



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2010142153/11, 15.10.2010

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
15.10.2010

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 15.10.2010

(43) Дата публикации заявки: 20.04.2012 Бюл. № 11

(45) Опубликовано: 20.09.2012 Бюл. № 26

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 3684217 A1, 15.08.1972. US 5979824 A,
09.11.1999. RU 2353547 C2, 27.04.2009.

Адрес для переписки:

140180, Московская обл., г. Жуковский, ул.
Жуковского, 1, ФГУП "ЦАГИ", отд.80

(72) Автор(ы):

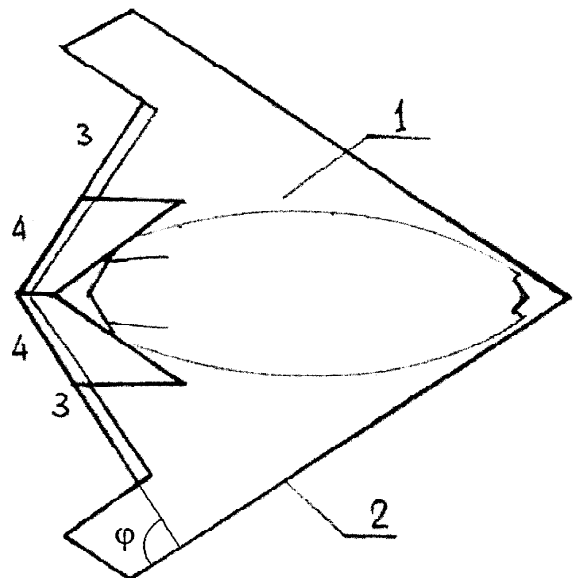
Барковский Владимир Иванович (RU),
Федоренко Геннадий Андреевич (RU),
Павленко Александр Алексеевич (RU),
Павловец Геннадий Андреевич (RU),
Культин Виктор Георгиевич (RU),
Нилов Виктор Александрович (RU),
Сидоров Владимир Алексеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Центральный
аэрогидродинамический институт имени
профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП
"ЦАГИ") (RU),
Открытое акционерное общество
"Российская самолетостроительная
корпорация "МИГ" (ОАО "РСК "МИГ")
(RU)**(54) БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации. Беспилотный летательный аппарат содержит крыло, выполненное с единой передней кромкой большой стреловидности и задней кромкой меньшей обратной стреловидности, двухкилевое хвостовое оперение, рули на киях хвостового оперения и элевоны в хвостовой части. Кили завалены к плоскости симметрии аппарата под углом ψ к вертикали больше 45° и соединены в концевом сечении. Задняя кромка хвостовой части составляет с передней кромкой крыла угол $\varphi \approx 92-95^\circ$. Рули и элевоны использованы в качестве органов продольного, поперечного и путевого управления. Изобретение направлено на повышение эффективности органов управления. 8 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2010142153/11, 15.10.2010**

(24) Effective date for property rights:
15.10.2010

Priority:

(22) Date of filing: **15.10.2010**

(43) Application published: **20.04.2012 Bull. 11**

(45) Date of publication: **20.09.2012 Bull. 26**

Mail address:

140180, Moskovskaja obl., g. Zhukovskij, ul. Zhukovskogo, 1, FGUP "TsAGI", otd.80

(72) Inventor(s):

Barkovskij Vladimir Ivanovich (RU), Fedorenko Gennadij Andreevich (RU), Pavlenko Aleksandr Alekseevich (RU), Pavlovets Gennadij Andreevich (RU), Kul'tin Viktor Georgievich (RU), Nilov Viktor Aleksandrovich (RU), Sidorov Vladimir Alekseevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predpriyatie "Tsentral'nyj aehrogidrodinamicheskij institut imeni professora N.E. Zhukovskogo" (FGUP "TsAGI") (RU), Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Rossijskaja samoletostroitel'naja korporatsija "MIG" (OAO "RSK "MIG") (RU)

