



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2011154439/11, 30.12.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
30.12.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 30.12.2011

(43) Дата публикации заявки: 10.07.2013 Бюл. № 19

(45) Опубликовано: 10.01.2014 Бюл. № 1

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: JP 7291192 A, 07.11.1995. RU 2223891 C1,
20.02.2004. US 4739957 A, 26.04.1988. RU
2412861 C1, 27.02.2011.

Адрес для переписки:

125284, Москва, ул. Поликарпова, 23 А,
Филиал ОАО "Компания "Сухой" "ОКБ
Сухого", зам. начальника юридического
управления Д.С. Сафонкину

(72) Автор(ы):

**Бибиков Сергей Юрьевич (RU),
Гутник Вячеслав Борисович (RU),
Крылов Леонид Евгеньевич (RU),
Москалев Павел Борисович (RU),
Огородникова Валентина Алексеевна (RU),
Соколова Алла Николаевна (RU),
Хайров Ирек Насыихович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

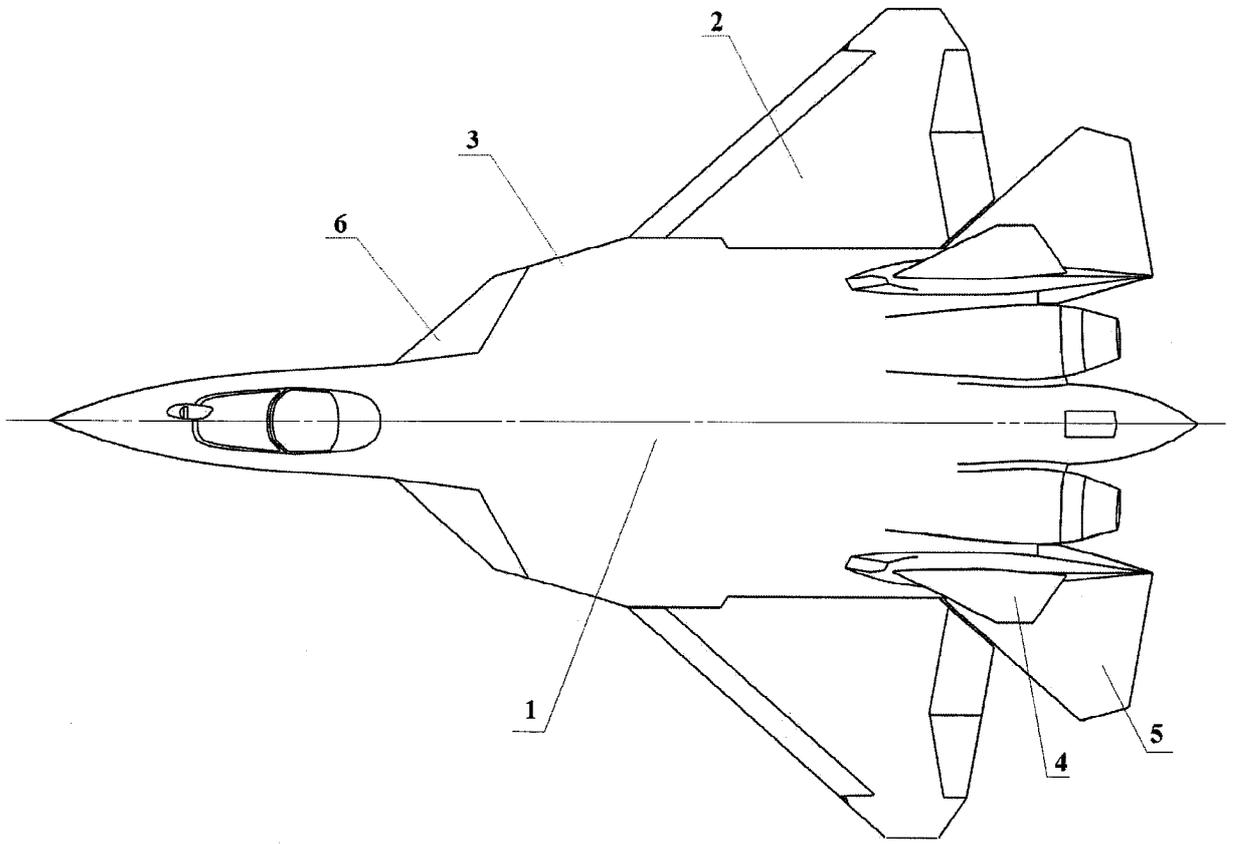
**Открытое акционерное общество
"Авиационная холдинговая компания
"Сухой" (RU)**

(54) МАНЕВРЕННЫЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиации и касается маневренных самолетов и систем их управления. Маневренный самолет содержит фюзеляж, стреловидное крыло, передние стреловидные наплывы, органы управления, шасси. Передние наплывы расположены в зоне сочленения головной и средней частей фюзеляжа и снабжены управляемыми поворотными поверхностями. Оси поворота управляемых поверхностей наплывов

расположены перпендикулярно или под углом к продольной плоскости самолета. Достигается повышение безопасности полетов и боевой эффективности самолета путем увеличения запасов пикирующего момента и соответственно расширения диапазона допустимых центровок и увеличения средств боевого оснащения самолета, реализация наилучшего соотношения подъемной силы и сопротивления. 3 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64C 9/34 (2006.01)
B64C 3/48 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2011154439/11, 30.12.2011**

(24) Effective date for property rights:
30.12.2011

Priority:

(22) Date of filing: **30.12.2011**

(43) Application published: **10.07.2013 Bull. 19**

(45) Date of publication: **10.01.2014 Bull. 1**

Mail address:

**125284, Moskva, ul. Polikarpova, 23 A, Filial
OAO "Kompanija "Sukhoj" "OKB Sukhogo", zam.
nachal'nika juridicheskogo upravlenija D.S.
Safonkinu**

(72) Inventor(s):

**Bibikov Sergej Jur'evich (RU),
Gutnik Vjacheslav Borisovich (RU),
Krylov Leonid Evgen'evich (RU),
Moskalev Pavel Borisovich (RU),
Ogorodnikova Valentina Alekseevna (RU),
Sokolova Alla Nikolaevna (RU),
Khajrov Irek Nasyjkovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe aktsionernoje obshchestvo "Aviatsionnaja
kholdingovaja kompanija "Sukhoj" (RU)**

(54) MANEUVERING AIRCRAFT

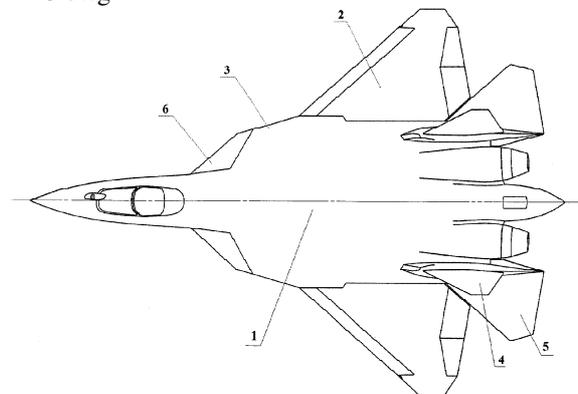
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, particularly, to maneuvering aircraft and their control systems. Maneuvering aircraft comprises fuselage, swept wing, front wing-root extensions, control components and undercarriage. Said front wing-root extensions are arranged in fuselage head-to-tail joint and equipped with controlled rotary airfoils. Wing-root extension controlled surface turn axes are perpendicular or angularly to aircraft wing surface.

EFFECT: higher safety and combat efficiency, better relationship between lift and drag.

3 dwg



Фиг. 1

RU 2 503 584 C2

RU 2 503 584 C2

Изобретение относится к авиации, а именно к маневренным самолетам и системам их управления самолета.

Известен маневренный самолет, содержащий фюзеляж, стреловидное крыло умеренной стреловидности, передние наплывы большой стреловидности, органы управления, шасси (RU, 2302975 C2).

Известный самолет обладает высокими несущими свойствами на дозвуковых и сверхзвуковых режимах. На сверхзвуковых скоростях передние наплывы существенно сдвигают фокус самолета вперед, тем самым обеспечивая уменьшение запаса статической устойчивости самолета, что, в свою очередь, уменьшает потери аэродинамического качества на балансировку, увеличивает маневренные возможности самолета.

