

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

(19) Всемирная Организация
Интеллектуальной Собственности
Международное бюро



(10) Номер международной публикации
WO 2012/026846 A1

(43) Дата международной публикации
01 марта 2012 (01.03.2012)

РСТ

(51) Международная патентная классификация:
B64D 27/20 (2006.01) B64C 5/02 (2006.01)
B64D 33/02 (2006.01)

(21) Номер международной заявки: РСТ/RU2011/000229

(22) Дата международной подачи:
07 апреля 2011 (07.04.2011)

(25) Язык подачи: Русский

(26) Язык публикации: Русский

(30) Данные о приоритете:
2010131640 27 августа 2010 (27.08.2010) RU

(71) Заявители (для всех указанных государств, кроме
US): ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"ОКБ СУХОГО" (ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ
ОБЩЕСТВО «ОКБ СУХОГО») [RU/RU]; ул.
Поликарпова, 23 А, Москва, 125284, Moscow (RU).
ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"АВИАЦИОННАЯ ХОЛДИНГОВАЯ

КОМПАНИЯ "СУХОЙ" (ОТКРЫТОЕ АК-
ЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «АВИАЦИОННАЯ-
HOLDINGOVAYA КОМПАНИА «СУХОЙ»)
[RU/RU]; ул. Поликарпова, 23 Б, Москва, 125284,
Moscow (RU).

(72) Изобретатели; и

(71) Заявители (для всех указанных государств, кроме
US): РУНИШЕВ, Владимир Александрович (RUNI-
SHEV, Vladimir Aleksandrovich) [RU/RU]; ул.
Академика Пиллогина, 14-4-253, Москва, 117393,
Moscow (RU). КРЫЛОВ, Леонид Евгеньевич
(KRYLOV, Leonid Evgenievich) [RU/RU]; ул.
Маршала Бирюзова, 24-2-28, Одинцово, Московская
обл., 143000, Odintsovo (RU).

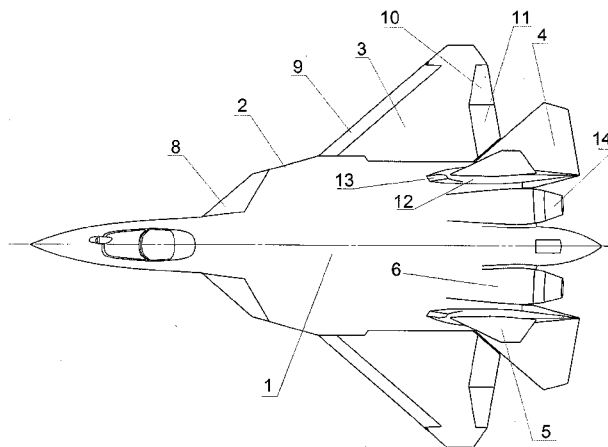
(72) Изобретатели; и

(75) Изобретатели/Заявители (только для US):
ПОГОСЯН, Михаил Асланович (POGOSYAN, Mi-
hail Aslanovich) [RU/RU]; пер. Б. Златоустинский,
5-30, Москва, 101000, Moscow (RU). ДАВИДЕНКО,

[продолжение на следующей странице]

(54) Title: AIRCRAFT WITH AN INTEGRAL AERODYNAMIC CONFIGURATION

(54) Название изобретения : САМОЛЕТ ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ



Фиг. 1

(57) Abstract: The invention relates to multimode aircraft which can be operated at supersonic and subsonic flying speeds in a wide range of flying altitudes. The primary field of use of the invention is multimode super-maneuvrable aircraft capable of cruising at supersonic speed and having low radar visibility. The invention is intended to achieve the technical result of producing an aircraft which has low radar visibility, is highly manoeuvrable at large angles of attack, has a high aerodynamic quality at supersonic speeds while retaining a high aerodynamic quality in subsonic modes, and is capable of accommodating a large load in its internal holds. The aircraft with an integral aerodynamic configuration comprises a fuselage (1) with a leading-edge extension (2), a wing, the main planes (3) of which are continuously adjacent to the fuselage (1), a fully rotatable horizontal tail unit (FRHTU) (4), and a fully rotatable vertical tail unit (FRVTU) (5). The mid-fuselage is flattened and formed longitudinally by a set of aerodynamic profiles. The engines are arranged in engine nacelles (6) spaced apart from one another horizontally, and the axes of the engines are oriented at an acute angle to the plane of symmetry of the aircraft in the flying direction. The leading-edge extension (2) comprises controllable rotatable parts (8).

