



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2007145311/22, 06.12.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
06.12.2007

(45) Опубликовано: 10.04.2008

Адрес для переписки:

344044, г.Ростов-на-Дону, ул. Портовая, 174,
кв.14, Л.М. Бабенко

(72) Автор(ы):

Бабенко Леонид Михайлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

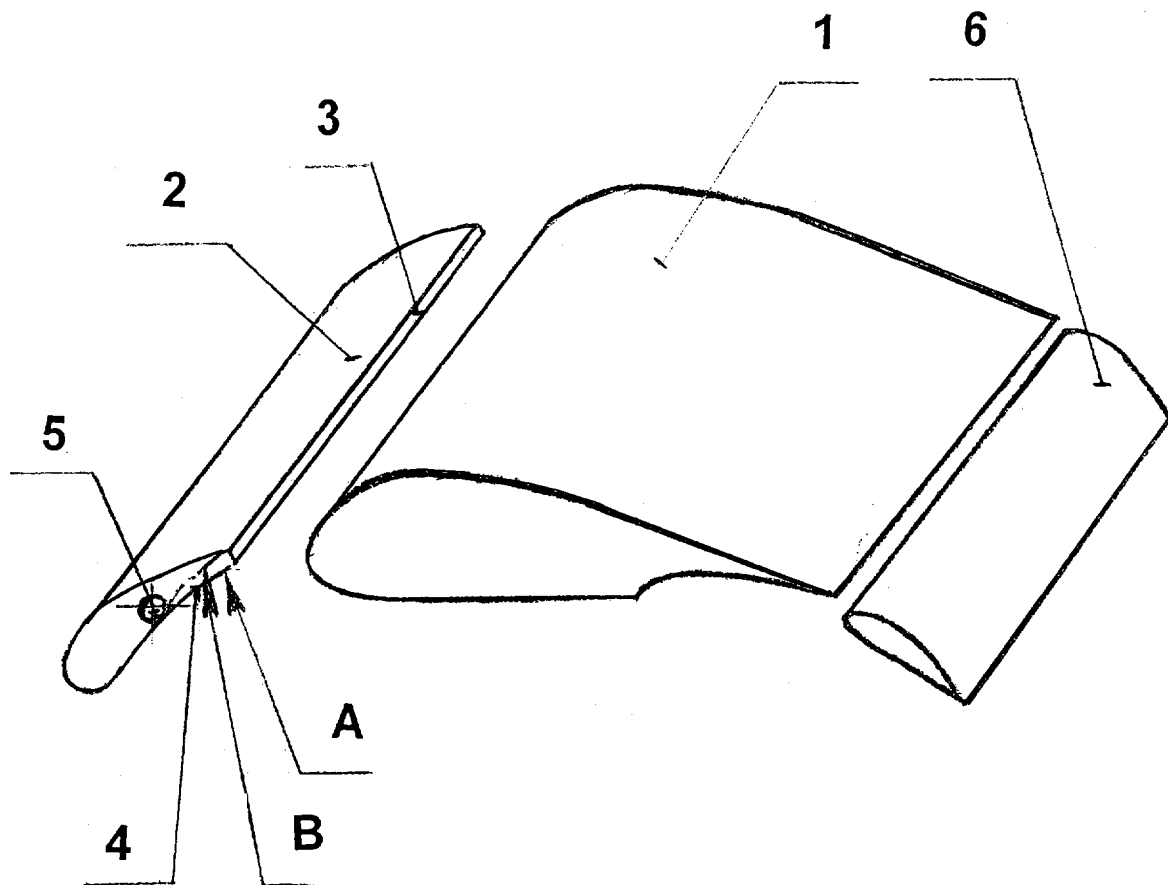
Бабенко Леонид Михайлович (RU)

(54) КРЫЛО

Формула полезной модели

1. Крыло, включающее собственно крыло, и закрылок или другое средство механизации задней кромки крыла, и предкрылок, отличающееся тем, что на задней кромке предкрылка выполнено щелевое сопло для истечения воздуха.

