

(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ С
ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(19) ВСЕМИРНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ
Международное бюро



(43) Дата международной публикации:
18 апреля 2002 (18.04.2002)

РСТ

(10) Номер международной публикации:
WO 02/30743 A1

(51) Международная патентная классификация⁷:
B64C 1/00

(74) Агент: АРГАСОВ Олег Вячеславович; 121096
Москва, Кастанаевская ул., д. 30, корп. 1, кв. 25
(RU) [ARGASOV, Oleg Vyacheslavovich, Moscow
(RU)].

(21) Номер международной заявки: РСТ/RU00/00542

(22) Дата международной подачи:
29 декабря 2000 (29.12.2000)

(81) Указанные государства (национально): AE, AL,
AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BY, CA, CH,
CN, CU, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, GB, GD, GE, GH,
GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR,
KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MD, MG, MK,
MN, MW, MX, NO, NZ, PL, PT, RO, RU, SD, SE,
SG, SI, SK, SL, TJ, TM, TR, TT, UA, UG, US, UZ,
VN, YU, ZA, ZW.

(25) Язык подачи: русский

(26) Язык публикации: русский

(30) Данные о приоритете:
2000125700 13 октября 2000 (13.10.2000) RU

(84) Указанные государства (регионально): ARIPO па-
тент (GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ,
UG, ZW), евразийский патент (AM, AZ, BY, KG,
KZ, MD, RU, TJ, TM), европейский патент (AT,
BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT,
LU, MC, NL, PT, SE, TR), патент OAPI (BF, BJ,
CF, CG, CI, CM, GA, GN, GW, ML, MR, NE, SN,
TD, TG).

(71) Заявители (для всех указанных государств, кроме
(US): КАРКЛИН Андрей Михайлович [RU/RU];
115372 Москва, ул. Бирюлевская, д. 45, корп. 1, кв.
114 (RU) [KARKLIN, Andrey Mikhailovich, Mos-
cow (RU)]. БОГДАНОВ Сергей Иванович [RU/
RU]; 127490 Москва, Юрловский пр-д, д. 9, кв. 222
(RU) [BOGDANOV, Sergey Ivanovich, Moscow
(RU)]. КАЛЫГИНА Галина Владимировна [RU/
RU]; 121096 Москва, ул. Кастанаевская, д. 30, корп.
1, кв. 25 (RU) [KALYGINA, Galina Vladimirovna,
Moscow (RU)].

Опубликована
С отчётом о международном поиске.

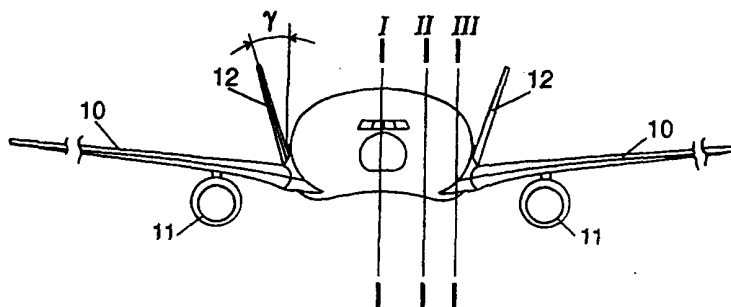
(71) Заявитель и

(72) Изобретатель: ДЖАМГАРОВ Степан Григорье-
вич [RU/RU]; 105554 Москва, ул. 11-я Парковая, д.
37, корп. 1, кв. 3 (RU) [JAMGAROV, Stepan Gri-
goryevich, Moscow (RU)].

В отношении двухбуквенных кодов, кодов языков и дру-
гих сокращений см. «Пояснения к кодам и сокращениям»,
публикуемые в начале каждого очередного выпуска Бюл-
летеня РСТ.

(54) Title: AIRCRAFT PROVIDED WITH CARRYING FUSELAGE

(54) Название изобретения: САМОЛЁТ С НЕСУЩИМ ФЮЗЕЛЯЖЕМ



(57) Abstract: The invention relates to aircrafts, in particular to aeroplanes, which are embodied in a passenger, cargo or cargo-passenger variants thereby making it possible to improve performance characteristics by improving the aerodynamic properties thereof. The inventive aeroplane having a carrying fuselage comprises a wing, an engine, and a fuselage whose width considerably exceeds the height thereof. A lower surface of the basic and the tail parts of the fuselage have a caved-in form in a cross-section thereof. A lower surface of the flattened front part of the fuselage is arranged at an attack angle with respect to the longitudinal horizontal plane of the aeroplane. In addition, the front part of the aeroplane has a curvilinear form in the plan view, which successively passes from the narrow front part to the basic large part of the fuselage. A tail group is embodied in the form of a double tail fins which are mutually spaced at a distance of the fuselage width with respect to the longitudinal vertical plane of the aeroplane and are mounted at an angle with respect to said vertical plane of the aeroplane.

