 5 предпочтительным образом подвешивается в осевом направлении под верхней аэродинамической поверхностью. В этом случае упомянутый центральный киль не используется.

Предпочтительным образом колодец для технического обслуживания и не представленный на приведенных в приложении фигурах выполнен в фюзеляже по

вертикали к двигателю. Этот колодец для технического обслуживания перекрывается при помощи люков в нормальных условиях эксплуатации самолета и его размеры таковы, что этот двигатель может быть опущен или поднят по существу вертикально через фюзеляж, когда упомянутые люки этого колодца открыты.

Таким образом, предлагаемое изобретение позволяет реализовать систему хвостового оперения для самолета, содержащего один или несколько двигателей, располагающихся в хвостовой части этого самолета, которая представляет непрерывные формы на аэродинамических и конструктивных плоскостях и которая обеспечивает благоприятное интегрирование двигателей с аэродинамической и с акустической точек зрения без создания дополнительных проблем при выполнении необходимых операций технического обслуживания этих двигателей.

Формула изобретения

1. Система хвостового оперения (1) для самолета, содержащего фюзеляж (3), крыло (2) и по меньшей мере один тяговый двигатель (5, 5a, 5b), закрепленный в хвостовой части фюзеляжа, расположенной позади крыла (2) по продольной оси X самолета, причем упомянутая система хвостового оперения содержит аэродинамические поверхности, закрепленные в хвостовой части фюзеляжа, отличающаяся тем, что она образована в основном

двумя, по существу, горизонтальными нижними аэродинамическими поверхностями (41a, 41b), закрепленными на фюзеляже (3) и располагающимися, со стороны корневой части этих нижних аэродинамических поверхностей, по существу, симметричным образом по отношению к вертикальной плоскости симметрии XZ самолета;

двумя, по существу, вертикальными аэродинамическими поверхностями (42a, 42b), причем каждая из этих двух вертикальных аэродинамических поверхностей закреплена нижним концом на конце упомянутой нижней аэродинамической поверхности (41a, 41b), противоположным по отношению к корневой части рассматриваемой нижней аэродинамической поверхности;

и верхней, по существу, горизонтальной аэродинамической поверхностью (43), закрепленной располагающимися по размаху концами на верхних концах вертикальных аэродинамических поверхностей (42a, 42b);

причем упомянутые нижние, вертикальные и верхняя аэродинамические поверхности, закрепленные на фюзеляже при помощи нижних аэродинамических поверхностей, образуют кольцевую конструкцию, содержащую по меньшей мере одно кольцо, в котором удерживается по меньшей мере один двигатель.

2. Система хвостового оперения по п.1, в которой одна или несколько нижних (41a, 41b), верхняя (43) и вертикальных (42a, 42b) аэродинамических поверхностей снабжены подвижными элементами, образующими аэродинамические рули.

3. Система хвостового оперения по п.2, в которой аэродинамические поверхности закреплены между собой при помощи криволинейных элементов сопряжения и соединения.

4. Система хвостового оперения по п.3, имеющая в своем составе центральный киль (44), закрепленный на фюзеляже (3) в нижней части упомянутого центрального киля и закрепленный на верхней аэродинамической поверхности (43) в верхней части упомянутого центрального киля, при этом система хвостового оперения определяет конструкцию с двумя кольцами.

5. Система хвостового оперения по п.4, в которой каждая конструкция кольца

содержит:

зону (411) раскрытия нижней аэродинамической поверхности (41a, 41b), располагающуюся на уровне фюзеляжа (3) или в непосредственной близости от этого фюзеляжа, причем упомянутая зона раскрытия содержит средства запираания и отпирания частей упомянутой нижней аэродинамической поверхности, располагающиеся по одну и по другую стороны от упомянутой зоны раскрытия;

зону (432) шарнирного соединения на уровне части (43a, 43b) верхней аэродинамической поверхности (43), образующей часть рассматриваемого кольца, причем упомянутая зона шарнирного соединения обеспечивает возможность движения вверх посредством поворота относительно оси, по существу, параллельной продольной оси X самолета, когда упомянутые средства запираания и отпирания находятся в положении отпирания.

