

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 807 624** (13) **C1**

(51) МПК
B64C 30/00 (2006.01)
 (52) СПК
B64C 30/00 (2023.08)

**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

Статус: действует (последнее изменение статуса: 20.11.2023)
 Пошлина: Установленный срок для уплаты пошлины за 3 год: с 24.05.2024 по 23.05.2025. При уплате
 пошлины за 3 год в дополнительный 6-месячный срок с 24.05.2025 по 23.11.2025 размер
 пошлины увеличивается на 50%.

(21)(22) Заявка: **2023113345**, **23.05.2023**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
23.05.2023Дата регистрации:
17.11.2023Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **23.05.2023**(45) Опубликовано: **17.11.2023** Бюл. № **32**(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **RU 4109 U1, 16.05.1997. CN**
215475744 U, 11.01.2022. RU 2207968 C2,
11.08.2020. US 2020031452 A1, 30.01.2020.Адрес для переписки:
125284, Москва, ул. Поликарпова, 23А,
ОКБ Сухого, директору ОКБ Сухого М.Ю.
Стрельцу

(72) Автор(ы):

Стрелец Михаил Юрьевич (RU),
Рунишев Владимир Александрович (RU),
Иванов Алексей Ильич (RU),
Ерофеев Василий Сергеевич (RU),
Булатов Алексей Сергеевич (RU),
Полякова Наталья Борисовна (RU),
Рой Роман Игоревич (RU),
Минков Михаил Сергеевич (RU),
Лучинкина Лейла Валерьевна (RU),
Ниженко Артем Алексеевич (RU),
Кононов Дмитрий Германович (RU),
Ардеев Денис Юрьевич (RU),
Аленин Андрей Борисович (RU),
Корпусов Кирилл Александрович (RU),
Джобернадзе Ираклий Семенович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Публичное акционерное общество
"Объединенная авиастроительная
корпорация" (ПАО "ОАК") (RU)

(54) МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ДВУХМЕСТНЫЙ МАЛОЗАМЕТНЫЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации. Многофункциональный двухместный малоаметный самолет интегральной аэродинамической компоновки содержит комплекс бортового оборудования, фюзеляж с наплывом, консоли крыла с механизацией передней и задней кромок, включающие флапероны, элероны и поворотные носки крыла, консоли цельноповоротного горизонтального и двухкилевого вертикального оперения, установленные на боковых хвостовых балках фюзеляжа, двухместную кабину экипажа с фонарем, гаргрот и обтекатель антенны локатора, расположенные в носовой части фюзеляжа, силовую установку с двумя разнесенными по горизонтали и снабженными воздухозаборниками двигателями, расположенными в мотогондолах, оси которых ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета в направлении полета. Самолет характеризуется тем, что консоли крыла плавно сопряжены с фюзеляжем, наплыв фюзеляжа расположен над воздухозаборниками двигателей и включает управляемые поворотные части, двигатели самолета содержат реактивное сопло с отклоняемым вектором тяги и реверсом тяги, цельноповоротное вертикальное оперение установлено под острым углом к вертикальной плоскости самолета, консоли крыла выполнены трапецевидной формы в плане с большой стреловидностью по передней кромке с углом стреловидности 49° по передней кромке и с малыми значениями относительных толщин крыла, составляющими величину от 3% до 5%, при этом зона

размещения кабины экипажа, гаргрота и обтекателя антенны локатора образована путем ориентации касательных к контуру поперечных сечений фюзеляжа под углом к плоскости симметрии самолета, а форма поверхности фонаря кабины образована с углами наклона борта касательных к вертикальной плоскости самолета в диапазоне 20°-30°, в средней части фюзеляжа между мотогондолами расположены полезные грузы, а также дополнительные топливные баки. На верхней поверхности грузовых отсеков расположены узлы крепления катапультных устройств для авиационных средств поражения, при этом комплекс бортового оборудования выполнен с возможностью информационного взаимодействия между разнотипными летательными аппаратами группы, в том числе в части приема и передачи данных по высокоскоростным каналам связи и групповой коммуникации, в том числе по спутниковым каналам связи, а также проведения анализа информации, поступающей от собственных систем и внешних источников с последующей выдачей рекомендаций экипажу и/или команд группе летательных аппаратов, а кабина экипажа снабжена органами управления для передачи приоритета управления от одного пилота к другому и, по меньшей мере, двумя многофункциональными панорамными индикаторами для управления самолетом и вооружением. Изобретение позволяет снизить уровень заметности самолета в радиолокационном диапазоне, повысить маневренность самолета, повысить уровень аэродинамических характеристик самолета, расширить функциональность самолета в части инфокоммуникационного взаимодействия, в том числе в условиях отсутствия спутниковой и дальней коротковолновой связи, расширить ассортимент применяемого вооружения, увеличить дальность полета самолета, а также расширить диапазон высот и скоростей полета. 3 з.п. ф-лы, 6 ил.