[Продолжение на след. странице]



WO 02/30743 A1



(57) Реферат:

Изобретение относится к летательным аппаратам, а именно, к самолетам, выполненным в пассажирском, грузовом или в грузо-пассажирском вариантах, в которых решается задача улучшения летно-технических характеристик путем повышения аэродинамических качеств.

Самолет с несущим фюзеляжем содержит крыло, двигатель, фюзеляж, у которого ширина значительно превышает его высоту, в поперечном сечении нижняя поверхность основной и хвостовой части фюзеляжа имеет вогнутую форму вовнутрь фюзеляжа, а нижняя поверхность уплощенной передней части фюзеляжа установлена под углом атаки к продольной горизонтальной плоскости самолета, при этом передняя часть фюзеляжа в плане имеет криволинейную форму, плавно переходящую от более узкой носовой части в широкую основную часть фюзеляжа, а хвостовое оперение выполнено в виде разнесенных по ширине фюзеляжа в сторону от продольной вертикальной плоскости самолета и установленных под углом к указанной вертикальной плоскости самолета двух килей.

САМОЛЕТ С НЕСУЩИМ ФЮЗЕЛЯЖЕМ

Изобретение относится к летательным аппаратам, а именно, к самолетам, выполненным в пассажирском, грузовом или в грузопассажирском вариантах, в которых решается задача улучшения летно-технических характеристик путем повышения аэродинамических качеств, улучшения компоновки и упрощения эксплуатации.

В настоящее время многими авиастроительными фирмами решается задача повышения эффективности грузовых и пассажирских перевозок. Это связано с требованиями авиакомпаний по удешевлению полетов. Имеющиеся в распоряжении авиакомпаний пассажирские и транспортные узко и широкофюзеляжные самолеты выполнены по традиционной схеме, в которой основную роль по созданию подъемной силы выполняет крыло со сравнительно большим размахом, а фюзеляж в основном служит для размещения пассажиров и грузов. Дальнейшее качественное повышение эффективности перевозок в рамках традиционных схем невозможно, т.к. повышение грузоподъемности таких самолетов ведет практически к пропорциональному увеличению габаритов, веса и расхода топлива. Различные усовершенствования, которые вносятся в новые проекты, связаны как правило с незначительными улучшениями аэродинамического качества, например, за счет изменения профилировки и удлинения крыла, и, таким образом, улучшения его обтекания набегающим потоком, не могут кардинально или существенно изменить ситуацию к лучшему.

Кроме того, в фюзеляжах круглого или близкого к круглому сечения не удастся обеспечить высокую плотность размещения грузов, что ведет к потерям больших полезных объемов.

Известны конструкции самолетов большой грузоподъемности (см. пат. США 4925132, 90 г.; пат. Германии 4116524, 92 г.; Европейский пат. 0514650, 92 г.), которые предусматривают выполнение фюзеляжа большого объема, близкого к круглому сечению и с несколькими палубами для создания различных отсеков по размещению пассажиров и грузов.

Известные компоновки, решая задачу увеличения пассажироместимости и тоннажа перевозимого груза, приводят к серьезному усложнению и утяжелению самолета. Дополнительно усложняется эксплуатация и обслуживание как самой конструкции, так и находящихся в самолете пассажиров. В то же время, компенсировать высокую стоимость постройки самолета во время его эксплуатации в указанных проектах не представляется возможным, т.к. не удастся существенно улучшить летные качества самолета.

Известны также самолеты, выполненные по так называемой схеме "утка" и "летающее крыло" (см. например, пат. Германии 2735652, 79 г.). Такие схемы самолетов позволяют обходиться без традиционного фюзеляжа и имеют высокое аэродинамическое качество. Но уменьшение веса конструкции при этом не происходит, а в случаях пассажирских и грузо-пассажирских самолетов небольшой размерности (до 100 пасс.) наблюдается явный рост проектных весов. В таких самолетах сложна эксплуатация, связанная с загрузкой и выгрузкой пассажиров и грузов.

Кроме того, самолеты таких схем сложно балансируются и управляются на некоторых режимах полета.

Наиболее близкие к заявленному изобретению являются технические решения по проектам самолетов по пат. США 5769358, 6098922, в которых так называемый "несущий" фюзеляж создает достаточно большую часть в суммарной подъемной силе самолета. В известных предлагаемых схемах фюзеляж имеет в поперечном сечении примерно эллиптическую форму с горизонтальной большой осью. Ширина фюзеляжа значительно превышает его высоту. Благодаря несущей способности фюзеляжа удается уменьшить размах и следовательно габариты и вес крыла. Хвостовая часть фюзеляжа для обеспечения управляемости имеет отклоняемую часть, а на верхней поверхности хвоста размещен киль, который может дополняться аэродинамическими горизонтальными поверхностями, выполняющими функцию стабилизаторов.

