



(51) МПК
B64C 23/06 (2006.01)
B64C 3/10 (2006.01)
B64C 5/08 (2006.01)

**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2010146134/11, 20.03.2009**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
20.03.2009

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
15.04.2008 US 12/103,430

(43) Дата публикации заявки: **20.05.2012** Бюл. № 14

(45) Опубликовано: **10.09.2013** Бюл. № 25

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 94036422 A1, 27.08.1996. US 4382569 A, 10.05.1983. US 4595160 A, 17.06.1986. RU 64174 U1, 27.06.2007.**

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: **15.11.2010**

(86) Заявка РСТ:
US 2009/037868 (20.03.2009)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2009/129023 (22.10.2009)

Адрес для переписки:
105064, Москва, а/я 88, "Патентные поверенные Квашнин, Сапельников и партнеры"

(72) Автор(ы):

**МАЛАХОВСКИ Адам П. (US),
 ЧЕЙНИ Стивен Р. (US),
 ЭБНЕР Нормэн К. (US),
 ЛЕДУ Стивен Т. (US)**

(73) Патентообладатель(и):

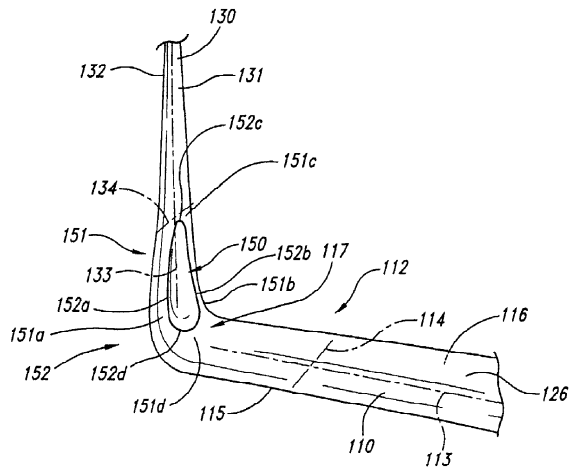
ДЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(54) КОНЦЕВЫЕ КРЫЛЫШКИ, СОДЕРЖАЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ С УГЛУБЛЕНИЕМ, И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ СИСТЕМЫ И СПОСОБЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к концевым крылышкам, содержащим поверхности с углублением, и к способу снижения лобового сопротивления. Система воздушного судна содержит крыло и концевое крылышко (винглеты, концевые шайбы, шайбы Уиткомба), соединенное с крылом на внешнем участке. Концевое крылышко имеет первую поверхность, обращенную к борту, и вторую поверхность, обращенную наружу. Первая

поверхность содержит область с углублением. При этом крыло содержит секции с аэродинамическим профилем от внутренней области до внешней области крыла. Концевое крылышко используется с крылом без изменения общих форм секций крыла с аэродинамическим профилем у внешней области крыла. Достигается снижение влияния помех от потоков в области перехода крыла и концевого крылышка, снижение лобового сопротивления. 2 н. и 11 з.п. ф-лы, 13 ил.



Фиг. 2

RU 2492111 С2

RU 2492111 С2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64C 23/06 (2006.01)
B64C 3/10 (2006.01)
B64C 5/08 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2010146134/11, 20.03.2009**

(24) Effective date for property rights:
20.03.2009

Priority:

(30) Convention priority:
15.04.2008 US 12/103,430

(43) Application published: **20.05.2012 Bull. 14**

(45) Date of publication: **10.09.2013 Bull. 25**

(85) Commencement of national phase: **15.11.2010**

(86) PCT application:
US 2009/037868 (20.03.2009)

(87) PCT publication:
WO 2009/129023 (22.10.2009)

Mail address:

**105064, Moskva, a/ja 88, "Patentnye poverennye
Kvashnin, Sapel'nikov i partnery"**

(72) Inventor(s):

**MALAKhOVSKI Adam P. (US),
ChEJNI Stiven R. (US),
EhBNER Normehn K. (US),
LEDU Stiven T. (US)**

(73) Proprietor(s):

DZE BOING KOMPANI (US)