2. Крыло по п.1, отличающееся тем, что для закрывания в нерабочем состоянии щелевое сопло снабжено створкой, являющейся одной из поверхностей предкрылка, примыкающей к его задней кромке и установленной на нем с помощью осевого шарнира, с осью, направленной вдоль размаха предкрылка.



Полезная модель относится к авиационной технике, в частности к самолетам, и может быть использовано на самолетах укороченного взлета и посадки.

Известна конструкция крыла самолета, способствующая увеличению подъемной силы (далее "ПС") крыла, путем интенсификации обтекающего его потока (см. пат. 5 Англии №1435306, МПК В64С 21/04, (F2R), 1976 г. (3)).

Это крыло снабжено поворотными профилированными участками, закрепленными шарнирно вдоль размаха крыла и образующими при их отклонении сопла для выдува на поверхность крыла газа от двигателя.

10 Известно также крыло (см. пат. США №3840199, НКИ 244-40, 1974 г.), которое с целью обеспечения значительного прироста ПС на взлетно-посадочных режимах, вплоть до создания ПС близкой или равной весу самолета, при скорости полета равной нулю, снабжено на верхней поверхности профилированными участками, количество 15 которых больше одного, образующие с профилем щели (так же для выдува через них воздуха (прим. заявителя.)), причем проточная поверхность профиля на своем срезе, совпадает с верхней поверхностью крыла. Щели на крыле спроектированы в виде сопла с осью, параллельной к касательной к профилю крыла.

Наиболее близким техническим решением, является крыло, снабженное 20 предкрылком, который с помощью привода, приводился в колебательно - вращательное движение, (в плоскости симметрии самолета), благодаря которому, создавался поток, обдувающий крыло (см. книгу "Самолеты строим сами", Москва, изд. "Машиностроение" 1989 г., стр.30-31, самолет Болдырева, СКБ МАИ).

Недостатком данного решения явились весьма высокие знакопеременные нагрузки, 25 вызванные колебаниями предкрылка, провоцирующие его разрушение, что однозначно ведет к аварии (катастрофе) самолета. В результате, данное решение не было доведено до летного эксперимента.

Задачей предлагаемой полезной модели является создание подъемной силы (ПС), 30 близкой или даже равной весу самолета, на малых, вплоть до нуля, скоростях полета, при отсутствии подвижных и колеблющихся в процессе работы, элементов конструкции.

Сущность полезной модели заключается в том, что крыло, включающее собственно 35 крыло, закрылок или другое средство механизации задней кромки крыла и предкрылок, дополнительно, на задней кромке предкрылка, выполнено щелевое сопло для истечения воздуха, при этом для закрывания в нерабочем состоянии, щелевое сопло снабжено створкой, являющейся одной из поверхностей предкрылка, примыкающей к его задней кромке и установленной на нем с помощью осевого 40 шарнира, имеющего ось, направленную вдоль размаха предкрылка.

Такое конструктивное решение крыла обеспечивает обтекание его потоком воздуха по всей площади (по хорде), поскольку точка истечения воздуха (задняя кромка предкрылка) находится перед передней кромкой крыла, и этот поток аналогичен, 45 набегающему потоку в обычном полете. Поскольку конструктивный элемент, инициирующий воздушный поток - предкрылок, является неподвижным относительно крыла, то при работе не создается динамических нагрузок.

Сущность полезной модели, поясняется чертежом, где представлена конструкция крыла.

50 Крыло состоит из собственно крыла 1 и предкрылка 2, имеющего по своей задней кромке щелевое сопло 3 для истечения газа. Щелевое сопло 3, может закрываться створкой 4, примыкающей к задней кромке предкрылка 2, и являющейся частью его поверхности, например нижней, и установленной на нем с помощью осевого

шарнира 5 с осью, направленной вдоль размаха предкрылка 2. Створка 4 может занимать положение "А" - "открыто" или положение "В" - закрыто. Крыло может быть оборудовано любым известным видом механизации, например закрылком 6.