Данная конструкция несмотря на некоторые проблемы по обеспечению прочности фюзеляжа позволяет существенно уменьшить размеры самолета, варьировать различными компоновками, связанными с возможностью разделения фюзеляжа на различные продольные отсеки. При этом положительные стороны традиционных схем, связанные с удобством монтажа и эксплуатацией систем и агрегатов и размещением пассажиров, а также с компоновкой двигателей, можно использовать и в указанной схеме.

Однако, в известных пат. США 5769358 и 6098922 не достаточно проработана конфигурация внешних обводов фюзеляжа для создания им действительно большой подъемной силы, т.к. эллиптическое сечение по

всей длине фюзеляжа не обеспечит необходимую обтекаемость воздушным потоком для решения этой задачи. Этот недостаток, в частности, связан с носовой частью самолета, где указанная в пат. США конфигурация не обеспечит создания плавного обтекания без срыва потока на разных режимах полета, в том числе и на взлете.

Для решения указанных задач предлагается самолет с несущим фюзеляжем, у которого ширина значительно превышает его высоту, в частности, отношение ширины фюзеляжа к его высоте составляет ≥ 2 ; нижняя поверхность в поперечном сечении основной и хвостовой части фюзеляжа имеет вогнутую форму по направлению вовнутрь фюзеляжа; уплощенная нижняя поверхность передней части фюзеляжа расположена под углом атаки к продольной горизонтальной плоскости, в предпочтительном варианте этот угол составляет $\geq 4^{\circ}$; а в более предпочтительном $-5^{\circ} \div 7^{\circ}$; передняя часть фюзеляжа в плане имеет криволинейную форму, плавно переходящую от более узкой носовой части в широкую основную часть фюзеляжа, имея в предпочтительном варианте близкую к S-образной форму, хвостовое оперение самолета выполнено в виде разнесенных по ширине фюзеляжа в сторону от продольной вертикальной плоскости и установленных под углом к указанной вертикальной плоскости двух килей, в частности, под углом $\geq 10^{\circ}$; а в более предпочтительном - 20° ; продольные вертикальные сечения фюзеляжа, как правило представляют собой аэродинамические профили, установленные под углом атаки $\geq 2^{\circ}$; хвостовая часть фюзеляжа может иметь отклоняемую относительно горизонтальной оси вращения поверхность.

В дальнейшем изобретение будет раскрыто в описании и на сопроводительных чертежах, на которых:

На Фиг. 1 - представлен вид сбоку на самолет, соответствующий настоящему изобретению;

На Фиг. 2 - представлен вид в плане на самолет на Фиг. 1;

На Фиг. 3 - представлен вид спереди на указанный самолет

На Фиг. 4 - представлено поперечное сечение по фюзеляжу в основной его части.

На Фиг. 5 - представлены вертикальные продольные сечения по фюзеляжу I, II и III на Фиг. 3.

На чертежах представлен самолет 1, соответствующий настоящему изобретению. Самолет 1 имеет фюзеляж 2, у которого в поперечном сечении ширина A значительно превышает высоту h .

В предпочтительном варианте отношение $\frac{A}{h}$ составляет ≥ 2 .

Нижняя поверхность 3 в поперечном сечении основной и хвостовой части фюзеляжа 2 выполнена вогнутой вовнутрь фюзеляжа. Эта вогнутость выполнена практически симметричной относительно продольной вертикальной плоскости самолета. По краям поперечного сечения вогнутость плавно переходит в боковые стороны фюзеляжа. Поперечное сечение фюзеляжа 2 от передней части 4 (передняя часть 4 примерно ограничена условно показанной линией E) сначала увеличивается, а затем примерно от середины длины фюзеляжа к хвостовой части 5 (хвостовая часть 5 ограничена условно показанной линией F) уменьшается по высоте (см. Фиг. 4 и Фиг. 5). Верхняя поверхность 6 фюзеляжа 2 выполнена традиционно выпуклой в сторону