(54) **END AIRFOILS WITH RECESSES AND APPROPRIATE SYSTEMS AND METHODS**

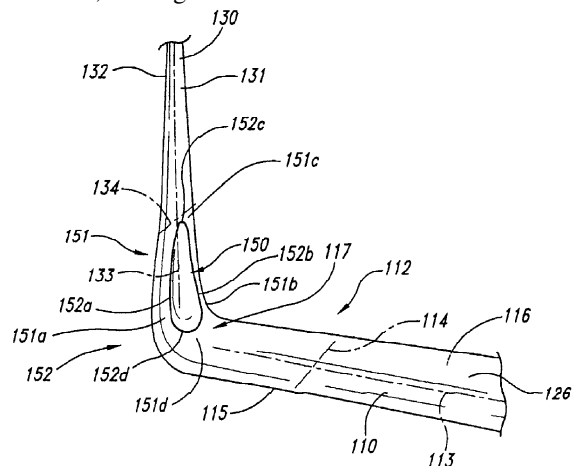
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to end airfoils including surfaces with recesses and to method of rag reduction. Aircraft system comprises wing and end airfoil (winglet, end plates, Whitcomb endplate) connected with wing end outer section. End airfoil has first surface facing fuselage side and second surface directed outward. First surface comprises area with recess. Note here that the wing includes airfoil sections located from wing inner area to outer area. End airfoil is used with the wing that features no changes on common shapes of airfoil sections located nearby wing outer area.

EFFECT: decreased influence of interferences caused by flows at wing-end airfoil transition, reduced drag.

13 cl, 13 dwg



Фиг. 2

RU 2 492 111 C2

RU 2 492 111 C2

Область техники

Настоящее изобретение относится в основном к концевым крылышкам (винглетам), содержащим поверхности с углублением, и к соответствующим системам и способам.

Предшествующий уровень техники

5
Идея использования концевых крылышек для снижения индуктивного сопротивления крыльям воздушных судов в 1970-е годы изучал Richard Whitcomb из NASA и другие. С тех пор запатентовано большое количество вариантов этой идеи (смотрите, например, патент США US 4,205,810 (Ishimitsu) или патент США US 10 5,275,358 (Goldhammer et al.)). Кроме того, в настоящее время используется большое число вариантов устройств законцовки. Такие устройства содержат горизонтальные удлинители размаха и хвостовые стреловидные удлинители размаха, которые скошены вверх или вниз под разными углами. Эти устройства могут быть добавлены к новому крылу на первоначальной фазе разработки совершенно нового воздушного судна, или 15 они могут быть добавлены к существующему крылу в качестве модернизации или во время разработки модификации основной модели.

Индуктивное сопротивление крыла или комбинации крыло/концевое крылышко может быть рассчитано с разумной точностью с помощью классической «Теории 20 плоскости Треффца.» Согласно этой теории индуктивное сопротивление крыла воздушного судна зависит только от контура задней кромки крыла "подъемной системы" (т.е., крыло плюс концевое устройство), при просмотре непосредственно с передней или задней стороны крыла, и "распределения нагрузки по размаху." Распределение нагрузки по размаху - это распределение аэродинамической нагрузки 25 перпендикулярно контуру задней кромки крыла. Специалисты по аэродинамике часто упоминают это распределение аэродинамической нагрузки как "подъемную силу", даже хотя эта нагрузка не является вертикальной, когда контур задней кромки крыла отклонен от горизонтали. Добавление концевого крылышка или другого концевого устройства крыла меняет и контур задней кромки крыла (т.е., «Геометрию плоскости 30 Треффца»), и распределение нагрузки по размаху. В результате этого, добавление такого устройства также меняет индуктивное сопротивление крыла.

Для заданной геометрии плоскости Треффца и заданной общей вертикальной подъемной силы в основном существует одно распределение нагрузки по размаху, 35 которое дает минимальное возможное индуктивное сопротивление. Это "идеальное распределение нагрузки по размаху" и индуктивное сопротивление, которое получено от идеального распределения нагрузки по размаху, является "идеальным индуктивным сопротивлением". Для плоского крыла, для которого геометрия плоскости Треффца 40 представляет собой горизонтальную линию, идеальное распределение нагрузки по размаху является эллиптическим. Обычные крылья воздушных судов без концевых крылышек достаточно близки к тому, чтобы быть плоскими в плоскости Треффца, так что их идеальное распределение нагрузки по размаху очень близко к эллиптическому. Для обычных крыльев воздушных судов с вертикальными или почти вертикальными 45 концевыми крылышками (т.е., не плоскостные подъемные системы), идеальное распределение нагрузки по размаху в основном не эллиптическое, но идеальное распределение нагрузки по размаху можно легко рассчитать по обычной теории крыла.