6. Система хвостового оперения по п.1, имеющая в своем составе центральный киль (44), закрепленный на фюзеляже (3) в нижней части упомянутого центрального киля и закрепленный на верхней аэродинамической поверхности (43) в верхней части упомянутого центрального киля, при этом система хвостового оперения определяет конструкцию с двумя кольцами.

7. Система хвостового оперения по п.6, в которой каждая конструкция кольца содержит:

зону (411) раскрытия нижней аэродинамической поверхности (41a, 41b), располагающуюся на уровне фюзеляжа (3) или в непосредственной близости от этого фюзеляжа, причем упомянутая зона раскрытия содержит средства запираания и отпирания частей упомянутой нижней аэродинамической поверхности, располагающиеся по одну и по другую стороны от упомянутой зоны раскрытия;

зону (432) шарнирного соединения на уровне части (43a, 43b) верхней аэродинамической поверхности (43), образующей часть рассматриваемого кольца, причем упомянутая зона шарнирного соединения обеспечивает возможность движения вверх посредством поворота относительно оси, по существу, параллельной продольной оси X самолета, когда упомянутые средства запираания и отпирания находятся в положении отпирания.

8. Система хвостового оперения по п.2, имеющая в своем составе центральный киль (44), закрепленный на фюзеляже (3) в нижней части упомянутого центрального киля и закрепленный на верхней аэродинамической поверхности (43) в верхней части упомянутого центрального киля, при этом система хвостового оперения определяет конструкцию с двумя кольцами.

9. Система хвостового оперения по п.8, в которой каждая такая конструкция кольца содержит:

зону (411) раскрытия нижней аэродинамической поверхности (41a, 41b), располагающуюся на уровне фюзеляжа (3) или в непосредственной близости от этого фюзеляжа, причем упомянутая зона раскрытия содержит средства запираания и отпирания частей упомянутой нижней аэродинамической поверхности, располагающиеся по одну и по другую стороны от упомянутой зоны раскрытия;

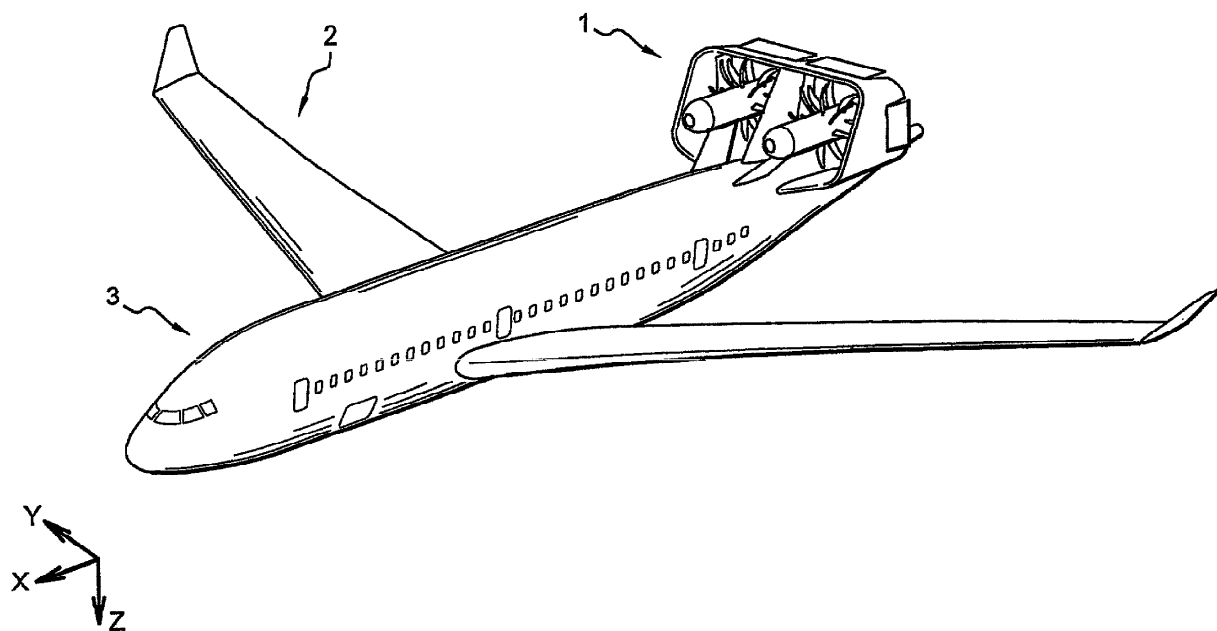
зону (432) шарнирного соединения на уровне части (43a, 43b) верхней аэродинамической поверхности (43), образующей часть рассматриваемого кольца, причем упомянутая зона шарнирного соединения обеспечивает возможность движения вверх посредством поворота относительно оси, по существу, параллельной продольной оси X самолета, когда упомянутые средства запираания и отпирания находятся в положении отпирания.