от фюзеляжа. Уплощенная нижняя поверхность 7 передней части 4 установлена под углом α атаки к горизонтальной плоскости самолета 1. Этот угол α атаки в предпочтительном варианте составляет $\geq 4^{\circ}$, а в более предпочтительном - $5-7^{\circ}$. В плане линия максимальной ширины узкой носовой части 8 фюзеляжа 2 имеет криволинейную форму, плавно переходящую в основную широкую часть. Эта криволинейность может быть выполнена близкой к S-образной форме. Фюзеляж 2 по основной части 9 и как правило также по хвостовой части 5 имеет примерно постоянную ширину А. Вертикальные продольные сечения фюзеляжа 2 (см. Фиг. 5) представляют собой аэродинамические профили, установленные под углом β атаки, который в предпочтительном варианте в крейсерском полете составляет $\geq 2^{\circ}$. Крыло 10 малой или средней стреловидности имеет по сравнению с традиционными схемами для данного класса самолетов небольшой размах консолей. В представленной здесь схеме на крыле 10 закреплены два турбореактивных двигателя 11, но следует понимать, что возможны другие схемы установки двигателей, другое их количество, так и другой тип двигателя.

На хвостовой части 5 установлены разнесенные по ширине фюзеляжа 2 кили 12, расположенные под углом γ к вертикальной продольной плоскости самолета в сторону от этой плоскости. В предпочтительном варианте угол γ составляет $\geq 10^{\circ}$, а в более предпочтительном - $\sim 20^{\circ}$. Хвостовая часть 5 может содержать отклоняемую вверх и/или вниз относительно горизонтальной оси 13 поверхность 14.

Представленный в настоящем изобретении самолет 1 благодаря растянутому по ширине фюзеляжу 2 в полете получает дополнительный прирост подъемной силы, т.е. самолет имеет так называемый несущий фюзеляж. Расчеты показывают, что при соотношении ширины A к высоте $h \geq 2$ процентная составляющая подъемной силы фюзеляжа 2 от суммарной подъемной силы достигает до 40%. Этому способствует не только указанное соотношение ширины A и высоты h , но и вогнутость нижней поверхности 3 фюзеляжа 2, которая приводит к удержанию и не растеканию в стороны попадающего под эту поверхность воздуха, создавая постоянную воздушную подушку, поддерживающую фюзеляж 2 и весь самолет 1 в полете. Для усиления эффекта создания подъемной силы на фюзеляже 2 передняя часть 4 в плане имеет криволинейную форму, плавно переходящую в широкую основную часть фюзеляжа 2. Такая форма передней части 4 способствует затеканию воздуха набегающего потока на верхнюю поверхность 6, без отрыва и без поперечного растекания, обеспечивая устойчивое обтекание фюзеляжа. На виде сверху указанная криволинейность передней части 4 может быть выполнена по форме близкой к S-образной. Эта S-образность выполнена таким образом, что образуется некоторая впадина N по направлению к фюзеляжу в месте сопряжения протяженной узкой носовой части с переходной областью фюзеляжа. Такая форма перехода способствует указанной безотрывности потока в этой области.

Нижняя поверхность 7 передней части 4 фюзеляжа 2 установлена таким образом, что в крейсерском полете она расположена под углом α атаки, который как показывают уточненные расчеты в предпочтительном виде составляет $\geq 4^\circ$, в наиболее предпочтительном - $5 \div 7^\circ$. Такая

установка передней части 4, также, как и выполнение фюзеляжа 2, имеющего вертикальные продольные сечения в виде аэродинамических профилей, установленных под углом β атаки, позволяет максимально использовать возможности несущего фюзеляжа 2 в создании подъемной силы и получении высокого аэродинамического качества самолета в целом, поскольку практически вся его омываемая поверхность участвует в создании подъемной силы. Как известно из предшествующего уровня техники обычно угол установки крыла на самолетах указанного типа принимается большим 2^0 . Расчеты показывают, что и для несущего фюзеляжа 2 наиболее приемлемый угол атаки равен $\geq 2^0$.

Выполнение в настоящем изобретении растянутого по ширине фюзеляжа 2, имеющего большую подъемную силу, позволяет существенно уменьшить размах крыла 10 и снизить общий вес самолета. Это достигается еще и потому, что в широком фюзеляже пассажирские и/или грузовые отсеки располагаются по всей достаточно большой ширине фюзеляжа 2, и это для такого же, что и в традиционных самолетах, количества пассажиров и грузов позволяет иметь более короткий фюзеляж. Например, для 100 пассажиров самолет предлагаемой в настоящем изобретении схемы может иметь длину 23 м вместо 30 м характерных для самолетов В-737-500 или ТУ 234-100.

Следует отметить, что вопросы балансировки и управляемости самолета 1 удается эффективно решать с помощью разнесенных по ширине хвостовой части 5 фюзеляжа 2 килей 12, установленных под углом γ к вертикальной плоскости. Такие кили 12 выполняют также роль рулей направления и стабилизатора. В дополнение к ним отклоняемая относительно горизонтальной оси 13 поверхность 14 хвостовой части 5

повышает возможности органов управления работать в оптимальном режиме. При установке килей 12 под углом γ , равным $\geq 10^{\circ}$, а особенно $\sim 20^{\circ}$, балансировка и управляемость самолета 1 представляется наиболее предпочтительной.