50 Обычные крылья воздушных судов в основном не разработаны с идеальным или эллиптическим распределением нагрузки по размаху. Вместо этого они разработаны с компромиссным "треугольным" распределением нагрузки по размаху, которое снижает структурные изгибающие нагрузки крыла. Такие конструкции жертвуют

некоторым увеличением индуктивного сопротивления в пользу снижения массы корпуса воздушного судна. Степень компромисса значительно различается для разных моделей воздушных судов. Для обеспечения такого треугольного распределения нагрузки по размаху, законцовка крыла обычно подкручена, чтобы
5 создать "отрицательную крутку". Отрицательная крутка относится к крылу, которое изгибается во внешнем направлении, так, что задняя кромка крыла перемещается вверх относительно передней кромки. Отрицательная крутка законцовки крыла, таким образом, снижает угол атаки законцовки крыла по отношению к корневой
10 части крыла, таким образом снижая распределение подъемной силы к законцовке крыла.

Разработка нового крыла и разработка соответствующей технологической оснастки для нового крыла является дорогостоящим мероприятием. Соответственно, некоторые изготовители воздушных судов разрабатывают модифицированные
15 конструкции крыла, которые основаны по меньшей мере отчасти на первоначальной конструкции. Хотя такие конструкции менее дорогостоящи при разработке, они обычно подразумевают по меньшей мере некоторые компромиссы характеристик. Соответственно, остается потребность в улучшенных, затрато-эффективных
20 процессах разработки крыла.

Раскрытие сущности изобретения

Настоящее изобретение направлено в основном на концевые крылышки с поверхностями, снабженными углублением, и на соответствующие системы и способы. Система по конкретному варианту осуществления изобретения содержит крыло с
25 внутренним участком и внешним участком, и концевым крылышком, присоединенным к крылу на внешнем участке. Концевое крылышко обладает первой поверхностью, обращенной по меньшей мере частично к борту, и второй поверхностью, обращенной по меньшей мере частично наружу, причем первая поверхность содержит область с
30 углублением. Область с углублением может быть вогнутой относительно примыкающих областей первой поверхности, и примыкающие области могут содержать области, расположенные по обеим сторонам области с выемкой в направлении вдоль хорды, и область, расположенную вдалеке от крыла вдоль оси по
35 размаху концевого крылышка.

Другие аспекты настоящего описания направлены на способы конструирования системы воздушного судна. Один из таких способов предусматривает конструирование крыла, которое включает аэродинамические профили от внутренней области до внешней области крыла. Способ дополнительно включает
40 конструирование концевого крылышка для использования с крылом без изменения общей формы профилей крыла. Концевое крылышко обладает первой поверхностью, обращенной в основном к борту, и второй поверхностью, обращенной в основном наружу от первой поверхности. Конструирование концевого крылышка предусматривает по меньшей мере снижение влияния помех от потока в области
45 перехода крыла и концевого крылышка путем конструирования вогнутого углубления в первой поверхности концевого крылышка.

Краткое описание чертежей

Фиг.1 - частично схематичный перспективный вид воздушного судна с крыльями и устройствами законцовки крыла, конфигурированными в соответствии с одним из вариантов осуществления настоящего изобретения;
50

Фиг.2 - частично схематичный перспективный вид внешнего участка крыла и концевого крылышка с областью, снабженной углублением, в соответствии с

конкретным вариантом осуществления настоящего изобретения;

Фиг.3 - вид сзади (при просмотре вперед) участка крыла и концевой крылышка, показанных на Фиг.2;

Фиг.4 - вид спереди (при просмотре назад) участка крыла и концевой крылышка, показанных на Фиг.2, с отдельными секциями концевой крылышка;

Фиг.5А-5Е - безразмерные иллюстративные сечения секций концевой крылышка, показанных на Фиг.4.

Фиг.6 - скомбинированное изображение секций концевой крылышка, показанных на Фиг.5А-5Е, с вертикальной шкалой, увеличенной для целей иллюстрации;

Фиг.7 - скомбинированное изображение линий профиля концевых крылышек, показанных на Фиг.5А-5Е, с вертикальной шкалой, увеличенной для целей иллюстрации;

Фиг.8 изображает блок-схему способа по конкретному варианту осуществления настоящего изобретения.

Подробное описание изобретения

Далее описаны концевые крылышки (винглеты) с поверхностями, в которых выполнены углубления, и соответствующие системы и способы. Некоторые конкретные детали пояснены в последующем описании и на Фиг.1-8 с целью лучшего понимания различных вариантов осуществления настоящего изобретения. Другие детали, описывающие хорошо известные структуры и системы, часто относящиеся к воздушным судам и крыльям воздушных судов, не приводятся в последующем описании во избежание ненужного загромождения описания различными вариантами осуществления изобретения.