10. Самолет, содержащий систему хвостового оперения (1) по одному из пп.1-3 и имеющий в своем составе тяговый двигатель (5), закрепленный к верхней аэродинамической поверхности (43) и под упомянутой верхней аэродинамической поверхностью при помощи опорного пилона (53).

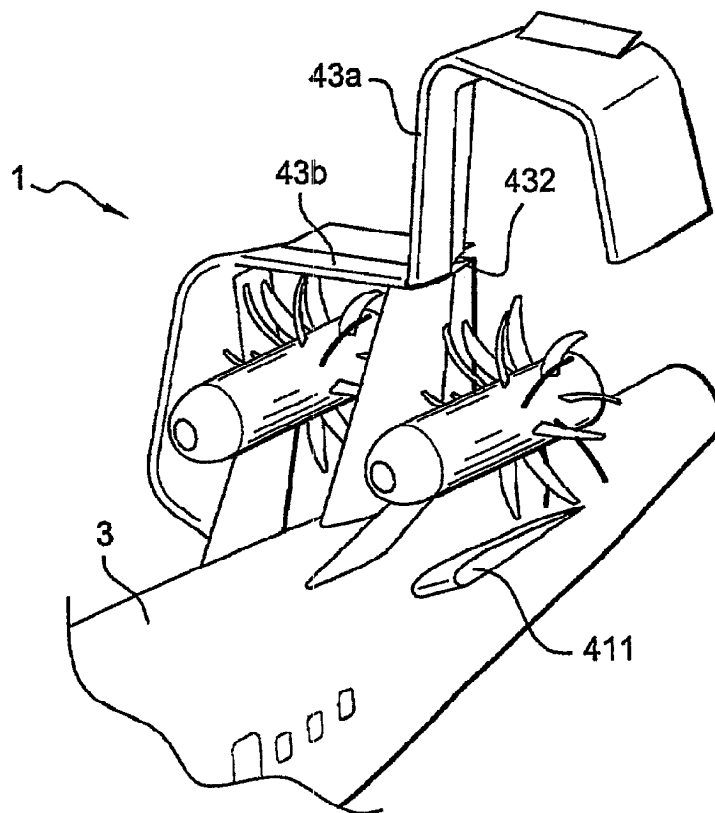
11. Самолет по п.10, имеющий в своем составе колодец для технического обслуживания, по существу, вертикальный, проходящий через фюзеляж (3), причем этот колодец для технического обслуживания имеет такие размерные параметры и такое расположение, что двигатель (5) может быть опущен или поднят, по существу, вертикально через упомянутый колодец из своего или к своему положению закрепления на верхней аэродинамической поверхности (43).

12. Самолет, содержащий систему хвостового оперения (1) по одному из пп.1-9, в котором тяговые двигатели (5а, 5b) выполнены, по существу, в кольце или кольцах, образованных системой хвостового оперения (1), причем каждый из упомянутых двигателей закреплен на фюзеляже при помощи опорного пилона (51а, 51b).