(57) Реферат:

[продолжение на следующей странице]

WO 2012/026846 A1



Александр Николаевич (DAVIDENKO, Aleksandr Nikolaevich) [RU/RU]; ул. Маршала Катюкова, 20-1-30, Москва, 123592, Moscow (RU). **СТРЕЛЕЦ, Михаил Юрьевич (STRELETS, Mihail Yurievich)** [RU/RU]; пр. Юбилейный, 9-123, Реутов, Московская обл., 143952, Reutov (RU). **ТАРАСОВ, Алексей Захарович (TARASOV, Aleksey Zaharovich)** [RU/RU]; Шипиловский проезд, 63-256, Москва, 115582, Moscow (RU). **ШОКУРОВ, Алексей Кириллович (SHOKUROV, Aleksey Kirillovich)** [RU/RU]; 4-й Вятский пер., 18-2-83, Москва, 127287, Moscow (RU). **БИБИКОВ, Сергей Юрьевич (BIBIKOV, Sergey Yurievich)** [RU/RU]; Ленинградское шоссе, 112/1-3-677, Москва, 125445, Moscow (RU). **МОСКАЛЕВ, Павел Борисович (MOSKALEV, Pavel Borisovich)** [RU/RU]; Конаковский проезд, 8-2-312, Москва, 125465, Moscow (RU).

(74) **Агент: АВЕРЬЯНОВ, Александр Дмитриевич (AVERYANOV, Alexander Dmitrievich)**; Открытое акционерное общество «ОКБ СУХОГО», Юридическое управление ул. Поликарпова, 23 А, Москва, 125284, Moscow (RU).

(81) **Указанные государства (если не указано иначе, для каждого вида национальной охраны):** AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) **Указанные государства (если не указано иначе, для каждого вида региональной охраны):** ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), европейский патент (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Опубликована:

— с отчётом о международном поиске (статья 21.3)

Изобретение относится к многорежимным самолетам, эксплуатируемым на сверх- и дозвуковых скоростях полета, в широком диапазоне высот полета. Преимущественная область применения изобретения - многорежимные сверхманевренные самолеты с крейсерским полетом на сверхзвуковой скорости и малым уровнем заметности в радиолокационном диапазоне. Технический результат, на достижение которого направлено изобретение, заключается в создании самолета обладающего малой радиолокационной заметностью, сверхманевренностью на больших углах атаки, высоким аэродинамическим качеством на сверхзвуковых скоростях и, одновременно, сохраняющего высокое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах, возможностью размещения во внутренних отсеках крупногабаритного груза. Самолет интегральной аэродинамической компоновки содержит фюзеляж 1 с наплывом 2, крыло, консоли 3 которого плавно сопряжены с фюзеляжем 1, цельноповоротное горизонтальное оперение (далее - ЦПО) 4, цельноповоротное вертикальное оперение (далее - ЦПВО) 5. Средняя часть фюзеляжа выполнена уплощенной и образована в продольном отношении набором аэродинамических профилей. Двигатели расположены в мотогондолах 6, разнесенных друг от друга по горизонтали, а оси двигателей ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета по направлению полета. Наплыв 2 включает управляемые поворотные части 8.

5

САМОЛЕТ ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ

Изобретение относится к многорежимным самолетам, эксплуатируемым на сверх- и дозвуковых скоростях полета, в широком диапазоне высот полета. Преимущественная область применения 10 изобретения – многорежимные сверхманевренные самолеты с крейсерским полетом на сверхзвуковой скорости и малым уровнем заметности в радиолокационном диапазоне.

Создание самолета, способного выполнять задачи в широком диапазоне высот и скоростей полета, обладающего возможностями 15 сверхманевренности и, при этом, имеющим малую заметность в радиолокационном диапазоне длин волн, является сложной технической задачей.

К аэродинамической компоновке такого самолета предъявляются требования максимизации аэродинамического качества (увеличению 20 подъемной силы и уменьшению силы лобового сопротивления) на до- и сверхзвуковых скоростях полета, обеспечению управляемости на сверхмалых скоростях полета. К внешней форме планера предъявляются требования по снижению радиолокационной заметности. Все перечисленные требования являются 25 противоречивыми, а создание самолета, отвечающего подобным требованиям, представляет собой определенный компромисс.

Известен самолет, принятый в качестве ближайшего аналога, который сочетает признаки многорежимного сверхзвукового самолета, 30 обладающего сверхманевренностью и малой радиолокационной

заметностью. Известный самолет выполнен по нормальной балансировочной схеме с цельноповоротным горизонтальным оперением, обеспечивающим управление самолетом в продольном канале (по тангажу) на всех режимах полета. Помимо управления самолетом в продольном канале цельноповоротное горизонтальное оперение применяется для управления самолетом по крену путем дифференциального отклонения на режимах сверхзвукового полета.

Трапецевидное крыло имеет отрицательную стреловидность задней кромки, что позволяет реализовать высокие значения длин хорд в корневой части для уменьшения относительной толщины крыла в этой зоне при высоких значениях абсолютной толщины крыла. Это решение направлено одновременно на уменьшение волнового сопротивления на транс- и сверхзвуковых скоростях полета, а также на увеличение запаса топлива в крыльевых баках.