Изобретение относится к области авиации, а именно к многофункциональным двухместным малозаметным самолетам тактической авиации и предназначено для обнаружения и поражения воздушных, надводных и наземных целей, на сверх- и дозвуковых скоростях полета в широком диапазоне высот, а также выступающее воздушным командным пунктом управления при сетевых действиях смешанных групп самолетов.

В настоящее время известны следующие многофункциональные двухместные самолеты тактической авиации: Dassault Rafale, Eurofighter Typhoon EF-2000, Saab JAS-39NG Gripen, Boeing F/A-18F Super Hornet, McDonnell-Douglas F-15D, семейство самолетов Су-30МК, МиГ-35.

Из уровня техники широко известны одноместные самолеты интегральной аэродинамической компоновки (патент RU 2400402, МПК В64С 30/00, опубл. 27.09.2010, патент RU 2502643, МПК В64D 7/00, опубл. 27.12.2011, патент RU 2440916, МПК В64D 27/20, опубл. 27.01.2012).

Из представленных выше аналогов наиболее близкими являются самолеты семейства Су-30МК («Многоцелевой высокоманевренный сверхзвуковой самолет, его агрегаты планера, оборудование и системы» по патентам RU 4109U1, МПК В64С 30/00, опубл. 16.05.1997; RU 2207968, МПК В64С 30/00, опубл. 10.07.2003).

К совместным признакам заявленного двухместного самолета и двухместного самолета Су-30МК можно отнести следующие:

- аэродинамическая компоновка выполнена по интегральному принципу с плавным сопряжением крыла и фюзеляжа;
- наличие двух консолей цельноповоротного горизонтального оперения;
- наличие двух консолей вертикального оперения;
- силовая установка представлена двумя разнесенными двигателями с изолированными входными устройствами (воздухозаборниками);
- двухместная кабина экипажа типа «тандем» с откидной частью фонаря.

К недостаткам известного многофункционального двухместного самолета можно отнести следующие:

- формообразование поверхности планера не позволяет достичь низкого уровня заметности в радиолокационном диапазоне, что в современных условиях значительно снижает эффективность боевого применения самолета;
- расположение грузов на внешней подвеске также не позволяет достичь низкого уровня заметности в радиолокационном диапазоне и формирует повышенный уровень аэродинамического сопротивления на всех режимах полета самолета;
- ограниченные возможности комплекса бортового оборудования в части

комплексной обработки данных и работы в сетеориентированных действиях в смешанных строях самолетов тактической авиации и при взаимодействии с другими родами войск.

Задача, на решение которой направлено изобретение, заключается в создании двухместного многофункционального самолета интегральной аэродинамической компоновки с низким уровнем радиолокационной заметности, предназначенного для уничтожения воздушных, наземных и надводных целей управляемым и неуправляемым вооружением, способного выступать воздушным командным пунктом управления при сетеориентированных действиях смешанных групп самолетов и, как следствие этого, обладающего значительно более высоким уровнем эффективности боевого применения.

Технический результат заявленного изобретения заключается в снижении уровня заметности самолета в радиолокационном диапазоне, повышении маневренности самолета вплоть до сверхманевренности, повышении уровня аэродинамических характеристик самолета на сверх- и дозвуковых скоростях полета, расширении функциональности самолета в части инфокоммуникационного взаимодействия, в том числе в условиях отсутствия спутниковой и дальней коротковолновой связи и расширении ассортимента применяемого вооружения, в увеличении перегоночной дальности полета самолета, в повышении эксплуатационной технологичности самолета, а также в расширении диапазона высот и скоростей полета.