Самолет 1, соответствующий настоящему изобретению, имеет значительно выгодные по сравнению с аналогами эксплуатационные качества. Кроме указанного выше снижения габаритов и веса, а следовательно и снижения общих затрат при полетной эксплуатации, данный самолет может иметь много различных и удобных в эксплуатации компоновок. Гермокабина по ширине может быть разделена вертикальными перегородками или стенками на отдельные продольные отсеки, как пассажирские, так и грузовые. Пассажиры, грузы, багаж и почта размещаются на одной палубе, а подпольное пространство используется для компоновки шасси и оборудования (и может выполнено негерметичным), а практически все монтажи самолетных систем размещены в отсеках над одной палубой. Все это приводит к большой экономии технических и финансовых средств для авиакомпаний.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Самолет с несущим фюзеляжем, содержащий крыло, двигатель, фюзеляж, у которого ширина значительно превышает его высоту, в поперечном сечении нижняя поверхность основной и хвостовой части фюзеляжа имеет вогнутую форму вовнутрь фюзеляжа, а нижняя поверхность уплощенной передней части фюзеляжа установлена под углом атаки к продольной горизонтальной плоскости самолета, при этом передняя часть фюзеляжа в плане имеет криволинейную форму, плавно переходящую от более узкой носовой части в широкую основную часть фюзеляжа, а хвостовое оперение выполнено в виде разнесенных по ширине фюзеляжа в сторону от продольной вертикальной плоскости самолета и установленных под углом к указанной вертикальной плоскости самолета двух килей.

2. Самолет по п. 1, отличающийся тем, что продольные вертикальные сечения фюзеляжа представляют собой аэродинамические профили, установленные под углом атаки $\geq 2^{\circ}$ по каждому сечению.

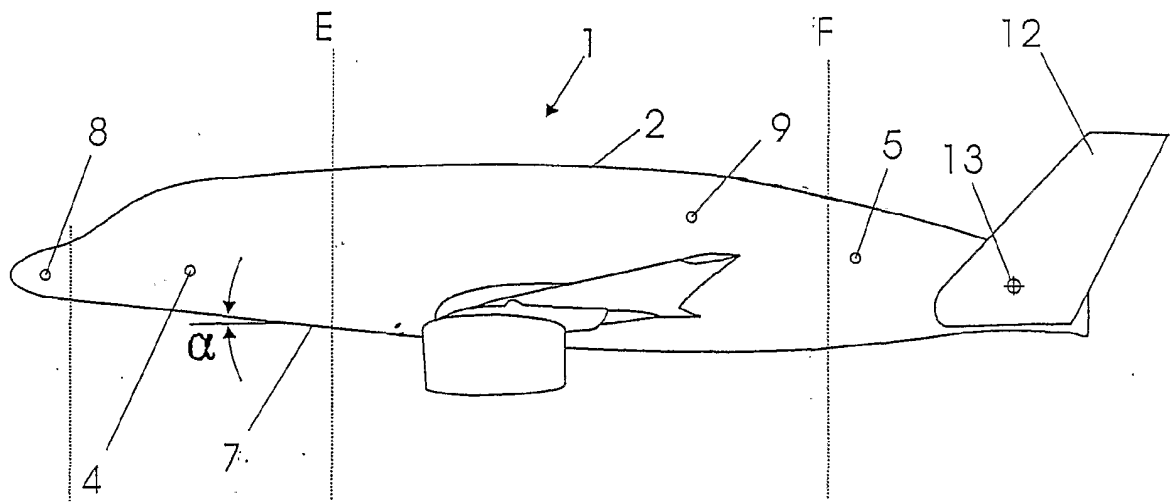
3. Самолет по п. 1 или 2, отличающийся тем, что криволинейная в плане форма передней части фюзеляжа выполнена близкой к S-образной.

4. Самолет по любому из п.п. 1-3, отличающийся тем, что отношение ширины фюзеляжа к его высоте составляет ≥ 2 .