Механизация передней кромки крыла представлена адаптивным поворотным носком, применяемым для увеличения значения аэродинамического качества в дозвуковом крейсерском полете, для улучшения обтекания крыла на больших углах атаки, а также для улучшения маневренных характеристик.

Механизация задней кромки крыла представлена:

флапперонами, применяемыми для управления подъемной силой на режимах взлета и посадки, а также для управления самолетом по крену на режимах транс- и сверхзвукового полета;

элеронами, применяемыми для управления самолетом по крену на режимах взлета и посадки.

Две консоли вертикального оперения, состоящие из килей и рулей направления, обеспечивают устойчивость и управляемость в путевом канале, и воздушное торможение. Управление в путевом канале обеспечивается синфазным отклонением рулей направления, а

воздушное торможение – дифференциальным отклонением рулей направления. Плоскости хорд консолей вертикального оперения отклонены от вертикали на острый угол, что позволяет снизить радиолокационную заметность самолета в боковой полусфере.

- 5 Воздухозаборники двигателей расположены по бокам фюзеляжа. Плоскости входа воздухозаборников скошены в двух плоскостях, что позволяет обеспечить устойчивый поток воздуха, поступающий к двигателям на всех режимах полета, в том числе на больших углах атаки.
- 10 Двигатели самолета расположены в хвостовой части вплотную друг к другу, что при расположении воздухозаборников по бокам фюзеляжа позволяет реализовать изогнутую форму каналов воздухозаборников. Данное решение применяется для снижения радиолокационной заметности двигателя, и, как следствие, самолета в
- 15 целом в передней полусфере, благодаря экранированию компрессоров двигателей конструкцией каналов воздухозаборников. Отклоняемые в вертикальных плоскостях створки «плоских» сопел реактивных двигателей позволяют обеспечить управление вектором тяги, что, в свою очередь, позволяет реализовать возможность управления
- 20 самолетом в канале тангажа на режимах малых скоростей полета, а также обеспечивает запас пикирующего момента на закритических углах атаки совместно с цельноповоротным горизонтальным оперением. Подобное решение обеспечивает функцию сверхманевренности. (Lockheed Martin F/A-22 Raptor: Stealth Fighter. Jay
- 25 Miller. 2005.)

В качестве недостатков известного самолета можно указать следующее:

- невозможность управления в каналах крена и рысканья при полете на малых скоростях, поскольку двигатели расположены

- вплотную друг к другу, что не позволяет создать достаточный для управления момент;
- расположение двигателей вплотную друг к другу делает невозможным расположение в фюзеляже грузовых отсеков;
- 5 - изогнутая форма каналов воздухозаборников требует увеличения их длины, и, следовательно, массы самолета;
- невозможность обеспечения «схода» самолета с закритических углов атаки при отказе системы управления реактивными соплами двигателей;
- 10 - применение неподвижных килей с рулями направления требует увеличения потребной площади вертикального оперения для обеспечения путевой устойчивости на сверхзвуковых режимах полета, что приводит к росту массы оперения, и, следовательно, самолета в целом, а также к увеличению лобового сопротивления.
- 15 Технический результат, на достижение которого направлено изобретение, заключается в создании самолета обладающего малой радиолокационной заметностью, сверхманевренностью на больших углах атаки, высоким аэродинамическим качеством на сверхзвуковых скоростях и, одновременно, сохраняющего высокое аэродинамическое
- 20 качество на дозвуковых режимах, возможностью размещения во внутренних отсеках крупногабаритного груза.

Указанный технический результат достигается тем, что в самолете интегральной аэродинамической компоновки, содержащий

25 фюзеляж, крыло, консоли которого плавно сопряжены с фюзеляжем, горизонтальное и вертикальное оперения, двухдвигательную силовую установку, фюзеляж снабжен наплывом, расположенным над входом в воздухозаборники двигателей и включающим управляемые поворотные части, средняя часть фюзеляжа выполнена уплощенной и образована в

продольном отношении набором аэродинамических профилей, мотогондолы двигателей разнесены друг от друга по горизонтали, а оси двигателей ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета по направлению полета.

5 Кроме того, вертикальное оперение выполнено цельноповоротным с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

Кроме того, цельноповоротное вертикальное оперение установлено на пилонах, расположенных на боковых хвостовых балках
10 фюзеляжа, при этом на фронтальной части пилонов расположены воздухозаборники продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования.

Кроме того, горизонтальное оперение выполнено
15 цельноповоротным с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

Кроме того, реактивные сопла двигателей выполнены с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

Кроме того, входы воздухозаборников двигателей расположены по бокам носовой части фюзеляжа за кабиной экипажа, при этом
20 нижняя кромка входов воздухозаборников двигателей расположена ниже обводов фюзеляжа.

Кроме того, входы воздухозаборников двигателей выполнены скошенными в двух плоскостях – относительно вертикальных продольной и поперечной плоскостей самолета.