Приведенный технический результат достигается настоящим изобретением. Многофункциональный двухместный малозаметный самолет интегральной аэродинамической компоновки содержит комплекс бортового оборудования, фюзеляж с наплывом, консоли крыла с механизацией передней и задней кромок, включающие флапероны, элероны и поворотные носки крыла, консоли цельноповоротного горизонтального и двухкилевого вертикального оперения, установленные на боковых хвостовых балках фюзеляжа, двухместную кабину экипажа с фонарем, гаргрот и обтекатель антенны локатора, расположенные в носовой части фюзеляжа, силовую установку с двумя разнесенными по горизонтали и снабженными воздухозаборниками двигателями, расположенными в мотогондолах, оси которых ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета в направлении полета. Самолет характеризуется тем, что консоли крыла плавно сопряжены с фюзеляжем, наплыв фюзеляжа расположен над воздухозаборниками двигателей и включает управляемые поворотные части, представляющие собой передние кромки средней уплощенной части фюзеляжа, двигатели самолета содержат реактивное сопло с отклоняемым вектором тяги и реверсом тяги, цельноповоротное вертикальное оперение установлено под острым углом к вертикальной плоскости самолета, консоли крыла выполнены трапециевидной формы в плане с большой стреловидностью по передней кромке с углом стреловидности 49° по передней кромке и с малыми значениями относительных толщин крыла, составляющими величину от 3% до 5%, при этом зона размещения кабины экипажа, гаргрота и обтекателя антенны локатора образована путем ориентации касательных к контуру поперечных сечений фюзеляжа под углом к плоскости симметрии самолета, а форма поверхности фонаря кабины образована с углами наклона борта касательных к вертикальной плоскости самолета в диапазоне $20^\circ - 30^\circ$, в средней части фюзеляжа между мотогондолами расположены выполненные с возможностью размещения и применения в полете полезных грузов, а также подключения к топливной системе самолета дополнительных топливных баков, грузовые отсеки, на верхней поверхности которых расположены узлы крепления катапультных устройств для авиационных средств поражения, при этом комплекс бортового оборудования выполнен с возможностью обеспечения посредством информационно-управляющей системы самолета информационного взаимодействия между разнотипными летательными аппаратами группы, в том числе в части приема и передачи данных по высокоскоростным каналам связи и групповой коммуникации, в том числе по спутниковым каналам связи, а также проведения анализа информации, поступающей от собственных систем и внешних источников с последующей выдачей рекомендаций экипажу и/или команд группе летательных аппаратов, а кабина экипажа снабжена органами управления для передачи приоритета управления от одного пилота к другому и, по меньшей мере, двумя многофункциональными панорамными индикаторами для управления самолетом и вооружением.

Самолет также характеризуется тем, что нижняя хвостовая часть фюзеляжа

снабжена подфюзеляжными гребнями, плоскость хорд которых формирует угол с вертикальной плоскостью самолета, при этом цельноповоротное вертикальное оперение установлено на пилонах, закрепленных на боковых хвостовых балках фюзеляжа, а цельноповоротное вертикальное оперение выполнено с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.

Предлагаемая конструкция самолета обладает следующими преимуществами.

За счет интегральной аэродинамической компоновки самолета, обладающей большей подъемной силой по сравнению с самолетами, с обособленными составными частями планера, применения современного комплекса бортового оборудования, в том числе информационно-управляющего поля кабины экипажа и комплекса средств связи (в полтора раза большая площадь отображения на многофункциональных индикаторах и количество кнопок обрамления для управления ими, увеличенная дальность связи и скорость передачи данных по каналам связи), а также применения универсальных грузовых отсеков, обеспечивающих возможность размещения и применения из них широкой номенклатуры сменных модулей целевой нагрузки.