Многие детали, размеры, углы и другие характеристики, показанные на чертежах, являются просто иллюстративными для конкретных вариантов осуществления изобретения. Соответственно, другие варианты осуществления изобретения могут иметь другие детали, размеры и характеристики, без отступления от настоящего изобретения. Кроме того, другие варианты осуществления изобретения могут быть реализованы без нескольких деталей, описанных далее.

На Фиг.1 показан вид в перспективе и сверху воздушного судна 100 с комбинацией 105 крыло/концевое крылышко, конфигурированной по одному варианту осуществления настоящего изобретения. По одному из аспектов настоящего варианта осуществления изобретения воздушное судно 100 содержит несущую поверхность, такую как крыло 110, проходящую наружу от фюзеляжа 102. Фюзеляж 102 может быть расположен вдоль продольной оси 101 и может содержать пассажирский салон 103, предназначенный для перевозки множества пассажиров (не показаны). В одном варианте осуществления изобретения пассажирский салон 103 может быть сконфигурирован для перевозки по меньшей мере 50 пассажиров. В другом варианте осуществления изобретения пассажирский салон 103 может быть сконфигурирован для перевозки по меньшей мере 150 пассажиров. В других вариантах осуществления изобретения пассажирский салон 103 может быть конфигурирован для перевозки другого числа пассажиров, а в других вариантах осуществления (таких как военные варианты осуществления) пассажирский салон 103 может отсутствовать или может быть конфигурирован для перевозки грузов.

Крыло 110 имеет внутренний участок 111, который содержит корневую часть крыла, и внешний участок 112, который содержит законцовку крыла. Крыло 110 также содержит концевое крылышко 130. В некоторых случаях концевое крылышко 130 может быть добавлено к существующей конструкции крыла, а в других случаях

крыло 110 и концевое крылышко 130 могут быть сконструированы вместе. В любом случае концевые крылышки 130 могут быть по отдельности выбраны и/или сконфигурированы с учетом ограничений, связанных с конструкцией крыла 110.

5 Хотя концевое крылышко 130 показанного варианта осуществления изобретения скомбинировано с крылом, в других вариантах осуществления концевое крылышко 130 может быть скомбинировано с другими типами несущих поверхностей для снижения аэродинамического сопротивления и/или оно может служить для других целей. Например, в одном варианте осуществления изобретения концевое
10 крылышко 130 может быть скомбинировано с крылом, имеющим отрицательную стреловидность, или с крылом по схеме "утка" для снижения аэродинамического сопротивления схемы "утка". В дополнительных вариантах осуществления изобретения концевое крылышко 130 может быть скомбинировано с другими несущими поверхностями. В конкретных вариантах осуществления концевые
15 крылышки могут быть вертикальными, хотя в других вариантах осуществления концевые крылышки могут быть скошены от вертикали. Варианты осуществления изобретения, в которых концевые крылышки являются вертикальными, или по меньшей мере скошены вверх от горизонтали, могут быть особенно полезны для сокращения пространства, занимаемого воздушным судном 100 на аэродроме.

На Фиг.2 показан частично схематичный вид в перспективе (при просмотре в основном по направлению к корме и немного наружу) внешнего участка 112
25 крыла 110, вместе с концевым крылышком 130. Крыло 110 имеет верхнюю поверхность 126 и продолжается наружу вдоль оси 113 по размаху крыла, и продолжается вперед и в направлении кормы вдоль оси 114 в направлении хорды крыла между передней кромкой 115 крыла и задней кромкой 116 крыла. На внешнем участке 112 крыло 110 содержит переход 117 крыло/концевое крылышко, у которого
30 крыло 110 переходит в концевое крылышко 130. В конкретном варианте осуществления изобретения переход 117 может быть выполнен в основном криволинейным и/или постепенным для снижения влияния помех от потоков между крылом 110 и концевым крылышком 130. В других вариантах осуществления изобретения переход 117 может иметь другую форму и/или конфигурацию, включая острый угол и/или угол с изгибом малого радиуса. Используемый в настоящем
35 документе термин "острый угол" относится к углу, который включает нарушение сплошности поверхности и/или резкое изменение формы, например, непостепенное изменение уклона. В любом из этих вариантов осуществления концевое крылышко 130 имеет первую (например, обращенную к борту) поверхность 131 и вторую (например,
40 обращенную наружу) поверхность 132. Концевое крылышко 130 продолжается от крыла 110 вдоль оси 133, расположенной по размаху концевого крылышка, и продолжается вперед и в направлении к корме, вдоль оси 134 в направлении хорды концевого крылышка.