25 Кроме того, плоскости хорд консолей цельноповоротного вертикального оперения отклонены от вертикальной плоскости на острый угол.

Кроме того, передние кромки поворотной части наплыва, консолей крыла и горизонтального оперения выполнены параллельными друг другу.

Кроме того, задние кромки крыла и горизонтального оперения
5 выполнены параллельными друг другу.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг. 1 изображен самолет интегральной аэродинамической компоновки – вид сверху; на
10 фиг. 2 - самолет интегральной аэродинамической компоновки – вид сбоку; на фиг. 3 - самолет интегральной аэродинамической компоновки – вид спереди; на фиг. 4 – Вид А фиг. 2.

На представленных чертежах позициями обозначены:

- 1 - фюзеляж
- 15 2 - наплыв фюзеляжа
- 3 – консоли крыла
- 4 - консоли цельноповоротного вертикального оперения (ЦПГО)
- 5 – консоли цельноповоротного горизонтального оперения (ЦПВО)
- 6 – мотогондолы двигателей
- 20 7 – воздухозаборники двигателей
- 8 – управляемые поворотные части наплыва фюзеляжа
- 9 – поворотные носки крыла
- 10 – элероны
- 11 – флаппероны
- 25 12 – пилон ЦПВО
- 13 – воздухозаборники продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования
- 14 – поворотные реактивные сопла двигателей
- 15 – срезы реактивных поворотных сопел двигателей
- 30 16 – оси вращения поворотных сопел двигателей

17 – плоскости вращения поворотных сопел двигателей

Самолет интегральной аэродинамической компоновки представляет собой моноплан, выполненный по нормальной балансировочной схеме, и содержит фюзеляж 1 с наплывом 2, крыло, консоли 3 которого плавно сопряжены с фюзеляжем 1, цельноповоротное горизонтальное оперение (далее – ЦПГО) 4, цельноповоротное вертикальное оперение (далее – ЦПВО) 5, двухдвигательную силовую установку, двигатели которой 10 расположены в мотогондолах 6. Мотогондолы 6 двигателей разнесены друг от друга по горизонтали, а оси двигателей ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета в направлении полета.

Наплыв 2 фюзеляжа 1 расположен над воздухозаборниками 7 двигателей и включает управляемые поворотные части 8. Поворотные части 8 наплыва 2 являются передними кромками средней уплощенной части фюзеляжа 1.

Консоли 3 крыла, плавно сопряженные с фюзеляжем 1, снабжены механизацией передней и задней кромок, включающей поворотные носки 9, элероны 10 и флапперы 11.

ЦПГО 4 установлено на боковых хвостовых балках фюзеляжа 1. ЦПВО 5 установлено на пилонах 12, закрепленных на боковых хвостовых балках фюзеляжа 1. На фронтальной части пилонов 12 расположены воздухозаборники 13 продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования. Установка ЦПВО 5 на пилонах 12 позволяет увеличить плечо опор оси ЦПВО 5, что, в свою очередь, обеспечивает снижение реактивных нагрузок на силовые элементы каркаса планера самолета и, соответственно, снизить вес. Увеличение плеча опор ЦПВО 5 обусловлено тем, что верхняя опора размещена внутри пилона 12, что, собственно, и позволило увеличить

плечо опор (расстояние между опорами). Кроме того, пилоны 12 являются обтекателями гидроприводов ЦПВО 5 и ЦПГО 4, что позволяет за счет выноса гидроприводов за пределы фюзеляжа 1 увеличить объем грузовых отсеков между мотогондолами 6.

5 Входы воздухозаборников 7 двигателей расположены по бокам носовой части фюзеляжа 1, за кабиной экипажа, под поворотными частями 8 наплыва 2 и выполнены скошенными в двух плоскостях – относительно вертикальных продольной и поперечной плоскостей самолета, при этом нижняя кромка входов воздухозаборников 7
10 двигателей расположена ниже обводов фюзеляжа 1.

Двигатели оборудованы поворотными осесимметричными реактивными соплами 14, поворот которых осуществляется в плоскостях ориентированных под углом к плоскости симметрии самолета. Реактивные сопла 14 двигателей выполнены с возможностью
15 синфазного и дифференциального отклонения для осуществления управления самолетом путем отклонения вектора тяги. Схема ориентации реактивных поворотных сопел 14 отображена на фиг. 4, на которой отображены: срезы 15 реактивных поворотных сопел 14 двигателей, оси вращения 16 реактивных поворотных сопел 14
20 двигателей и плоскости 17 вращения поворотных реактивных сопел 14 двигателей.

Самолет обладает малой заметностью в радиолокационном диапазоне длин волн, а благодаря обеспечению сверхманевренности – выполняет задачи в широком диапазоне высот и скоростей полета.

