



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2010131640/11, 28.07.2010

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
28.07.2010

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 28.07.2010

(45) Опубликовано: 27.01.2012 Бюл. № 3

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2140376 C1, 27.10.1999. US 5586735 A,
24.12.1996. US 5005782 A, 09.04.1991.

Адрес для переписки:

125284, Москва, ул. Поликарпова, 23а, ОАО
"ОКБ Сухого", начальнику Юридического
Управления Т.В. Можаровой

(72) Автор(ы):

Погосян Михаил Асланович (RU),
Давиденко Александр Николаевич (RU),
Стрелец Михаил Юрьевич (RU),
Рунишев Владимир Александрович (RU),
Тарасов Алексей Захарович (RU),
Шокуров Алексей Кириллович (RU),
Бибииков Сергей Юрьевич (RU),
Крылов Леонид Евгеньевич (RU),
Москалев Павел Борисович (RU)

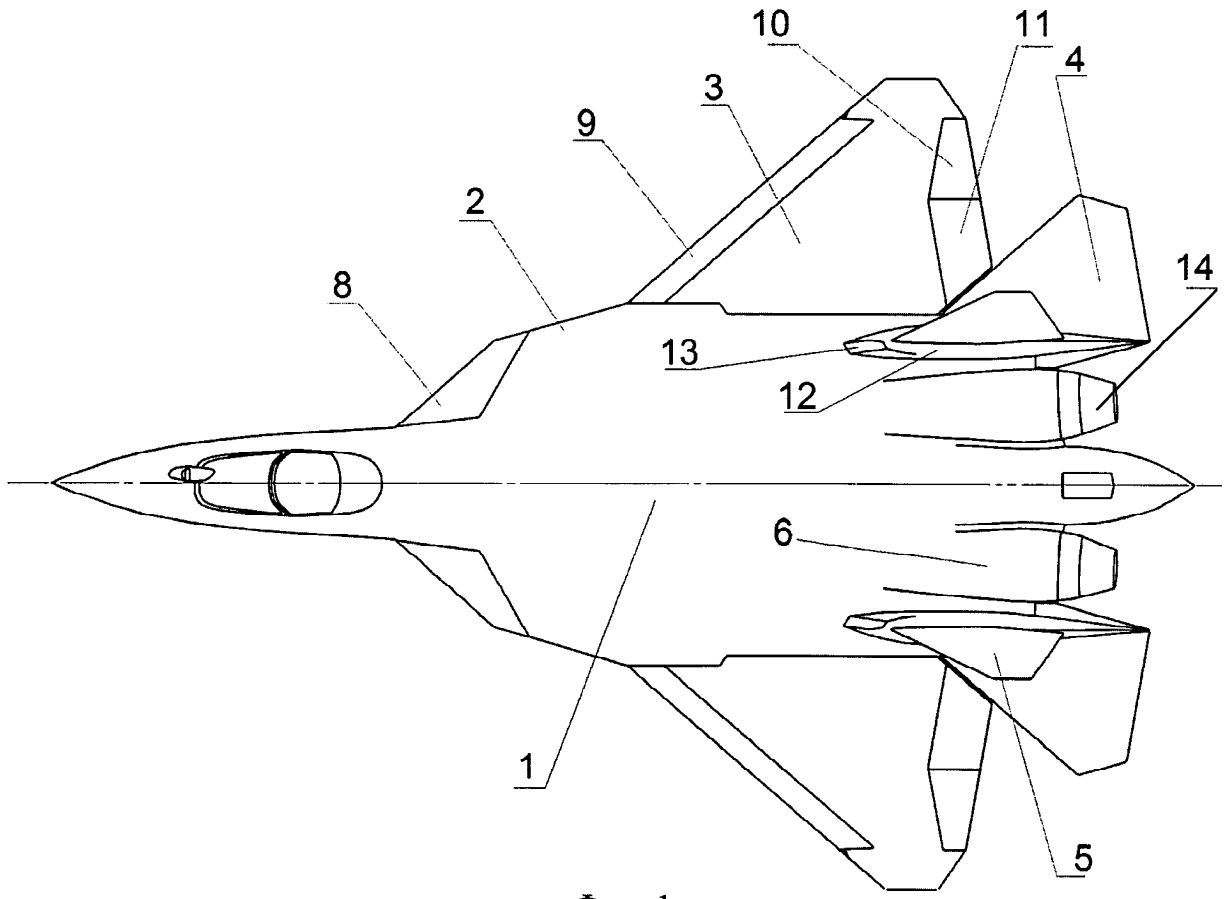
(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество "ОКБ
СУХОГО" (RU),
Открытое акционерное общество
"АВИАЦИОННАЯ ХОЛДИНГОВАЯ
КОМПАНИЯ "СУХОЙ" (RU)**(54) САМОЛЕТ ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к многорежимным самолетам. Самолет интегральной аэродинамической компоновки содержит фюзеляж (1) с наплывом (2), крыло, консоли (3) которого плавно сопряжены с фюзеляжем (1), цельноповоротное горизонтальное оперение (4), цельноповоротное вертикальное оперение (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). Изобретение направлено на уменьшение радиолокационной заметности, увеличение маневренности на больших углах атаки и аэродинамического качества на сверхзвуковых. 9 з.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64D 27/20 (2006.01)
B64D 33/02 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2010131640/11, 28.07.2010**
(24) Effective date for property rights:
28.07.2010
Priority:
(22) Date of filing: **28.07.2010**
(45) Date of publication: **27.01.2012 Bull. 3**
Mail address:
**125284, Moskva, ul. Polikarpova, 23a, OAO "OKB
Sukhogo", nachal'niku Juridicheskogo Upravlenija
T.V. Mozharovoj**