Концевое крылышко 130 дополнительно может содержать область с
45 углублением 150, расположенную в первой поверхности 131. Область с углублением 150 может быть конкретного размера и расположена с учетом (например, для снижения или устранения) возможных эффектов от помех, возникающих между крылом 110 и концевым крылышком 130 в области перехода 117
50 крыло/концевое крылышко. В конкретном варианте осуществления область с углублением 150 ограничена примыкающими областями 151, которые не имеют каких либо углублений. Такие примыкающие области 151 могут содержать примыкающую спереди область 151a, примыкающую со стороны кормы область 151b, верхнюю или

удаленную примыкающую область 151с, и нижнюю или ближнюю примыкающую область 151d. Примыкающие области 151 могут быть выгнутыми, в противоположность вогнутой области с углублением 150.

5 В конкретном варианте осуществления изобретения, показанном на Фиг.2, область с углублением 150 в основном имеет грушевидную форму. Соответственно, протяженность в направлении хорды области с углублением 150 может снижаться в направлении вверх/наружу вдоль оси 133 в направлении размаха концевой крылышка. Показанная область с углублением 150 ориентировочно ограничена 10 четырьмя точками 152, включая самую переднюю точку 152а, самую ближнюю к корме точку 152b, самую верхнюю или удаленную точку 152с, и самую нижнюю или ближнюю точку 152d. В других вариантах осуществления изобретения область с углублением 150 может иметь другую форму и/или другие границы.

15 В показанном варианте осуществления изобретения расположение самой передней точки 152а может находиться в диапазоне от примерно 20% до примерно 40% от локальной длины хорды концевой крылышка 130, и расположение самой ближней к корме точки 152b может находиться в диапазоне от примерно 45% до примерно 65% от локальной длины хорды. В конкретном варианте осуществления изобретения 20 область с углублением продолжается от примерно 25% локальной длины хорды до примерно 65% локальной длины хорды по всему размаху. Расположение самой верхней точки 152с может находиться в диапазоне от примерно 20% до примерно 40% (например, примерно 30%) размера размаха концевой крылышка 130, и расположение самой нижней точки 152d может находиться в диапазоне от 25 примерно 0% до примерно 20% размера размаха концевой крылышка. Это расположение может соответствовать другим значениям и другим вариантам осуществления, в зависимости от конкретного типа монтажа, ориентации концевой крылышка 130 относительно крыла 110 и/или других особенностей конструкции и/или 30 использования.

На Фиг.3 показан вид сзади (при просмотре вперед) участка крыла 110 и концевой крылышка 130, показанных на Фиг.2. На Фиг.3, соответственно, показана сзади область с углублением 150, указывая общую форму области с углублением 150, и ее 35 расположение относительно и концевой крылышка 130 (включая заднюю кромку 136 концевой крылышка) и крыла 110.

На Фиг.4 показан вид спереди (при просмотре назад) крыла 110 и концевой крылышка 130, показанных на Фиг.2 и 3, указывающий репрезентативные секции 118 40 крыла, и репрезентативные секции 137 концевой крылышка (показаны, как первая-шестая секции 137а-137f концевой крылышка). Первая секция 137а концевой крылышка взята у области, расположенной ниже/ближе к борту от области с углублением 150, и шестая секция 137f концевой крылышка взята в месте, которое выше/наружу от области с углублением 150. Промежуточные секции 137b-137е концевой крылышка пересекают область с углублением 150, и они описаны более 45 подробно далее со ссылкой на Фиг.5А-7.

На Фиг.5А-5F показаны секции 137а-137f хорды концевой крылышка, соответственно, описанные первоначально выше со ссылкой на Фиг.4. Участки 50 передней кромки секций 137а-137f хорды концевой крылышка показаны с репрезентативным контуром, который может быть различен в разных вариантах осуществления изобретения. Как это также показано на Фиг.5А-5F, каждая секция 137а-137f хорды концевой крылышка содержит линию 138 кривизны профиля, показанную как соответствующие линии 138а-138f кривизны профиля с первой по

шестую. Как это очевидно из Фиг.5А-5F, распределение кривизны для каждой секции вдоль хорды немонотонное, и распределение кривизны вдоль хорды меняется немонотонным образом вдоль оси размаха концевого крылышка 130 в области с углублением 150. В частности, линия кривизны профиля в основном плоская ниже/в

5
10
15

середине области с углублением 150 (см. линию 138а кривизны профиля) становится вогнутой или более вогнутой в области с углублением 150 (см. линии 138b-138e кривизны профиля), а затем становится в основном плоской или менее вогнутой при удаленном расположении в направлении размаха выше/наружу области с углублением 150 (см. линию 138f кривизны профиля). Первая поверхность 131 концевого крылышка 130 обладает аналогичным, немонотонным изменением по мере перехода секций в удаленном направлении вдоль оси по размаху концевого крылышка. Соответственно, используемый в настоящем документе термин "немонотонный" используется для описания изменения, которое происходит по

15
20
25

величине или направлению, например, контура, который первоначально становится более вогнутым, а затем становится менее вогнутым.