(54) **DRONE AIRCRAFT**

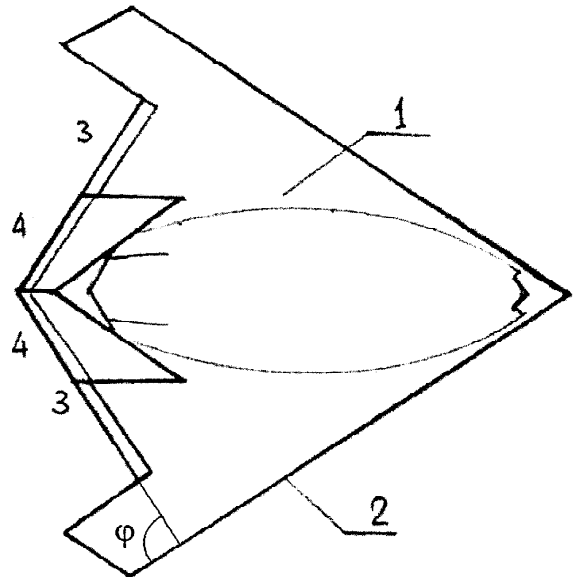
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering. Proposed drone comprises wing with integral high-sweep leading edge and low-sweep trailing edge, twin-finned tail, rudders on the latter and tail elevens. Fins are dropped to drone mirror plane at angle Ψ to vertical exceeding 45° are jointed at tail cross-section. Tail trailing edge makes with wing leading edge the angle $\varphi \approx 92-95^\circ$. Rudders and elevens are used as controls.

EFFECT: higher efficiency of controls.

8 dwg



Фиг. 1

RU 2 4 6 1 4 9 4 C 2

RU 2 4 6 1 4 9 4 C 2

Предлагаемое изобретение относится к авиации, в частности к беспилотным летательным аппаратам.

Известны проекты беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с низким уровнем радиолокационной заметности, выполненных по схеме «летающее крыло» X-45, X-47, nEUROn (Aviation Week&Space Technology, August, 6, 2001, p.41; Aviation Week&Space Technology, July, 29, 2002, p.46; FlightInternational, 15-21 April, 2003, p.20; FlightInternational, 6-12 May, 2003, p.21). С целью снижения эффективной площади рассеяния (ЭПР) в аэродинамических компоновках этих БЛА не используются горизонтальное и вертикальное оперения.

Известен БЛА, выполненный по схеме «летающее крыло» (Aviation Week&Space Technology, January, 7, 2007) с единой передней кромкой большой стреловидности и задней кромкой меньшей стреловидности. На крыле выполнены элевоны и интерцепторы. Управление по тангажу и крену осуществляется элевонами, по рысканью - расщепляющимися концевыми элевонами или интерцепторами.

К недостаткам такого БЛА относится малая эффективность органов продольного управления из-за небольшого продольного расстояния между аэродинамическими фокусами по углу атаки и углу отклонения элевона. Эффективность расщепляющегося элевона на задней кромке стреловидного крыла малого удлинения мала вследствие небольшого плеча и существенно уменьшается с ростом угла атаки из-за отклонения потока от плоскости симметрии модели, а создание управляющих моментов рысканья сопровождается существенными приращениями сопротивления.

За прототип принят летательный аппарат, который может быть использован как беспилотный летательный аппарат, выполненный по схеме «летающее крыло», с единой передней кромкой большой стреловидности и задней кромкой меньшей обратной стреловидности, содержащий двухкилевое хвостовое оперение, рули на киях хвостового оперения и элевоны в хвостовой части. Кили вертикального оперения расположены на концах крыла так, что передние кромки крыла и кия пересекаются (Патент США 3684217, 15.08.1972 г., реф. на 1 стр.).

Недостатком такого летательного аппарата является то, что при больших углах атаки кили окажутся в области вихревого течения над крылом. Кили станут неэффективными, уменьшится подъемная сила.

Задача данного изобретения - создание аэродинамической компоновки малозаметного БЛА.

Технический результат состоит в достижении требуемого уровня статической устойчивости в путевом и продольном каналах управления, высокой эффективности органов управления по тангажу, крену и рысканью в широком диапазоне углов атаки и скольжения при уровне эффективной площади рассеяния, характерном для бескилевой компоновки.

Решение задачи и технический результат достигаются тем, что в беспилотном летательном аппарате, содержащем крыло, выполненное с единой передней кромкой большой стреловидности и задней кромкой меньшей обратной стреловидности, двухкилевое хвостовое оперение, рули на киях хвостового оперения и элевоны в хвостовой части, кили завалены к плоскости симметрии аппарата под углом ψ к вертикали больше 45° и соединены в концевом сечении, задняя кромка хвостовой части (заднего корневого наплыва) составляет с передней кромкой крыла угол φ $92-95^\circ$, а упомянутые рули и элевоны использованы в качестве органов продольного, поперечного и путевого управления.