Крыло работает следующим образом:

На взлетно-посадочных режимах полета, из предкрылка, через щелевое сопло 3 (при этом створка 4 при ее наличии, находится в положении "А" - "открыто"), воздух, или иной газ, (к примеру, выхлопной, от двигателя, или иных источников), истекает в направлении крыла 1 таким образом, что вектор скорости направлен вдоль хорды крыла 1, или под некоторым углом атаки. При этом все крыло 1 обтекаются потоком воздуха, инициированным потоком, истекающим из щелевого сопла, и аналогичным потоку, обтекающему крыло 1 в полете, вследствие чего, создается подъемная сила (ПС).

Предложенное решение обеспечивает обтекание крыла 1 по всей площади (по хорде), поскольку точка истечения воздуха (задняя кромка предкрылка 2) находится впереди, относительно передней кромки крыла 1, причем потоком, аналогичным, набегающему потоку в обычном полете. Конструктивный элемент, инициирующий воздушный поток - предкрылок 2, является неподвижным относительно крыла 1, а значит, при работе, не создает динамических нагрузок. При этом не требуются дополнительных дефлекторных аэродинамических поверхностей и конструктивных элементов (вырезов под щели), ослабляющих верхнюю поверхность крыла.

Применение предложенной разработки приводит к снижению взлетно-посадочных скоростей и снижению длины разбега - пробега вплоть до нуля.

(57) Реферат

Полезная модель относится к авиационной технике, в частности к самолетам, и может быть использовано на самолетах укороченного взлета и посадки. Полезная модель направлена на снижение взлетно-посадочных скоростей и снижения длины разбега - пробега вплоть до нуля для самолетов укороченного взлета и посадки. Сущность полезной модели заключается в том, что крыло, включающее собственно крыло, закрылок или другое средство механизации задней кромки крыла и предкрылок, дополнительно, по задней кромке предкрылка, выполнено щелевое сопло для истечения воздуха, при этом для закрывания в нерабочем состоянии, щелевое сопло снабжено створкой, являющейся одной из поверхностей предкрылка, примыкающей к его задней кромке и установленной на нем с помощью осевого шарнира, имеющего ось, направленную вдоль размаха предкрылка.

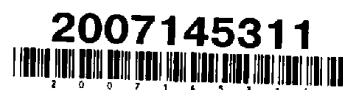
Реферат

Крыло

Полезная модель относится к авиационной технике, в частности к самолётам, и может быть использовано на самолётах укороченного взлёта и посадки.

Полезная модель направлена на снижение взлётно-посадочных скоростей и снижения длины разбега - пробега вплоть до нуля для самолётов укороченного взлёта и посадки.

Сущность полезной модели заключается в том, что крыло, включающее собственно крыло, закрылок или другое средство механизации задней кромки крыла и предкрылок, дополнительно, по задней кромке предкрылка, выполнено щелевое сопло для истечения воздуха, при этом для закрывания в нерабочем состоянии, щелевое сопло снабжено створкой, являющейся одной из поверхностей предкрылка, примыкающей к его задней кромке и установленной на нем с помощью осевого шарнира, имеющего ось, направленную вдоль размаха предкрылка.



МПК В64С 21\02

Крыло

Полезная модель относится к авиационной технике, в частности к самолётам, и может быть использовано на самолётах укороченного взлёта и посадки.

Известна конструкция крыла самолета, способствующая увеличению подъёмной силы (далее "ПС") крыла, путём интенсификации обтекающего его потока (см. пат. Англии № 1435306, МПК В64С21\04, (F2R) , 1976 г.(3)).

Это крыло снабжено поворотными профилированными участками, закреплёнными шарнирно вдоль размаха крыла и образующими при их отклонении сопла для выдува на поверхность крыла газа от двигателя.

Известно также крыло (см. пат. США № 3840199, НКИ 244-40, 1974 г.), которое с целью обеспечения значительного прироста ПС на взлётно-посадочных режимах, вплоть до создания ПС близкой или равной весу самолёта, при скорости полёта равной нулю, снабжено на верхней поверхности профилированными участками, количество которых больше одного, образующие с профилем щели (так же для выдува через них воздуха (прим. заявителя.)), причём проточная поверхность профиля на своём срезе, совпадает с верхней поверхностью крыла. Щели на крыле спроектированы в виде сопла с осью, параллельной к касательной к профилю крыла.