На Фиг.6 показаны шесть секций 137а-137f концевого крылышка вместе с вертикальным масштабом, преувеличенным для выделения присутствия области с углублением 150. На Фиг.7 показаны шесть линий 138а-138f изгиба профиля вместе для указания изменения линий изгиба профиля в области с углублением. На Фиг.6 показано немонотонное изменение формы первой поверхности 131 концевого крылышка в области с углублением 150 (см. секции 137а-137f хорды), и на Фиг.7 показано соответствующее немонотонное изменение формы линий 138а-138f изгиба профиля в области с углублением 150.

Возвращаясь к Фиг.2, видим, что одно ожидаемое преимущество вариантов осуществления концевого крылышка 130, которое содержит область с углублением 150, состоит в том, что область с углублением 150 может ослаблять или

30
35
40
45

устранять эффекты помех от потоков, вызванные сочленением концевого крылышка 130 и крыла 110. В частности, без области с углублением 150, у перехода 117 крыло/концевое крылышко может возникнуть разделенный поток, который может повысить сопротивление и/или снизить подъемную силу, и в любом случае может пагубно отразиться на характеристиках воздушного судна.

Углубление 150 также снижает или устраняет вероятность возникновения поля давления с "двойным ударом" в этой области. В частности, углубление 150 может снизить аэродинамическое сжатие в области перехода 117 для ослабления или устранения такой системы скачков уплотнения. Это, в свою очередь, может снизить лобовое сопротивление воздушного судна 100 (Фиг.1) и может улучшить предел высокоскоростному удару крыла 110 по сравнению с крылом, которое содержит

50

концевое крылышко без такой особой конструкции. В основном, ожидается, что чем острее угол перехода 117 крыло/концевое крылышко, тем больше возможная выгода от области с углублением 150. Соответственно, область с углублением 150 может быть особенно выгодна, когда она введена в концевое крылышко 130, которое добавлено к существующему крылу для снижения сопротивления, но, из-за ограничений по степени размаха модифицированного крыла, получение выгод требует перехода 117 крыло/концевое крылышко с четко очерченным или острым углом.

Другим конкретным преимуществом упомянутого выше расположения является то, что область с углублением 150 может быть применена к концевому крылышку 130 без воздействия на верхнюю поверхность 126 крыла. В частности, нет необходимости в том, чтобы верхняя поверхность 126 крыла обязательно содержала бы плоскую

область или вогнутую область или область с углублением для обеспечения упомянутых аэродинамических преимуществ, поскольку ожидается, что углубление 150 в концевом крылышке 130 по меньшей мере пригодно для выполнения этого. Соответственно преимущество этого расположения состоит в том, что концевое
5 крылышко 130 может быть модернизировано для существующего и/или аэродинамически оптимизированного крыла 110.

На Фиг.8 показан репрезентативный способ 160 конструирования концевого крылышка. Способ 160 включает этап конструирования крыла, которое содержит
10 секции с аэродинамическим профилем (например, секции 118 крыла, показанные на Фиг.4), продолжающегося от бортовой области до внешней области крыла (этап 161 способа). Способ дополнительно предусматривает этап конструирования концевого крылышка для использования с крылом, без изменения общей формы секций крыла с аэродинамическим профилем (этап 165 способа). Концевое крылышко может иметь
15 первую поверхность, обращенную в основном к борту, и вторую поверхность, обращенную в основном наружу от первой поверхности. Конструирование концевого крылышка дополнительно включает по меньшей мере этап снижения воздействия на характеристики потока в области перехода крыла и концевого крылышка путем
20 конструирования вогнутого углубления в первой поверхности концевого крылышка. Вогнутое углубление может быть образовано различными способами, например, путем изменения линий существующей секции с аэродинамическим профилем в области с углублением, и/или путем изменения линий существующей секции с аэродинамическим профилем вне области с углублением (например, путем
25 "наращивания" областей вне области с углублением).

В конкретных вариантах осуществления изобретения способ разработки контуров концевого крылышка может быть итеративным, и может включать разработку первоначального уровня концевого крылышка (этап 166 способа) и анализ
30 характеристик этого уровня (этап 167 способа). На этапе 168 способа этот уровень может быть проанализирован для определения того, соответствует ли он целевым характеристикам. Например, уровень может быть оценен с использованием расчетных средств гидрогазодинамики (CFD) и/или испытанием в аэродинамической трубке для определения того, удовлетворены ли заранее выбранные целевые характеристики.
35 Если нет, первоначально разработанный уровень может быть пересмотрен (этап 166 способа), пока не будут удовлетворены нужные характеристики, при этом способ может быть завершен.