Малый уровень радиолокационной заметности двухместного многофункционального самолета достигается за счет следующих технических решений:

- формообразования поверхности фюзеляжа, в частности в зоне размещения двухместной кабины экипажа, гаргрота и обтекателя антенны локатора путем ориентации касательных к контуру поперечных сечений фюзеляжа под углом к плоскости симметрии самолета. Это способствует отражению электромагнитных волн в верхнюю и нижнюю полусферы, попадающих на элементы планера с боковых ракурсов, тем самым, уменьшая общий уровень радиолокационной заметности самолета в боковой полусфере;

- формообразования поверхности фонаря двухместной кабины с оптимальными значениями углов наклона борта (диапазон углов наклона борта к вертикали составляет 20...30°) касательных к вертикальной плоскости самолета. Данный закон задания поперечных сечений фонаря кабины позволяет достичь минимального уровня радиолокационной заметности при обеспечении потребной массы отъемной части фонаря (ОЧФ) с целью реализации характеристик аварийного отделения ОЧФ. Данные характеристики достигаются за счет обеспечения отражения в верхнюю полусферу электромагнитных волн, попадающих на элементы планера с боковых ракурсов, тем самым, уменьшая общий уровень радиолокационной заметности самолета в боковой полусфере. При этом обеспечивается конструкция фонаря, позволяющая минимизировать его массу и габариты;

- размещения в средней части фюзеляжа универсальных грузовых отсеков;

- установки цельноповоротного вертикального оперения под острым углом к вертикальной плоскости;

- хвостовые балки фюзеляжа самолета выполнены с возможностью установки на них подфюзеляжных гребней;

- минимизацией количества люков на внешней поверхности фюзеляжа за счет реализации конструктивно-компоновочных решений (доступ к блокам бортового оборудования и агрегатам организуется через минимальное количество люков с увеличением плотности компоновки обслуживаемых агрегатов) и организации отсека приборного оборудования с повышенными условиями качественного обслуживания через нишу передней опоры шасси;

- выполнению бортов фюзеляжа и вертикальных аэродинамических поверхностей с наклонами в одном направлении от вертикальной оси самолета.

Возможность использования двухместного многофункционального самолета в качестве воздушного пункта управления, с возможностью обеспечения взаимодействия между авиационными и войсковыми формированиями при решении боевых задач, проведения анализа информации, поступающей от собственных систем и внешних источников информации с последующей выдачей рекомендаций экипажу и команд самолетам группы, а также в качестве пункта управления беспилотными летательными аппаратами, достигается за счет широкой номенклатуры средств связи, включающей в себя спутниковую связь, оборудование для групповой передачи информации, оборудование для передачи информации на большие удаления и высокоскоростного канала связи для получения и передачи аудио, фото, видео, текстовой, голосовой и телекодированной информации и специализированного командно-

информационного поля задней кабины экипажа, (который, по сравнению с передней кабиной имеет следующие отличия: расширенный панорамный авиационный индикатор и дополнительный индикатор для увеличения рабочего поля оператора, устанавливаются органы управления для передачи приоритета управления из одной кабины в другую, а также исключаются органы правления, не требующие управления вторым членом экипажа), что позволяет в оперативном режиме получать информацию из различных внешних источников (как авиационных, так и сухопутных и морских), проводить ее анализ на борту самолета и выдавать рекомендации или команду на выполнение боевой задачи самолетам группы с учетом их запаса топлива и боевого оснащения.

Увеличение дальности и продолжительности полета достигается за счет увеличения топливных баков на 10% по сравнению с прототипом при изменении геометрических обводов планера, обуславливаемом размещением второго члена экипажа, а также при размещении вкладных топливных баков в грузовых отсеках самолета.

Применение различных авиационных средств поражения в малозаметной конфигурации, а также беспилотных летательных аппаратов, вкладных топливных баков и других сменных целевых модулей из грузового отсека двухместного многофункционального самолета достигается за счет конструктивного исполнения грузового отсека (два грузовых отсека расположены один за другим по плоскости симметрии самолета между мотогондолами планера. Отсек состоит из конструктивных элементов (стенки, створки люков и т.д.), диффлектора, приводов створок, и конструктивных элементов, обеспечивающих открытие и закрытие отсека. На верхней поверхности отсека находятся узлы крепления универсальных катапультирующих устройств, на которых размещаются авиационные средства поражения), выполненного универсальным, комплекса бортового оборудования самолета, способного обеспечить функционирование сменных целевых модулей (под сменными целевыми модулями (полезный груз) понимаются следующие элементы, которые могут быть размещены в грузовом отсеке: авиационные средства поражения, вкладные топливные баки, беспилотные летательные аппараты воздушного старта, контейнеры с разведывательным оборудованием, контейнеры для личных вещей экипажа и контейнеры для средств наземного обслуживания при перебазировании), а также общесамолетных систем, обеспечивающих необходимые условия для функционирования полезной нагрузки.