Наиболее близким техническим решением, является крыло, снабжённое предкрылком, который с помощью привода, приводился в колебательно - вращательное движение, (в плоскости симметрии самолёта), благодаря которому, создавался поток, обдувающий крыло (см. книгу "Самолёты строим сами", Москва, изд. "Машиностроение" 1989 г., стр. 30-31, самолёт Болдырева, СКБ МАИ).

Недостатком данного решения явились весьма высокие знакопеременные нагрузки, вызванные колебаниями предкрылка, провоцирующие его разрушение, что однозначно ведёт к аварии (катастрофе) самолёта. В результате, данное решение не было доведено до летного эксперимента.

Задачей предлагаемой полезной модели является создание подъёмной силы (ПС), близкой или даже равной весу самолёта, на малых, вплоть до нуля, скоростях полёта, при отсутствии подвижных и колеблющихся в процессе работы, элементов конструкции.

Сущность полезной модели заключается в том, что крыло, включающее собственно крыло, закрылок или другое средство механизации задней кромки крыла и предкрылок, дополнительно, по задней кромке предкрылка, выполнено щелевое сопло для истечения воздуха, при этом для закрывания в нерабочем состоянии, щелевое сопло снабжено створкой, являющейся одной из поверхностей предкрылка, примыкающей к его задней кромке и установленной на нем с помощью осевого шарнира, имеющего ось, направленную вдоль размаха предкрылка.

Такое конструктивное решение крыла обеспечивает обтекание его потоком воздуха по всей площади (по хорде), поскольку точка истечения воздуха (задняя кромка предкрылка) находится перед передней кромкой крыла, и этот поток аналогичен, набегающему потоку в обычном полёте. Поскольку конструктивный элемент, инициирующий воздушный поток - предкрылок, является неподвижным относительно крыла, то при работе не создается динамических нагрузок.

Сущность полезной модели, поясняется чертежом, где представлена конструкция крыла.

Крыло состоит из собственно крыла 1 и предкрылка 2, имеющего по своей задней кромке щелевое сопло 3 для истечения газа. Щелевое сопло 3, может закрываться створкой 4, примыкающей к задней кромке предкрылка 2, и являющейся частью его поверхности, например нижней, и установленной на нём с помощью осевого шарнира 5 с осью, направленной вдоль размаха предкрылка 2. Створка 4 может занимать положение "А" - "открыто" или положение "В" - закрыто. Крыло может быть оборудовано любым известным видом механизации, например закрылком 6.

Крыло работает следующим образом:

На взлётно-посадочных режимах полёта, из предкрылка, через щелевое сопло 3 (при этом створка 4 при её наличии, находится в положении "А" - "открыто"), воздух, или иной газ, (к примеру, выхлопной, от двигателя, или иных источников), истекает в направлении крыла 1 таким образом, что вектор скорости направлен вдоль хорды крыла 1, или под некоторым углом атаки. При этом всё крыло 1 обтекаются

потоком воздуха, инициированным потоком, истекающим из щелевого сопла, и аналогичным потоку, обтекающему крыло 1 в полёте, вследствие чего, создаётся подъёмная сила (ПС).

Предложенное решение обеспечивает обтекание крыла 1 по всей площади (по хорде), поскольку точка истечения воздуха (задняя кромка предкрылка 2) находится впереди, относительно передней кромки крыла 1, причём потоком, аналогичным, набегающему потоку в обычном полёте. Конструктивный элемент, инициирующий воздушный поток - предкрылок 2, является неподвижным относительно крыла 1, а значит, при работе, не создает динамических нагрузок. При этом не требуется дополнительных дефлекторных аэродинамических поверхностей и конструктивных элементов (вырезов под щели), ослабляющих верхнюю поверхность крыла.

Применение предложенной разработки приводит к снижению взлетно-посадочных скоростей и снижению длины разбега – пробега вплоть до нуля.