Из вышеупомянутого очевидно, что конкретные варианты осуществления настоящего изобретения приведены в настоящем документе для целей иллюстрации,
40 но также и то, что различные модификации могут быть внесены в другие варианты осуществления изобретения. Например, концевые крылышки могут обладать разными углами отклонения, разной протяженностью в направлении размаха и/или в направлении хорды и/или разной конфигурацией, которая конкретно указана на
45 чертежах. Такие конфигурации могут содержать концевые крылышки, которые продолжают и выше и ниже крыла, и/или спироидные концевые крылышки, и/или флюгерные законцовки крыла. Области с углублением также могут иметь различное расположение и/или продолжаться в зависимости от конкретного типа монтажа.
50 Некоторые аспекты настоящего изобретения, описанные в контексте конкретных вариантов осуществления изобретения, могут быть скомбинированы или устранены в других вариантах осуществления изобретения. Кроме этого, хотя преимущества, связанные с некоторыми вариантами осуществления, описаны в контексте этих

вариантов осуществления, другие варианты осуществления также могут обнаруживать такие же преимущества, и не все варианты осуществления обязательно должны обнаруживать такие преимущества для попадания в рамки объема настоящего изобретения. Соответственно, настоящее изобретение может охватывать другие варианты осуществления, не описанные конкретно или не показанные выше.

Формула изобретения

1. Система воздушного судна, содержащая:

крыло, имеющее внутренний участок и внешний участок;

и концевое крылышко, соединенное с крылом на внешнем участке, при этом концевое крылышко имеет первую поверхность, обращенную, по меньшей мере, частично к борту, и вторую поверхность, обращенную, по меньшей мере, частично наружу, и первая поверхность содержит область с углублением.

2. Система по п.1, в которой область с углублением является вогнутой относительно примыкающих областей первой поверхности, при этом примыкающие области содержат области, расположенные по обеим сторонам от области с углублением в направлении вдоль хорды, и область, расположенную в стороне от крыла в направлении размаха.

3. Система по п.1, в которой концевое крылышко содержит переднюю кромку и заднюю кромку и в которой первая поверхность концевого крылышка является выпуклой у передней кромки, выпуклой у задней кромки и вогнутой между передней и задней кромками.

4. Система по п.1, в которой область с углублением имеет самую переднюю точку и самую приближенную к хвостовой части точку в направлении вдоль хорды, при этом область с углублением имеет проксимальную точку, самую близкую к крылу в направлении размаха, и удаленную точку, самую дальнюю от крыла в направлении размаха.

5. Система по п.4, в которой самая передняя точка расположена между около 20 и около 40% от длины хорды концевого крылышка, пересекающей самую переднюю точку.

6. Система по п.4, в которой самая ближняя к хвостовой части точка расположена между около 45 и около 65% от длины хорды концевого крылышка, пересекающей самую ближнюю к хвостовой части точку.

7. Система по п.4, в которой удаленная точка расположена между примерно 20 и примерно 40% от размера в направлении размаха концевого крылышка.

8. Способ снижения лобового сопротивления системы воздушного судна, предусматривающий этапы:

обеспечения крыла, которое содержит секции с аэродинамическим профилем от внутренней области до внешней области крыла; и

обеспечения концевого крылышка для использования с крылом без изменения общих форм секций крыла с аэродинамическим профилем у внешней области крыла, при этом концевое крылышко имеет первую поверхность, обращенную в основном к борту, и вторую поверхность, обращенную в основном наружу от первой поверхности, в котором концевое крылышко содержит обеспечивающее, по меньшей мере, снижение воздействия потока в области перехода крыла и концевого крылышка вогнутое углубление в первой поверхности концевого крылышка.

9. Способ по п.8, в котором концевое крылышко содержит вогнутое углубление с самой передней точкой и самой ближней к борту точкой в направлении вдоль хорды,

при этом вогнутое углубление имеет проксимальную точку, самую близкую к крылу в направлении размаха, и удаленную точку, самую удаленную от крыла в направлении размаха.

5 10. Способ по п.9, в котором самая передняя точка должна быть расположена между около 20 и около 40% от длины хорды концевого крылышка, пересекающей самую переднюю точку.

11. Способ по п.9, в котором самая ближняя к борту точка должна быть расположена между около 45 и около 65% от длины хорды концевого крылышка, пересекающей самую ближнюю к борту точку.