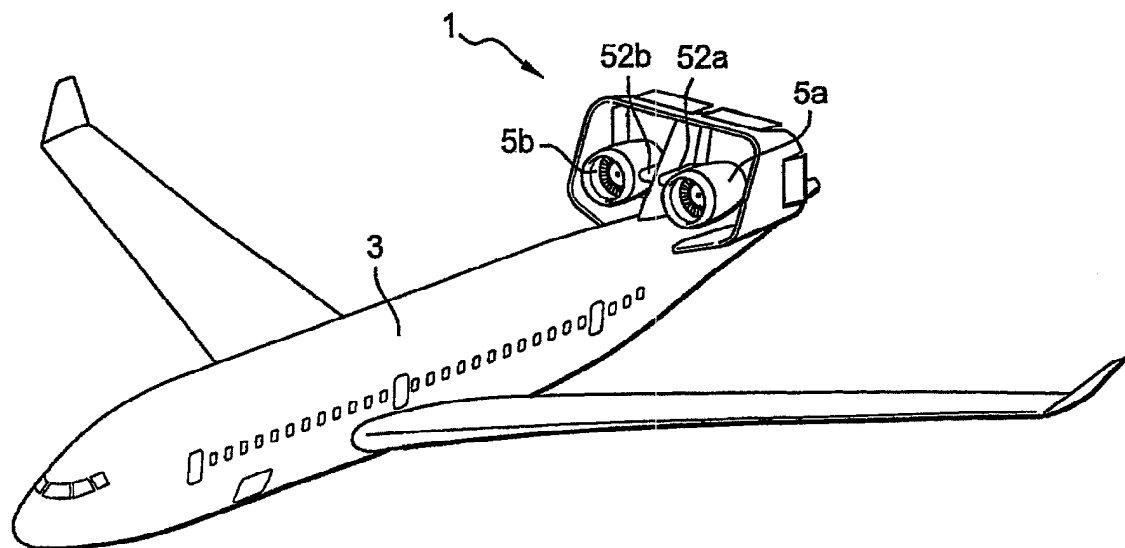
13. Самолет, содержащий систему хвостового оперения (1) по п.4 или 9, в котором тяговые двигатели (5а, 5b) выполнены, по существу, в кольцах, образованных системой хвостового оперения (1), причем каждый из упомянутых двигателей закреплен на центральном киле (44) при помощи опорного пилона (52а, 52b).



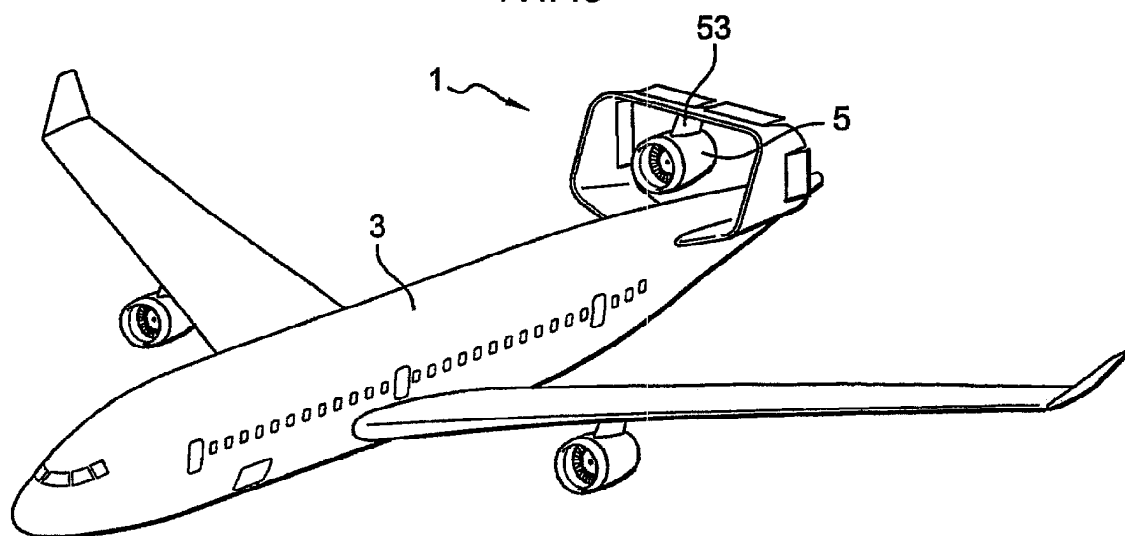
ФИГ.1



ФИГ.2b



ФИГ.3



ФИГ.4