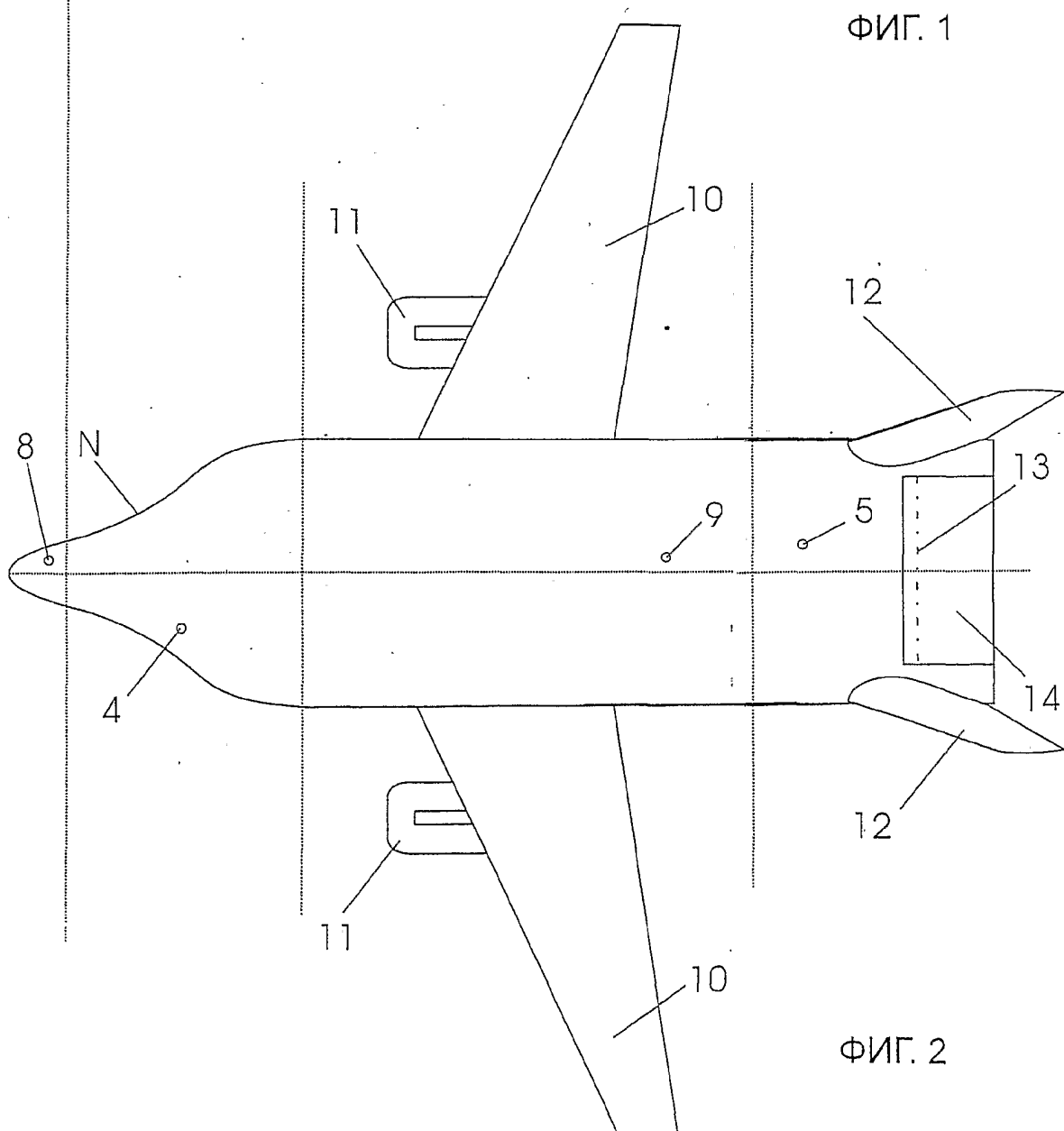
5. Самолет по любому из предыдущих пунктов, отличающийся тем, что хвостовая часть фюзеляжа имеет отклоняемую относительно горизонтальной оси вращения поверхность.

6. Самолет по любому из предыдущих пунктов, отличающийся тем, что угол установки каждого кия от вертикальной плоскости составляет $\geq 10^{\circ}$, особенно предпочтительно около 20° .