На фигурах чертежей представлено следующее:

на Фиг. 1 показан двухместный многофункциональный сверхманевренный самолет (вид сверху);

на Фиг. 2 - двухместный многофункциональный сверхманевренный самолет с подфюзеляжными гребнями - вид сбоку;

на Фиг. 3 - двухместный многофункциональный самолет с подфюзеляжными гребнями (вид спереди);

на Фиг. 4 - двухместный многофункциональный сверхманевренный самолет без подфюзеляжных гребней (вид сбоку);

на Фиг. 5 - двухместный многофункциональный самолет без подфюзеляжных гребней (вид спереди);

на Фиг. 6 - типовой обвод фонаря кабины экипажа;

На представленных фигурах позициями обозначены следующие элементы:

1 - фюзеляж;

2 - наплыв фюзеляжа;

3 - консоли крыла;

4 - консоли цельноповоротного горизонтального оперения (ЦПГО);

5 - консоли цельноповоротного вертикального оперения (ЦПВО);

6 - флапероны;

7 - элероны;

8 - поворотные носки крыла;

9 - поворотные части наплыва фюзеляжа;

10 - фонарь кабины;

11 - подфюзеляжные гребни.

Двухместный многофункциональный самолет интегральной аэродинамической компоновки представляет собой моноплан, выполненный по нормальной балансировочной схеме, и содержащий фюзеляж 1 с наплывом 2, крыло, консоли 3

которого плавно сопряжены с фюзеляжем 1, цельноповоротное вертикальное оперение (далее - ЦПВО) 4, цельноповоротное горизонтальное оперение (далее - ЦПГО) 5, двухдвигательную силовую установку, двигатели которой расположены в мотогондолах. В головной части фюзеляжа размещена двухместная кабина экипажа 10 типа «тандем» с откидной частью фонаря. Мотогондолы двигателей разнесены друг от друга по горизонтали, а оси двигателей ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета в направлении полета. Двигатели выполнены с всеракурсным дифференциальным управляемым вектором тяги. Выбранная компоновка является компромиссной, одновременно обеспечивающей реализацию высокого уровня аэродинамического и весового совершенства, а также соответствие современным требованиям по летно-техническим характеристикам и уровню радиолокационной заметности самолета.

Наплыв 2 фюзеляжа 1 расположен над воздухозаборниками двигателей и включает управляемые поворотные части 9. Поворотные части 9 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 8, элероны 7 и флапероны 6.

ЦПГО 5 установлено на боковых хвостовых балках фюзеляжа 1. ЦПВО 4 установлено на пилонах, закрепленных на боковых хвостовых балках фюзеляжа 1.

ЦПГО 5 обеспечивает возможность управления самолетом в продольном канале при синфазном отклонении и в поперечном канале при дифференциальном отклонении на транс- и сверхзвуковых скоростях полета.

На самолете установлено двухкилевое цельноповоротное вертикальное оперение малой площади, используемое для путевого управления и функции воздушного торможения во всем диапазоне скоростей полета.

Такая конструкция оперения двухместного многофункционального самолета, наряду с применением интегрального несущего фюзеляжа и двигателей с отклоняемым вектором тяги, способствует обеспечению сверхманевренности, расширению диапазона высот и скоростей полета.

В качестве дополнительного средства повышения устойчивости на хвостовых балках фюзеляжа могут быть установлены неподвижные под фюзеляжные гребни 11, плоскость хорд которых формирует угол с вертикальной плоскостью самолета.