25 Увеличение аэродинамического качества на дозвуковых скоростях полета достигается за счет формирования поверхности средней части фюзеляжа 1 (за исключением носовой и хвостовой частей) в продольном отношении (в продольных сечениях) набором аэродинамических профилей и применением поворотных частей 8

наплыва 2, что позволяет включить поверхность фюзеляжа 1 в создание подъемной силы.

Высокий уровень аэродинамического качества на дозвуковых скоростях полета достигается за счет применения крыла с консолями 3 трапециевидной формы в плане с большой стреловидностью по передней кромке, большого сужения, с большим значением длины корневой хорды и малым значением длины концевой хорды. Такой набор решений позволяет при больших значениях абсолютных высот крыла, особенно в корневой части, реализовать малые значения 10 относительных толщин крыла, что снижает значения прироста силы лобового сопротивления возникающего на транс- и сверхзвуковых скоростях полета.

ЦПГО 4 обеспечивает возможность управления самолетом в продольном канале при синфазном отклонении и в поперечном канале 15 при дифференциальном отклонении на транс- и сверхзвуковых скоростях полета.

ЦПВО 5 обеспечивает устойчивость и управляемость в путевом канале на всех скоростях полета и обеспечивает функцию воздушного торможения. Устойчивость на сверхзвуковых скоростях полета при 20 недостаточной потребной статической площади обеспечивается благодаря отклонению консолей ЦПВО 5 целиком. При возникновении возмущения атмосферы или порыва ветра в путевом канале осуществляют синфазное отклонение консолей ЦПВО 5 в сторону парирования возмущения. Такое решение позволяет уменьшить 25 площадь оперения, уменьшив, тем самым, массу и сопротивление оперения и самолета в целом. Управление в путевом канале осуществляется при синфазном отклонении ЦПВО 5, а воздушное торможение – при дифференциальном отклонении ЦПВО 5.

Механизация крыла применяется для обеспечения управления подъемной силой и креном. Поворотный носок 9 крыла применяется для увеличения критического угла атаки и обеспечения безударного обтекания крыла, для полета «по огибающей поляры» на режимах 5 взлета, посадки, маневрирования и крейсерского дозвукового полета. Элероны 10 предназначены для управления самолетом по крену при дифференциальном отклонении на режимах взлета и посадки. Флаппероны 11 предназначены для управления приращением подъемной силы при синфазном отклонении вниз на режимах взлета и 10 посадки, для управления креном при дифференциальном отклонении.

Поворотная часть 8 наплыва 2 фюзеляжа 1 при отклонении вниз уменьшает площадь плановой проекции фюзеляжа 1 перед центром масс самолета, что способствует созданию избыточного момента на пикирование при полете на углах атаки близких к 90 градусам. Таким 15 образом, в случае отказа системы управления реактивных сопел 14 обеспечивается возможность перехода с режима полета на закритических углах атаки к полету на малых углах атаки без использования управления самолетом посредством отклонения вектора тяги двигателей. Одновременно поворотная часть 8 наплыва 2 является 20 механизацией передней кромки наплыва 2 фюзеляжа 1. При отклонении поворотной части 8 наплыва 2 вниз на режиме крейсерского полета она выполняет функцию аналогичную функции поворотного носка 9 крыла.

Применение боковых воздухозаборников, расположенных под 25 поворотной частью 8 наплыва 2, позволяет обеспечить устойчивую работу двигателей на всех режимах полета самолета, во всех пространственных положениях за счет выравнивания набегающего потока на больших углах атаки и скольжения.

Расположение двигателей в изолированных мотогондолах 6 позволяет расположить между ними отсек для крупногабаритного груза. Для парирования разворачивающего момента при отказе одного из двигателей их оси ориентированы под острым углом к плоскости 5 симметрии самолета так, чтобы вектор тяги работающего двигателя проходил ближе к центру масс самолета. Такое расположение двигателей, совместно с применением поворотных реактивных сопел 14, поворот которых осуществляется в плоскостях, наклоненных под острым углом к плоскости симметрии самолета, позволяет 10 осуществлять управление самолетом при помощи вектора тяги двигателей – в продольном, поперечном и путевом каналах. Управление в продольном канале осуществляется при синфазном отклонении поворотных реактивных сопел 14, создающих момент тангажа относительно центра масс самолета. Управление самолетом в 15 боковом канале осуществляется посредством дифференциального отклонения реактивных сопел 14, создающих одновременно момент крена и момент рыскания, при этом момент крена парируется отклонением аэродинамических органов управления (элеронами 10 и флапперонами 11). Управление самолетом в поперечном канале 20 осуществляется при дифференциальном отклонении поворотных реактивных сопел 14, создающих момент крена относительно центра масс самолета.