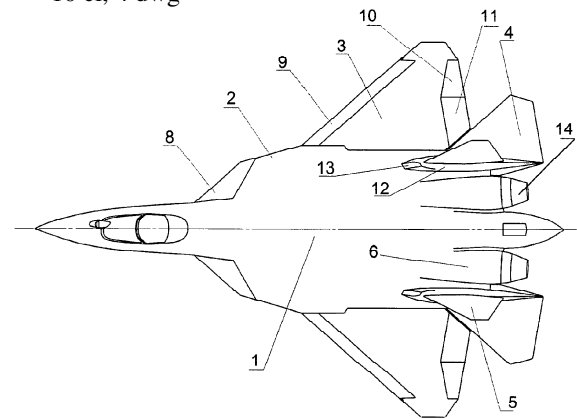
(72) Inventor(s):
**Pogosjan Mikhail Aslanovich (RU),
Davidenko Aleksandr Nikolaevich (RU),
Strelets Mikhail Jur'evich (RU),
Runishev Vladimir Aleksandrovich (RU),
Tarasov Aleksej Zakharovich (RU),
Shokurov Aleksej Kirillovich (RU),
Bibikov Sergej Jur'evich (RU),
Krylov Leonid Evgen'evich (RU),
Moskalev Pavel Borisovich (RU)**
(73) Proprietor(s):
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "OKB
SUKhOGO" (RU),
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo
"AVIATsIONNAJa KhOLDINGOVAJa
KOMPANIJa "SUKhOJ" (RU)**

(54) **AIRCRAFT IN INTEGRAL AERODYNAMIC CONFIGURATION**

(57) Abstract:
FIELD: transport.
SUBSTANCE: invention relates to multimode aircraft. Proposed aircraft comprises fuselage 1 with dogtooth extension, wing with outer wings 3 smoothly jointed with fuselage 1, all-moving horizontal tailplane 5, and all-moving vertical tailplane 5. Fuselage middle section is flattened and made up of a set of aerodynamic sections. Engines are mounted in engine nacelles 6 spaced apart along horizontal line while engine axes are directed at acute angle to the plane of aircraft axis of symmetry along flight direction. Said dogtooth extension 2 comprises rotary parts 8.
EFFECT: increased radar deception, better

maneuverability at larger angles of attack and aerodynamic quality at supersonic speeds.

10 cl, 4 dwg



Фиг. 1

RU 2 4 4 0 9 1 6 C 1

RU 2 4 4 0 9 1 6 C 1

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.

Создание самолета, способного выполнять задачи в широком диапазоне высот и скоростей полета, обладающего возможностями 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 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 противоречивыми, а создание самолета, отвечающего подобным требованиям, представляет собой определенный компромисс.

Известен самолет, принятый в качестве ближайшего аналога, который сочетает признаки многорежимного сверхзвукового самолета, 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.

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.

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 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 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 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;
- 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;
- 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.

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.

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

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 фюзеляжа, при этом на фронтальной части пилонов расположены воздухозаборники продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования.

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

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

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

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

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

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

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

25 Изобретение поясняется чертежами, где на фиг.1 изображен самолет интегральной аэродинамической компоновки - вид сверху; на 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,
- 30 2 - наплыв фюзеляжа,
- 3 - консоли крыла,
- 4 - консоли цельноповоротного вертикального оперения (ЦПГО),
- 5 - консоли цельноповоротного горизонтального оперения (ЦПВО),
- 6 - мотогондолы двигателей,
- 35 7 - воздухозаборники двигателей,
- 8 - управляемые поворотные части наплыва фюзеляжа,
- 9 - поворотные носки крыла,
- 10 - элероны,
- 40 11 - флаппероны,
- 12-пилон ЦПВО,
- 13 - воздухозаборники продува мотоотсеков и теплообменников системы кондиционирования,
- 14 - поворотные реактивные сопла двигателей,
- 45 15 - срезы реактивных поворотных сопел двигателей,
- 16 - оси вращения поворотных сопел двигателей,
- 17 - плоскости вращения поворотных сопел двигателей.

50 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 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.

5 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.

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

25 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 двигателей расположена ниже обводов фюзеляжа 1.

30 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 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 двигателей и плоскости 17 вращения поворотных реактивных сопел 14 двигателей.

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

45 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.