В качестве недостатков известного самолета следует указать следующее. На закритических углах атаки, когда на концевых частях крыла происходит срыв потока, передние наплывы продолжают создавать подъемную силу, создавая момент на кабрирование, что в результате приводит к уменьшению располагаемого момента на пикирование, а для самолета с полным комплектом грузов на внешних подвесках даже к его отсутствию (на предельно-задних центровках).

Технический результат, на достижение которого направлено изобретение, заключается в повышении безопасности полетов и боевой эффективности самолета путем увеличения запасов пикирующего момента и соответственно расширения диапазона допустимых центровок и увеличения средств боевого оснащения самолета, а также реализации наилучшего соотношения подъемной силы и сопротивления.

Указанный технический результат достигается тем, что в маневренном самолете, содержащем фюзеляж, стреловидное крыло, передние стреловидные наплывы, органы управления, шасси, передние наплывы расположены в зоне сочленения головной и средней частей фюзеляжа и снабжены управляемыми поворотными поверхностями, при этом оси поворота управляемых поверхностей наплывов расположены перпендикулярно или под углом к продольной плоскости самолета.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг. 1 изображен маневренный самолет при виде сверху; на фиг. 2 - маневренный самолет при виде сбоку; на фиг. 3 - маневренный самолет при виде спереди.

Маневренный самолет содержит фюзеляж 1, стреловидное крыло 2, передние стреловидные наплывы 3, органы управления, включающие вертикальное 4 и горизонтальное 5 оперение, шасси.

Передние стреловидные наплывы 3 расположены в зоне сочленения головной и средней частей фюзеляжа 1 и снабжены управляемыми поворотными поверхностями 6, при этом оси поворота передних управляемых поверхностей 6 наплывов 3 расположены перпендикулярно или под углом к продольной плоскости самолета.

Маневренный самолет, включающий сочлененные фюзеляж, крыло и передние стреловидные наплывы большой стреловидности, обладает высокими несущими свойствами на углах атаки больше критических (порядка 26°), срыв потока с крыла у такого самолета существенно отодвигается до больших углов атаки (до $\alpha=35^\circ$).

Сочетание продольной статической неустойчивости на дозвуковых режимах и уменьшенной статической устойчивости на сверхзвуковых скоростях полета существенно расширяет его маневренные возможности.

Однако у статически неустойчивого в продольном канале самолета с наплывами перед крылом существует проблема обеспечения запаса пикирующего момента на углах атаки больше критических. На углах атаки - α , близких к критическим ($\alpha=26^\circ$),

происходят срывы потока на концевых частях крыла, срыв же потока на наплывной части происходит при существенно больших углах атаки. Что приводит к увеличению кабрирующего момента, что в сочетании с резким падением эффективности продольного управления приводит к уменьшению (или даже недостаточности) 5 располагаемого момента на пикирование. В случае непреднамеренного попадания самолета на большие закритические углы атаки (например, на режимах штопора или зависания на больших углах атаки) пикирующего момента тангажа после постановки органов продольного управления для схода с больших углов атаки оказывается 10 недостаточно для перевода самолета на малые углы атаки. Поэтому для обеспечения потребного располагаемого момента ограничивают допустимую предельно-заднюю центровку самолета. Поскольку у современных боевых самолетов подвешиваемые грузы на фюзеляже и крыле в основном сдвигают центр масс самолета назад, 15 приходится уменьшать количество подвешиваемых грузов, а следовательно, ухудшать боевой потенциал самолета.

Кроме того, фиксированный наплыв, повышая подъемную силу крыла, не обеспечивает на малых и средних углах атаки реализацию наилучшего соотношения подъемной силы и сопротивления (поляры) самолета.

Для повышения безопасности полетов и его боевой эффективности путем 20 увеличения запасов пикирующего момента и соответственного расширения диапазона допустимых центровок и увеличения средств боевого оснащения самолета, а также реализации наилучшего соотношения подъемной силы и сопротивления передние наплывы 3 снабжены управляемыми поворотными поверхностями 6, а задняя кромка 25 в не отклоненном положении плотно прилегает к передней неподвижной части наплыва 3, расположенной в следе (по потоку).