Снижение радиолокационной заметности самолета достигается за 25 счет комплекса конструктивно-технологических мероприятий, к которым, в частности, относится формообразование обводов планера включающее в себя:

– параллельность передних кромок поворотной части 8 наплыва 2, консолей 3 крыла и горизонтального оперения 4;

параллельность задних кромок консолей 3 крыла и горизонтального оперения 4, что позволяет локализовать пики отраженных от несущих поверхностей планера самолета электромагнитных волн и, тем самым, уменьшить общий уровень радиолокационной заметности самолета в 5 азимутальной плоскости;

– ориентацией касательных к контуру поперечных сечений фюзеляжа, в том числе фонаря кабины, под углом к вертикальной плоскости (плоскости симметрии самолета), что способствует отражению электромагнитных волн, попадающих на элементы планера 10 с боковых ракурсов, в верхнюю и нижнюю полусферы, тем самым, уменьшая общий уровень радиолокационной заметности самолета в боковой полусфере;

– скошенность входа воздухозаборников двигателей в двух плоскостях – относительно вертикальных продольной и поперечной 15 плоскостей самолета, позволяет отражать электромагнитные волны, попадающие на входы воздухозаборников с переднего и боковых ракурсов, в сторону от источника облучения, тем самым, уменьшая общий уровень радиолокационной заметности самолета в этих ракурсах.

20

25

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Самолет интегральной аэродинамической компоновки, содержащий фюзеляж, крыло, консоли которого плавно сопряжены с
5 фюзеляжем, горизонтальное и вертикальное оперение, двухдвигательную силовую установку, **отличающийся тем, что** фюзеляж снабжен наплывом, расположенным над входом в воздухозаборники двигателей и включающим управляемые поворотные части, средняя часть фюзеляжа выполнена уплощенной и образована в
10 продольном отношении набором аэродинамических профилей, мотогондолы двигателей разнесены друг от друга по горизонтали, а оси двигателей ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета по направлению полета.

2. Самолет по п. 1, **отличающийся тем, что** вертикальное оперение выполнено цельноповоротным с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

3. Самолет по п. 2, **отличающийся тем, что** цельноповоротное вертикальное оперение установлено на пилонах, расположенных на боковых хвостовых балках фюзеляжа, при этом на фронтальной части
20 пилонов расположены воздухозаборники продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования.

4. Самолет по п. 1, **отличающийся тем, что** горизонтальное оперение выполнено цельноповоротным с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

25 5. Самолет по п. 1, **отличающийся тем, что** реактивные сопла двигателей выполнены с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

6. Самолет по п. 1, **отличающийся тем, что** входы воздухозаборников двигателей расположены по бокам носовой части

фюзеляжа за кабиной экипажа, при этом нижняя кромка входов воздухозаборников двигателей расположена ниже обводов фюзеляжа.

7. Самолет по п. 1, отличающийся тем, что входы воздухозаборников двигателей выполнены скошенными в двух
5 плоскостях – относительно вертикальных продольной и поперечной плоскостей самолета.

8. Самолет по п. 1, отличающийся тем, что плоскости хорд консолей цельноповоротного вертикального оперения отклонены от вертикальной плоскости на острый угол.

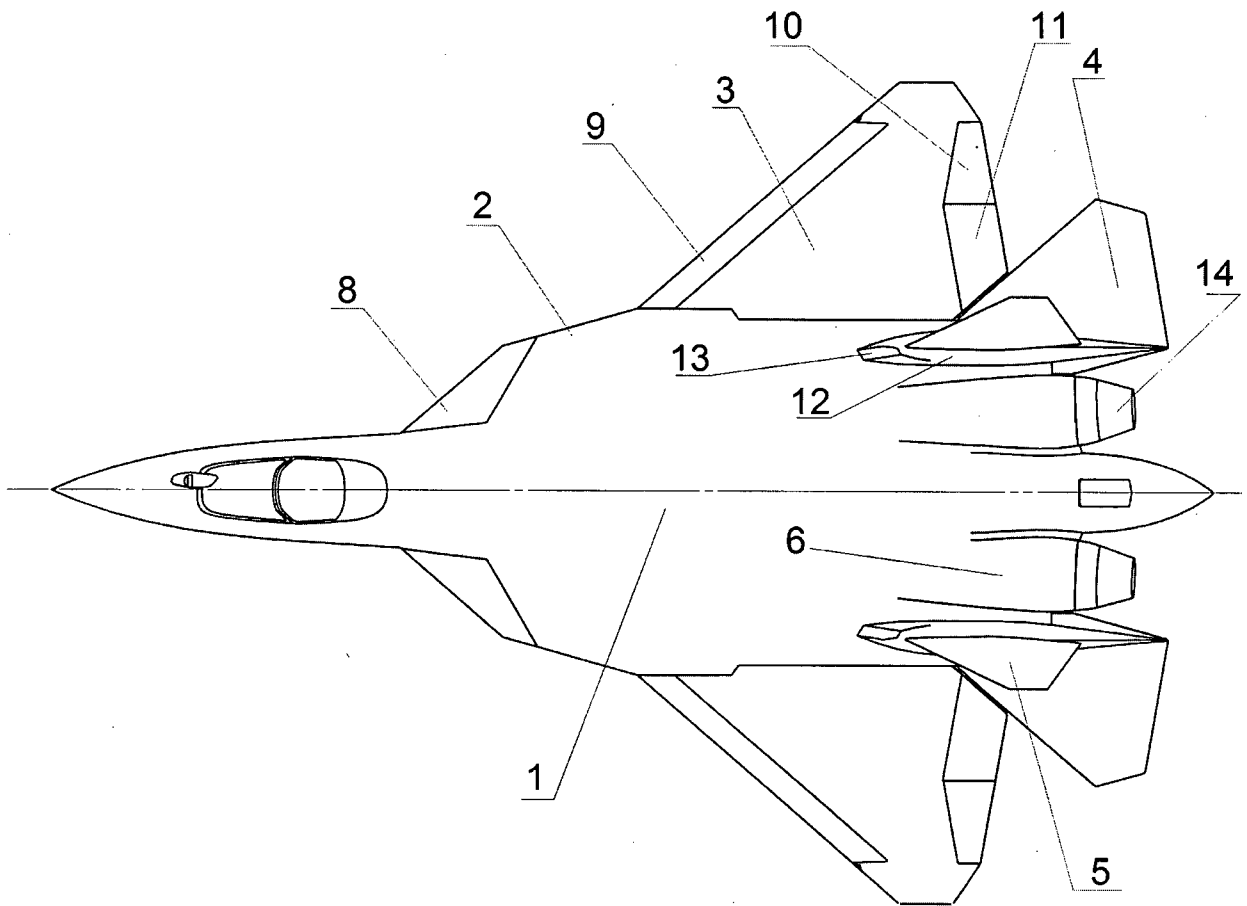
10 9. Самолет по п. 1, отличающийся тем, что передние кромки поворотной части наплыва, консолей крыла и горизонтального оперения выполнены параллельными друг другу.