Консоли крыла 3 выполнены трапециевидной формы в плане с углом стреловидности 49° по передней кромке, большого сужения, с малыми значениями относительных толщин крыла, составляющими величину от 3% до 5%, что обеспечивает высокий уровень аэродинамического качества на дозвуковых режимах, а также снижает значения прироста силы лобового сопротивления возникающего на транс- и сверхзвуковых скоростях полета.

В конструкции самолета широко применены композиционные материалы, что обеспечивает высокую весовую эффективность при заданных условиях эксплуатации и требований к ресурсу самолета.

Для повышения уровня малозаметности в самолете также широко применены радиопоглощающие материалы и покрытия.

На двухместном многофункциональном самолете интегральной аэродинамической компоновки применена архитектура уровней управления комплексом бортового оборудования (КБО), авиационными средствами поражения (АСП) и летательным аппаратом (ЛА) на основе информационно-управляющей системы (ИУС), реализованной для двух членов экипажа. КБО при этом строится вокруг единого «ядра» - информационно-управляющей системы с интегрированной вычислительной системой и информационно-исполнительными датчиками с многократным резервированием бортовых вычислителей и шин передачи данных, выполняющих функции контроля и управления всеми системами и вооружением самолета.

За счет большей площади сечений кабины экипажа в зоне приборной доски двухместного многофункционального самолета организовано информационно-управляющее поле с многофункциональными индикаторами увеличенной площади. Для реализации полного комплекса задач информационно-управляющее поле кабины многофункционального двухместного самолета обеспечивает вывод различной тактической и пилотажной информации по всем типам кадров на индикаторы в переднюю и заднюю кабины, а также отдельное управление комплексом бортового оборудования самолета между кабинами экипажа.

Информационно-управляющее поле задней кабины оптимизировано для функций оператора вооружения и воздушно-командного пункта при выполнении боевых задач путем вывода требуемой экипажу информации. Для выполнения данной функции в заднюю кабину устанавливаются следующие элементы:

- многофункциональный панорамный индикатор, выполняющий следующий функционал: индикация пилотажного кадра, индикация видеоизображения с камер, использование индикатора в качестве пульта имитации отказов;

- панорамный авиационный индикатор с большим рабочим полем для удобства работы оператора. Большое рабочее поле также позволяет более гибко управлять размерами выводимых кадров в зависимости от задачи, вплоть до вывода на экран единственного кадра. С данного индикатора осуществляется основное управление комплексом бортового оборудования самолета;

- кнопки-лампы передачи приоритета управления из одной кабины в другую.

Применение на самолете информационно-управляющей системы с принципами функциональной и аппаратурной интеграции для двух членов экипажа позволяет получить следующие преимущества:

- обеспечить многофункциональность самолета в части координированного одновременного выполнения двумя членами экипажа различных боевых задач;

- минимизировать массу и габариты элементов КБО;

- минимизировать энергопотребление КБО;

- повысить надежность КБО;

- минимизировать вклад массы на организацию информационно-управляющего поля второго члена экипажа.

Комплекс средств связи самолета обеспечивает возможность коммуникации между абонентами с применением широкой номенклатуры видов связи, работающих как в открытом, так и в кодированном режимах. Комплекс средств связи многофункционального двухместного самолета работает в следующих диапазонах и режимах:

- сантиметровом длин волн - для передачи фото и видео изображений;

- коротковолновом диапазоне длин волн - для передачи речевой (голосовой) информации на большие расстояния;

- ультракоротковолновом диапазоне длин волн - для передачи речевой (голосовой) и телекодированной информации в режиме «борт-борт»;

- с использованием терминала групповых действий - для групповой передачи речевой и телекодированной информации между абонентами группы самолетов;

- с использованием спутниковой космической связи - для передачи через спутники речевой и телекодированной информации.

Наличие данных режимов работы комплекса средств связи позволяет многофункциональному двухместному самолету осуществлять командование группой разнотипных летательных аппаратов (как пилотируемых, так и беспилотных) для обеспечения гибкости боевого применения при решении задач воздушно-командного пункта в любых метеоусловиях и при постановке помех противником.