50 Высокий уровень аэродинамического качества на дозвуковых скоростях полета достигается за счет применения крыла с консолями 3 трапецевидной 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 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 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 недостаточной потребной статической площади обеспечивается благодаря отклонению консолей ЦПВО 5 целиком. При возникновении возмущения атмосферы или порыва ветра в путевом канале осуществляются синфазное отклонение консолей ЦПВО 5 в сторону парирования возмущения. Такое решение позволяет уменьшить 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 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 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 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 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 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 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 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 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 осуществляется при дифференциальном отклонении поворотных реактивных сопел 14, создающих момент крена относительно центра масс самолета.

Снижение радиолокационной заметности самолета достигается за 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 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 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 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.

Формула изобретения

1. Самолет интегральной аэродинамической компоновки, содержащий фюзеляж, крыло, консоли которого плавно сопряжены с 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 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 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.

5 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.

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

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

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

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

25

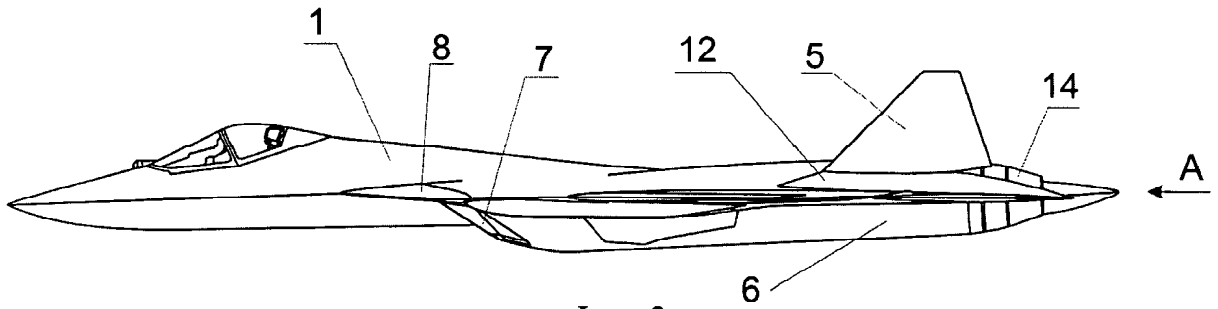
30

35

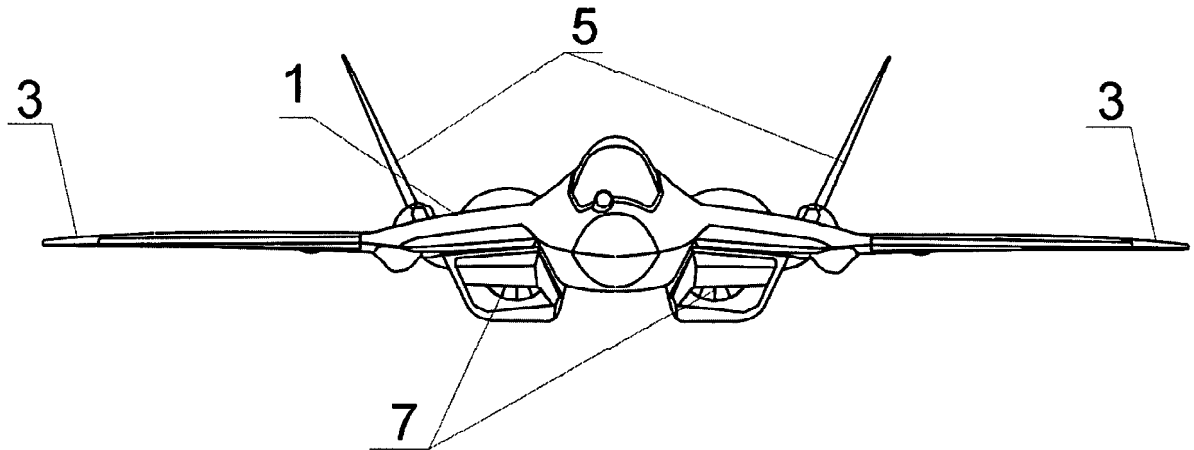
40

45

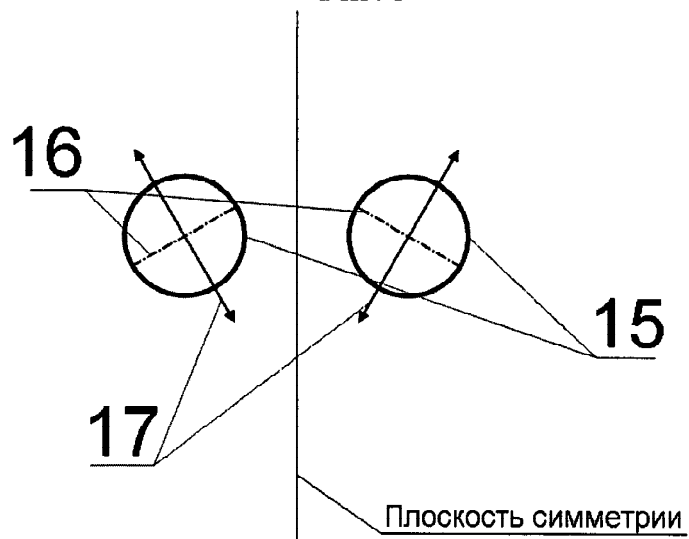
50



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4