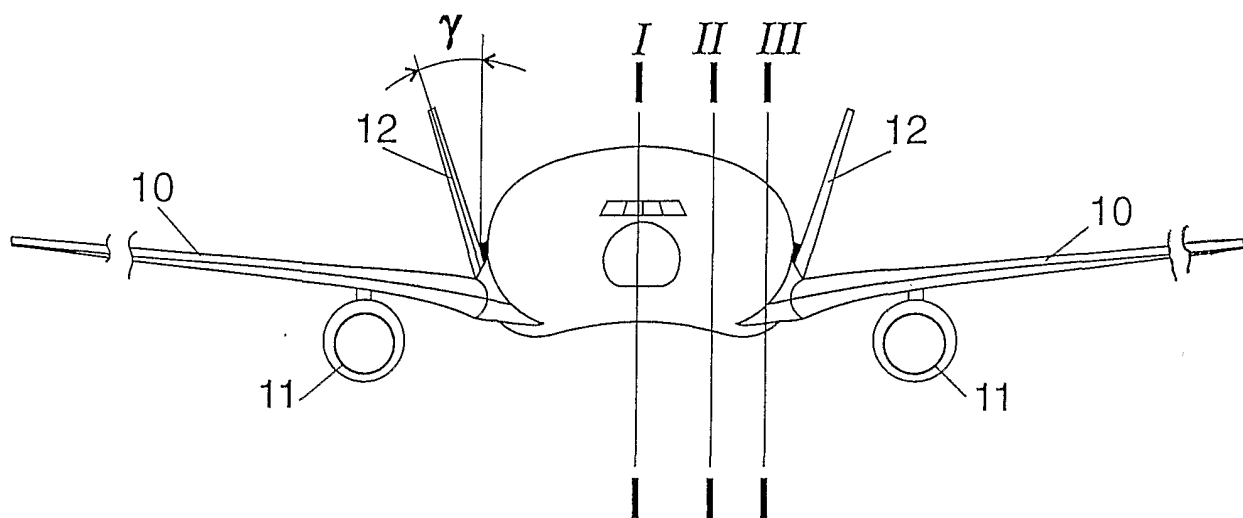
7. Самолет по любому из предыдущих пунктов, отличающийся тем, что нижняя поверхность уплощенной передней части фюзеляжа установлена под углом атаки, равным $\geq 4^{\circ}$, особенно предпочтительно под углом $5\div 7^{\circ}$.