10. Самолет по п. 1, отличающийся тем, что задние кромки крыла и горизонтального оперения выполнены параллельными друг
15 другу.

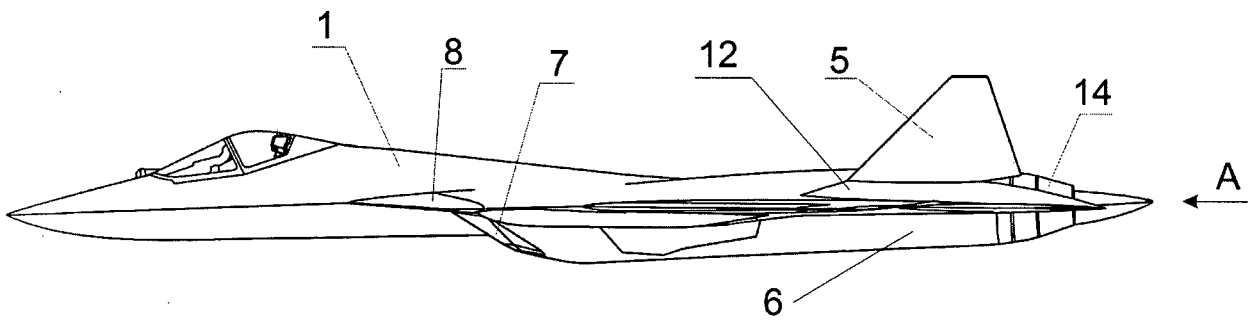
20

25

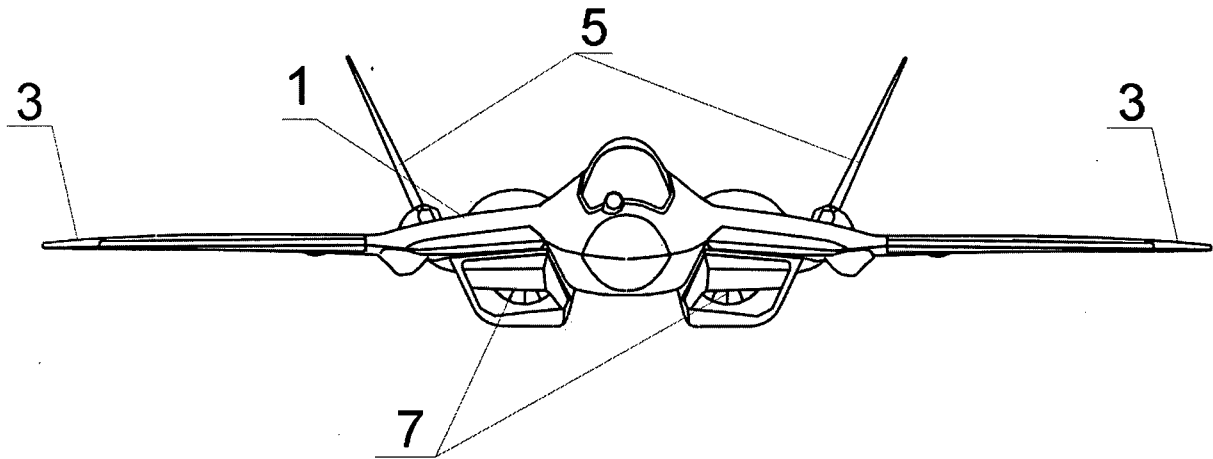
30



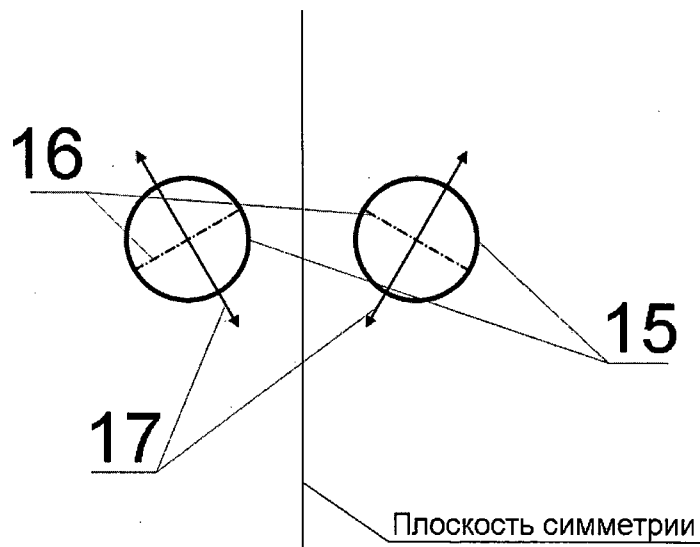
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/RU 2011/000229

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER B64D 27/20 (2006.01); B64D 33/02 (2006.01); B64C 5/02 (2006.01) 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) B64D 27/16, 27/20, 33/00, 33/02, B64C 5/00, 5/02 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) Esp@senet, RUPTO		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	RU 2140376 C1 (AOOT "OKB SUKHOGO") 27.10.1999, p. 3, right table, lines 1-15	1-10
A	GB 1029106 A (ROLLS-ROYCE LIMITED) 11.05.1966, p. 2, lines 18-22	1-10
A	US 5005782 A (OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES (ONERA)) 09.04.1991, the abstract	1-10
A	US 5586735 A (OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES) 24.12.1996, the abstract	1-10
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> 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 application or patent 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 06 August 2011 (06.08.2011)		Date of mailing of the international search report 08 September 2011 (08.09.2011)
Name and mailing address of the ISA/ RU		Authorized officer
Facsimile No.		Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Номер международной заявки
PCT/RU 2011/000229

A. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ		<i>B64D 27/20 (2006.01)</i> <i>B64D 33/02 (2006.01)</i> <i>B64C 5/02 (2006.01)</i>
Согласно Международной патентной классификации МПК		
B. ОБЛАСТЬ ПОИСКА		
Проверенный минимум документации (система классификации с индексами классификации) B64D 27/16, 27/20, 33/00, 33/02, B64C 5/00, 5/02		
Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки		
Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, используемые поисковые термины) Esp@cenet, RUPTO		
C. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:		
Категория*	Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	RU 2140376 C1 (АООТ «ОКБ СУХОГО») 27.10.1999, с. 3, правый столбец, строки 1-15	1-10
A	GB 1029106 A (ROLLS-ROYCE LIMITED) 11.05.1966, с. 2, строки 18-22	1-10
A	US 5005782 A (OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES (ONERA)) 09.04.1991, реферат	1-10
A	US 5586735 A (OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES) 24.12.1996, реферат	1-10
<input type="checkbox"/> последующие документы указаны в продолжении графы C. <input type="checkbox"/> данные о патентах-аналогах указаны в приложении		
* "A" "E" "L" "O" "P"	<p>Особые категории ссылочных документов:</p> <p>документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным</p> <p>более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или после нее</p> <p>документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано)</p> <p>документ, относящийся к устному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.</p> <p>документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета</p>	<p>"T" более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или приоритета, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение</p> <p>"X" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной или изобретательским уровнем, в сравнении с документом, взятым в отдельности</p> <p>"Y" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает изобретательским уровнем, когда документ взят в сочетании с одним или несколькими документами той же категории, такая комбинация документов очевидна для специалиста</p> <p>"&" документ, являющийся патентом-аналогом</p>
Дата действительного завершения международного поиска 06 августа 2011 (06.08.2011)		Дата отправки настоящего отчета о международном поиске 08 сентября 2011 (08.09.2011)
Наименование и адрес ISA/RU: ФИПС, РФ, 123995, Москва, Г-59, ГСП-5, Бережковская наб., 30-1 Факс: (499) 243-33-37		Уполномоченное лицо: Е. Паршин Телефон № (499) 240-25-91