Формула изобретения

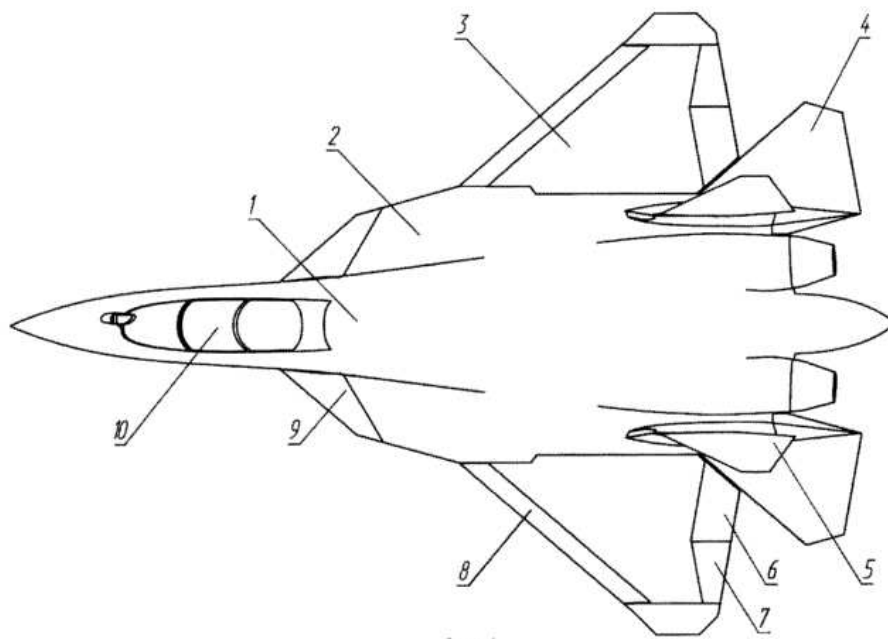
1. Многофункциональный двухместный малозаметный самолет интегральной аэродинамической компоновки, содержащий комплекс бортового оборудования, фюзеляж с наплывом, консоли крыла с механизацией передней и задней кромок, включающие флапероны, элероны и поворотные носки крыла, консоли цельноповоротного горизонтального и двухкилевого вертикального оперения, установленные на боковых хвостовых балках фюзеляжа, двухместную кабину экипажа с фонарем, гаргрот и обтекатель антенны локатора, расположенные в носовой части фюзеляжа, силовую установку с двумя разнесенными по горизонтали и снабженными воздухозаборниками двигателями, расположенными в мотогондолах, оси которых ориентированы под острым углом к плоскости симметрии самолета в направлении полета, отличающийся тем, что консоли крыла плавно сопряжены с фюзеляжем, наплыв фюзеляжа расположен над воздухозаборниками двигателей и включает управляемые поворотные части, представляющие собой передние кромки средней уплощенной части фюзеляжа, двигатели самолета содержат реактивное сопло с отклоняемым вектором тяги и реверсом тяги, цельноповоротное вертикальное оперение установлено под острым углом к вертикальной плоскости

самолета, консоли крыла выполнены трапециевидной формы в плане с большой стреловидностью по передней кромке с углом стреловидности 49° по передней кромке и с малыми значениями относительных толщин крыла, составляющими величину от 3% до 5%, при этом зона размещения кабины экипажа, гаргрота и обтекателя антенны локатора образована путем ориентации касательных к контуру поперечных сечений фюзеляжа под углом к плоскости симметрии самолета, а форма поверхности фонаря кабины образована прямыми с углами наклона борта касательных к вертикальной плоскости самолета в диапазоне $20^\circ - 30^\circ$, в средней части фюзеляжа между мотогондолами расположены выполненные с возможностью размещения и применения в полете полезные грузы, а также подключенные к топливной системе самолета дополнительные топливные баки, грузовые отсеки, на верхней поверхности которых расположены узлы крепления катапультирующих устройств для авиационных средств поражения, при этом комплекс бортового оборудования выполнен с возможностью обеспечения посредством информационно-управляющей системы самолета информационного взаимодействия между разнотипными летательными аппаратами группы, в том числе в части приема и передачи данных по высокоскоростным каналам связи и групповой коммуникации, в том числе по спутниковым каналам связи, а также проведения анализа информации, поступающей от собственных систем и внешних источников с последующей выдачей рекомендаций экипажу и/или команд группе летательных аппаратов, а кабина экипажа снабжена органами управления для передачи приоритета управления от одного пилота к другому и, по меньшей мере, двумя многофункциональными панорамными индикаторами для управления самолетом и вооружением.