При отклонении управляемых поворотных поверхностей 6 на закритических углах атаки уменьшаются несущие свойства и увеличивается располагаемый пикирующий 30 момент самолета. При отклонении управляемых поворотных поверхностей 6 на малых и средних углах атаки обеспечивается наилучшее соотношение подъемной силы и сопротивления самолета.

Отклонение управляемых поворотных поверхностей 6 происходит автоматически. Алгоритм отклонения формируется в зависимости от текущего угла атаки (по 35 определенному закону) и положения органа продольного управления - горизонтального оперения 5 и одновременно оптимальным образом сохраняет высокие несущие свойства крыла 2, обеспечивает необходимый запас пикирующего момента на закритических углах атаки и позволяет реализовывать более задние 40 центровки.

Максимальный угол отклонения управляемых поворотных поверхностей 6 на пикирование составляет порядка 60° .

Использование управляемых поворотных поверхностей 6 существенно улучшает маневренные характеристики самолета, улучшает его боевые возможности и 45 повышает безопасность его эксплуатации.

Дополнительно управляемые поворотные поверхности 6 используются для торможения самолета после посадки на пробеге после касания ВПП передней стойкой путем их отклонения полностью на пикирование. Управляемые поворотные 50 поверхности 6 могут быть выполнены в следующих вариантах:

- с осью поворота, расположенной под углом к продольной плоскости самолета;
- с осью поворота, перпендикулярной плоскости симметрии самолета. На сверхзвуковых режимах управляемые поворотные поверхности 6 находятся в

зафиксированном положении, т.е. не отклоняются.

Формула изобретения

5 Маневренный самолет, содержащий фюзеляж, стреловидное крыло, передние
стреловидные наплывы, органы управления, шасси, отличающийся тем, что передние
наплывы расположены в зоне сочленения головной и средней частей фюзеляжа и
снабжены управляемыми поворотными поверхностями, при этом оси поворота
управляемых поверхностей наплывов расположены перпендикулярно или под углом к
10 продольной плоскости самолета.

15

20

25

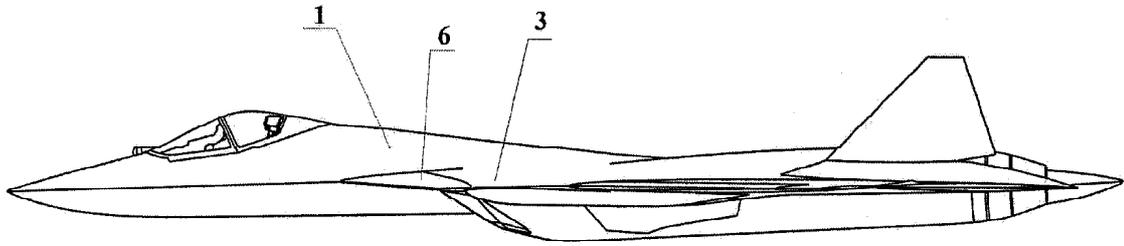
30

35

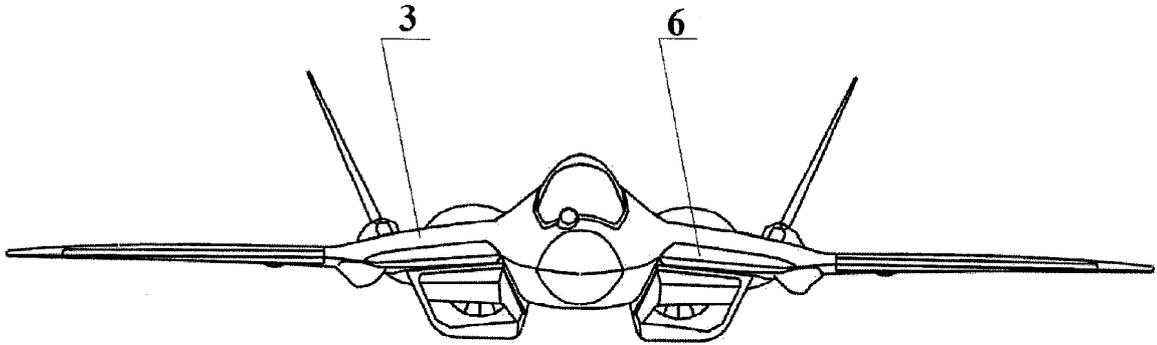
40

45

50



Фиг. 2



Фиг. 3