Фиг.1 - Вид беспилотного летательного аппарата в плане.

Фиг.2 - Вид беспилотного летательного аппарата спереди.

Фиг.3 - Общий вид беспилотного летательного аппарата.

Фиг.4 - Влияние хвостового оперения на путевую статическую устойчивость модели беспилотного летательного аппарата.

Фиг.5 - Приращения коэффициента момента тангажа модели беспилотного летательного аппарата от отклонения руля на левом киле хвостового оперения.

Фиг.6 - Приращения коэффициента момента рысканья модели беспилотного летательного аппарата от отклонения руля на левом киле хвостового оперения.

Фиг.7 - Приращения коэффициента момента тангажа модели беспилотного летательного аппарата от отклонения элевона на левой консоли крыла.

Фиг.8 - Приращения коэффициента момента крена модели беспилотного летательного аппарата от отклонения элевона на левой консоли крыла.

Как видно из фиг.1, беспилотный летательный аппарат содержит центроплан 1, единую переднюю кромку 2 большой стреловидности, заднюю кромку 3 меньшей обратной стреловидности, двухкилевое хвостовое оперение, рули 4 на киях хвостового оперения и элевоны в хвостовой части. Угол φ между передней кромкой крыла и задней кромкой хвостовой части составляет $92-95^\circ$. Данный выбор угла φ обусловлен тем, что именно в указанном диапазоне обеспечивается перпендикулярность вектора скорости потока на верхней поверхности крыла к оси вращения элевона и его наибольшая эффективность. При угле φ менее 92° и более 95° происходит увеличение сопротивления и потери аэродинамических качеств летательного аппарата на балансировку.

В качестве органа путевой и продольной стабилизации используется двухкилевое хвостовое оперение с рулями 4. Кили хвостового оперения завалены к плоскости симметрии аппарата под углом ψ к вертикали больше 45° и соединяются в концевом сечении, что повышает жесткость конструкции.

Объединение в беспилотном летательном аппарате крыла с большой стреловидностью передней кромки, двухкилевого хвостового оперения с заваленными с углом ψ более 45° к плоскости симметрии аппарата киями и заднего корневого наплыва крыла, задняя кромка которого составляет с передней кромкой крыла угол $\varphi \approx 92-95^\circ$, дает новое качество: эффективность рулей на киях и корневых элевонов практически не уменьшаются с ростом угла атаки α в широком диапазоне углов атаки.

Достигнутый положительный эффект подтвержден экспериментальными исследованиями, проведенными в аэродинамической трубе на модели БЛА. На фиг.4-8 приведены результаты этих исследований.

На фиг.4 показано влияние хвостового оперения на путевую статическую устойчивость модели m_y^β . Из графика видно, что установка хвостового оперения обеспечивает путевую статическую устойчивость модели в исследованном диапазоне углов атаки.

На фиг.5 и 6 - приращения коэффициентов моментов тангажа Δm_{z_a} и рысканья Δm_y модели от отклонения руля на левом киле хвостового оперения на угол $\delta_{р\text{лев}}^\circ$. Из графика видно, что приращения коэффициентов моментов тангажа и рысканья модели от отклонения руля на хвостовом оперении сохраняются в исследованном диапазоне углов атаки практически неизменными.

На фиг.7 и 8 - приращения коэффициентов моментов тангажа Δm_{z_a} и крена Δm_x модели от отклонения левого элевона на угол $\delta_{э\text{лев}}^\circ$. Из графика видно, что приращения коэффициентов моментов тангажа от отклонения элевона незначительно

уменьшаются с ростом угла атаки, начиная с $\alpha \approx 15^\circ$, а приращения коэффициента момента крена остаются неизменными до $\alpha \approx 12^\circ$, и при дальнейшем увеличении угла атаки несколько увеличиваются.

5 Стреловидность передней кромки киля оперения согласована со стреловидностью передней кромки крыла, задних кромок консольной части крыла - с задней кромкой хвостового оперения и заднего наплыва. Это, а также значительный наклон киля к плоскости симметрии аппарата приводит к тому, что эффективная площадь рассеяния компоновки от установки оперения практически не увеличивается.