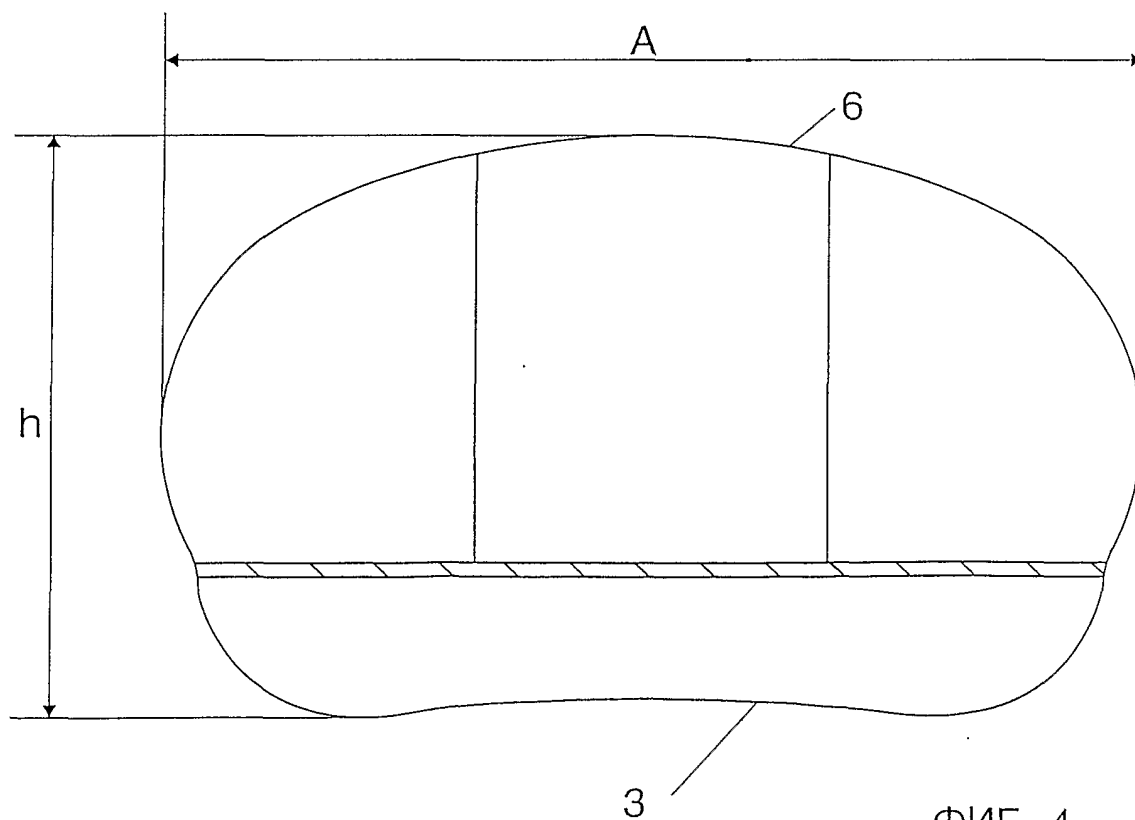
ФИГ. 1



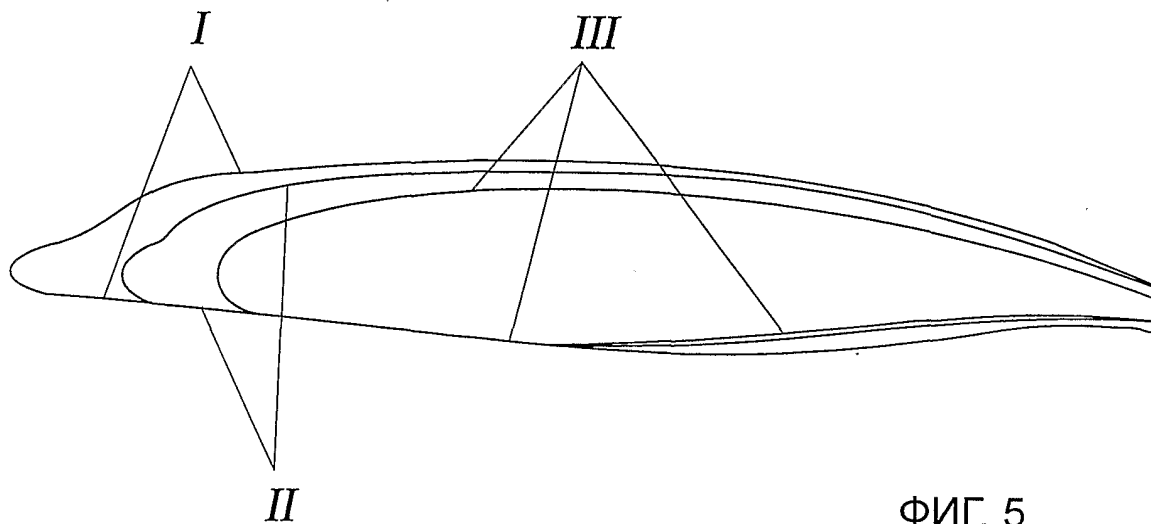
ФИГ. 2



ФИГ. 3



ФИГ. 4



ФИГ. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 00/00542

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC7: B64C 1/00

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC7: B64C 1/00,23/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	RU 2104215 C1 (RUGIN MIKHAIL KALISTRATOVICH) 10.02.1998	1-7
A	US 3586266 A (PAUL BUCHER) June 22, 1971, the abstract, column 1, lines 23-25. 68-70	1-7
A	EP 0273466 A2 (THE BOEING COMPANY) 06.07.1988, the abstract, column 9, lines 49-55, figs. 3,4	1-7
A	WO 97/43175 A1 (REDWOOD AIRCRAFT CORPORATION) 20 November 1997 (20.11.1997), the abstract, claims 8,9	1-7

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

- "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- "E" earlier document but published on or after the international filing date
- "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
- "&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

26 April 2001 (26.04.01)

Date of mailing of the international search report

03 May 2001 (03.05.01)

Name and mailing address of the ISA/ RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №
PCT/RU 00/00542

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ: В64С 1/00 Согласно международной патентной классификации (МПК-7)		
В. ОБЛАСТИ ПОИСКА: Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-7: В64С 1/00,23/00		
Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:		
Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, поисковые термины):		
С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:		
Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	RU 2104215 C1 (РУГИН МИХАИЛ КАЛИСТРАТОВИЧ) 10.02.1998	1-7
A	US 3586266 A (PAUL BUCHER) June 22, 1971, реферат, колонка 1, строки 23-25, 68-70	1-7
A	EP 0273466 A2 (THE BOEING COMPANY) 06.07.1988, реферат, колонка 9, строки 49-55, фиг.3,4	1-7
A	WO 97/43175 A1 (REDWOOD AIRCRAFT CORPORATION) 20 November 1997 (20.11.1997), реферат, п.п.8,9 формулы	1-7
<input type="checkbox"/> последующие документы указаны в продолжении графы С. <input type="checkbox"/> данные о патентах-аналогах указаны в приложении		
* Особые категории ссылочных документов: А документ, определяющий общий уровень техники Е более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее О документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д. Р документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета Т более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения X документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень Y документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории & документ, являющийся патентом-аналогом		
Дата действительного завершения международного поиска: 26 апреля 2001 (26.04.2001)		Дата отправки настоящего отчета о международном поиске: 03 мая 2001 (03.05.2001)
Наименование и адрес Международного поискового органа: Федеральный институт промышленной собственности Россия, 121858, Москва, Бережковская наб., 30-1 Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА		Уполномоченное лицо: В.Бернадский Телефон № (095)240-58-88