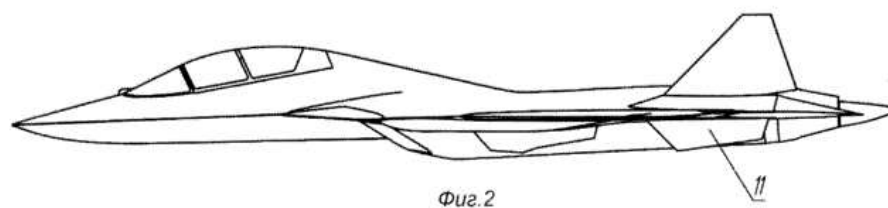
2. Многофункциональный самолет по п. 1, отличающийся тем, что нижняя хвостовая часть фюзеляжа снабжена подфюзеляжными гребнями, плоскость хорд которых формирует угол с вертикальной плоскостью самолета.

3. Многофункциональный самолет по п. 1, отличающийся тем, что цельноповоротное вертикальное оперение установлено на пилонах, закрепленных на боковых хвостовых балках фюзеляжа.

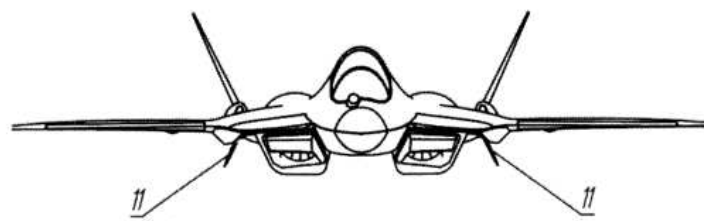
4. Многофункциональный самолет по п. 1, отличающийся тем, что цельноповоротное вертикальное оперение выполнено с возможностью синфазного и дифференциального отклонения.



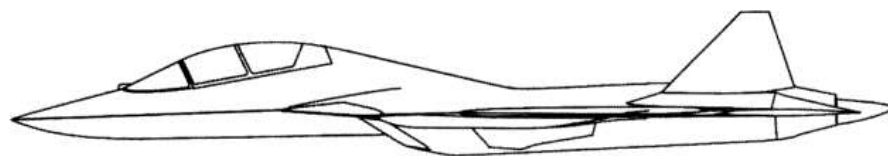
Фиг.1



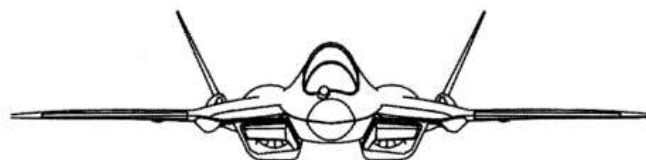
Фиг.2



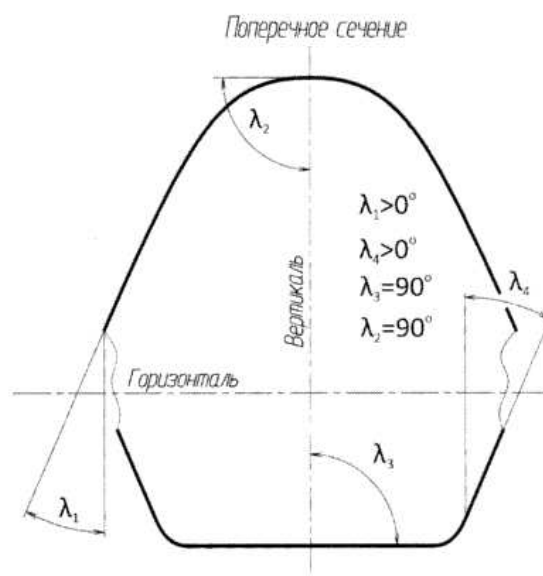
Фиг.3



Фиг.4



Фиг.5



Фиг.6