10

Формула изобретения

Беспилотный летательный аппарат, содержащий крыло, выполненное с единой передней кромкой большой стреловидности и задней кромкой меньшей обратной стреловидности, двухкилевое хвостовое оперение, рули на киях хвостового оперения
15 и элевоны в хвостовой части, отличающийся тем, что кили завалены к плоскости симметрии аппарата под углом ψ к вертикали больше 45° и соединены в концевом сечении, задняя кромка хвостовой части составляет с передней кромкой крыла угол $\varphi \approx 92-95^\circ$, а упомянутые рули и элевоны использованы в качестве органов
20 продольного, поперечного и путевого управления.

25

30

35

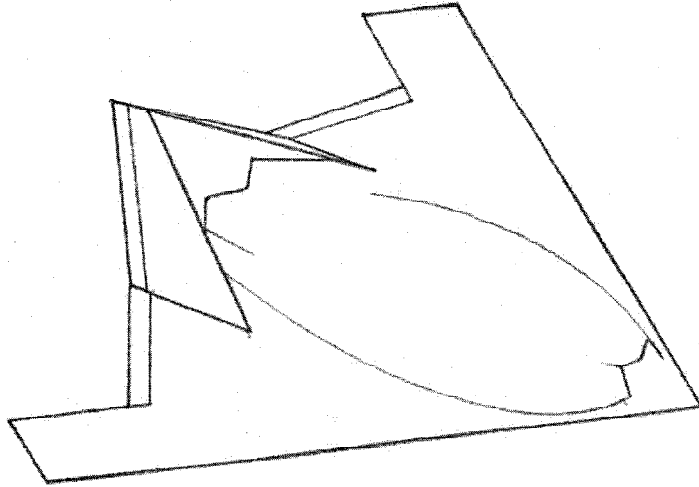
40

45

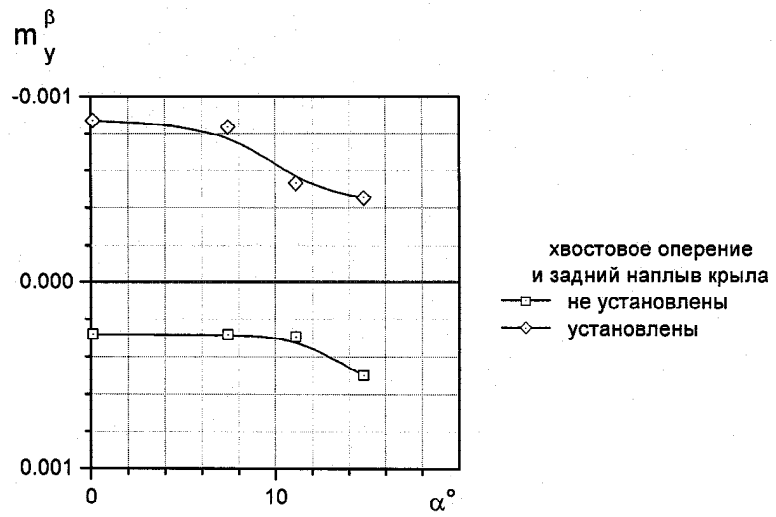
50



Фиг. 2

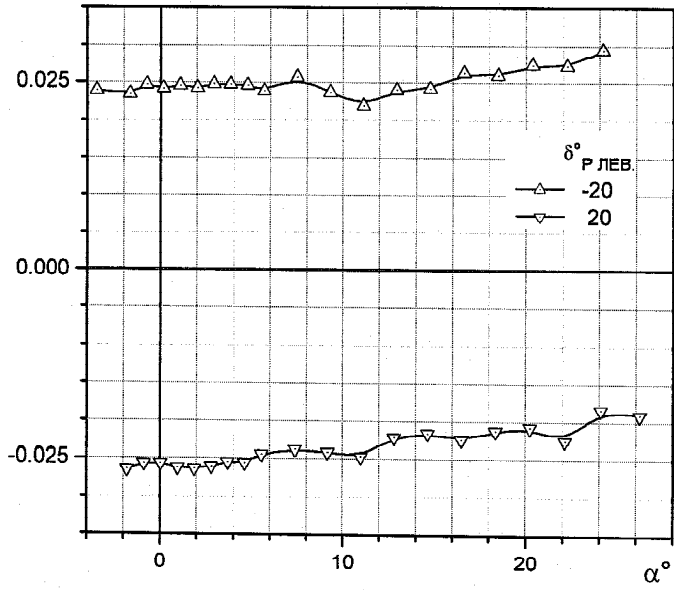


Фиг. 3



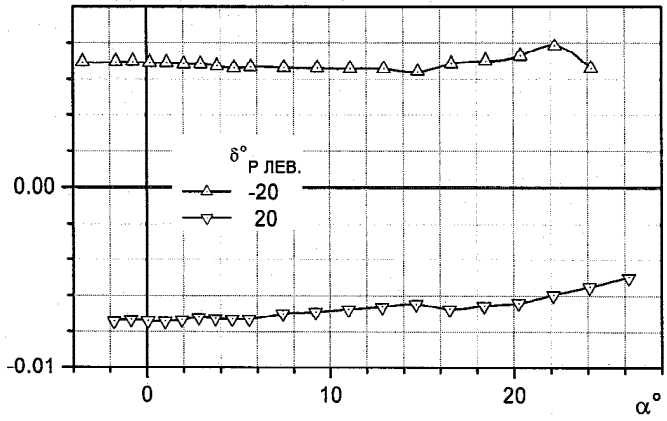
Фиг. 4

Δm_{za}



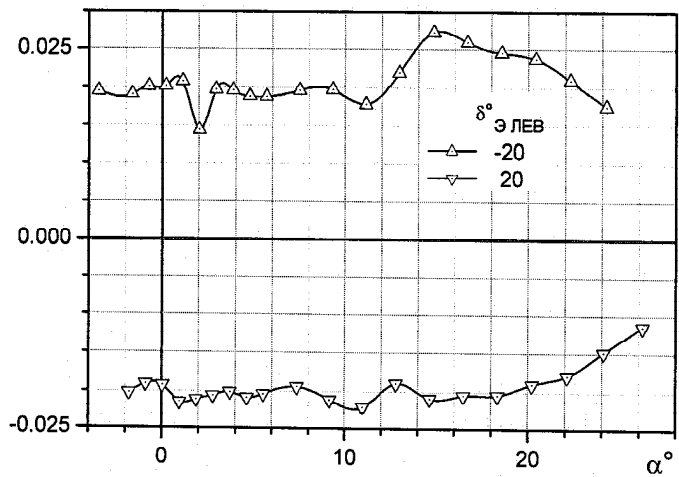
Фиг. 5

Δm_y

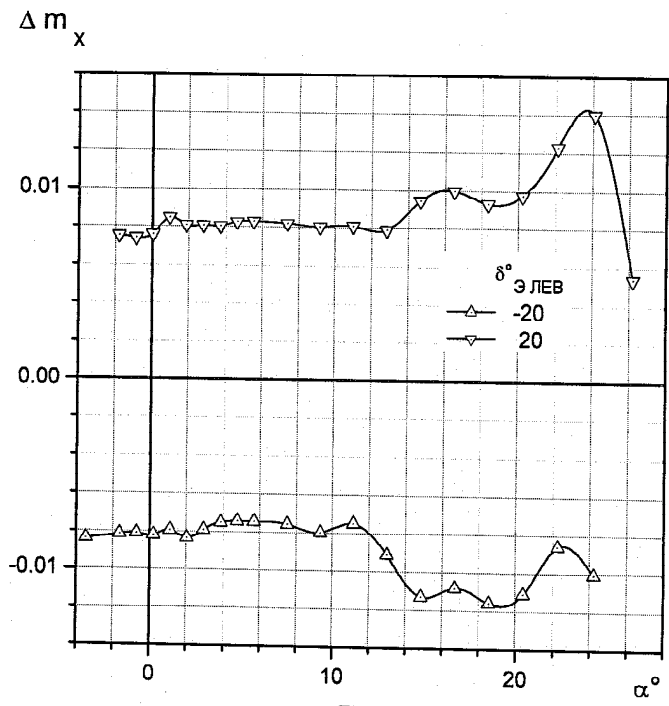


Фиг. 6

Δm_{za}



Фиг. 7



Фиг. 8