12. Способ по п.8, в которой вогнутое углубление включает выемку в существующем концевом крылышке.

13. Способ по п.8, в котором вогнутое углубление содержит наращенные области существующего концевого крылышка в передней области и в обращенной к хвостовой части области концевого крылышка.

20

25

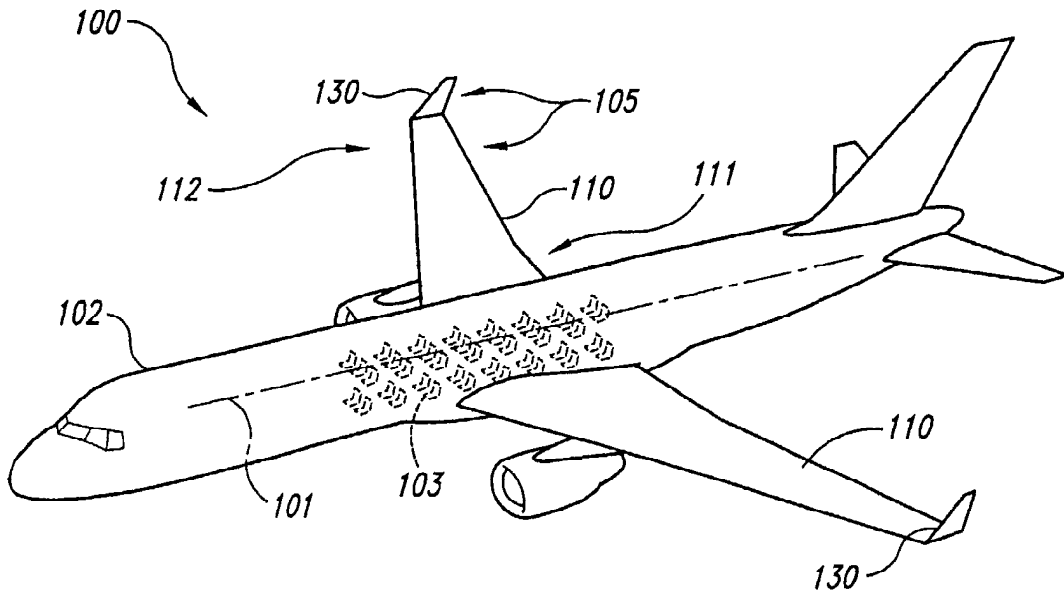
30

35

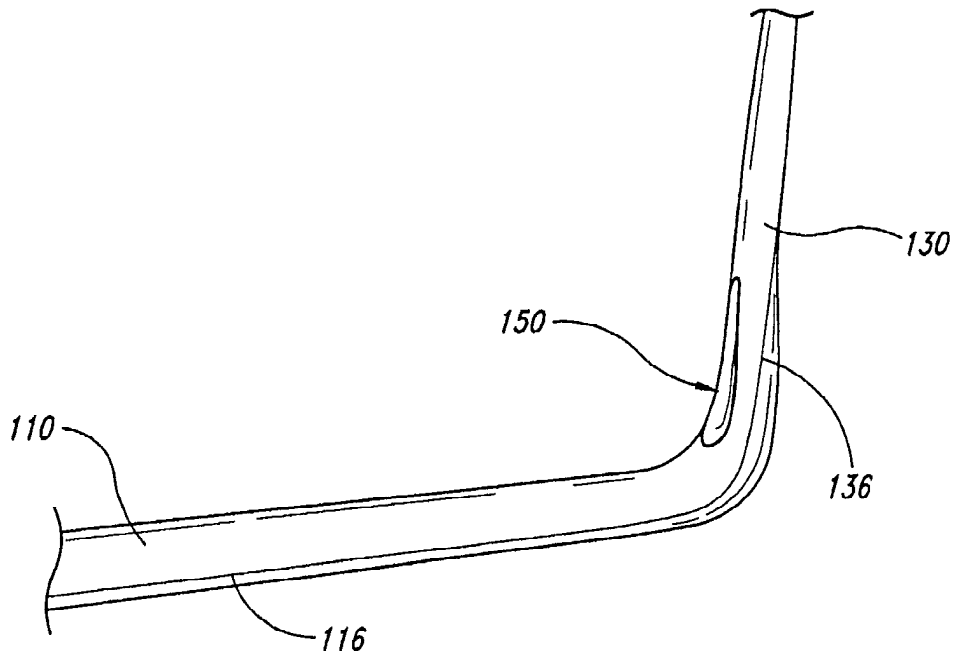
40

45

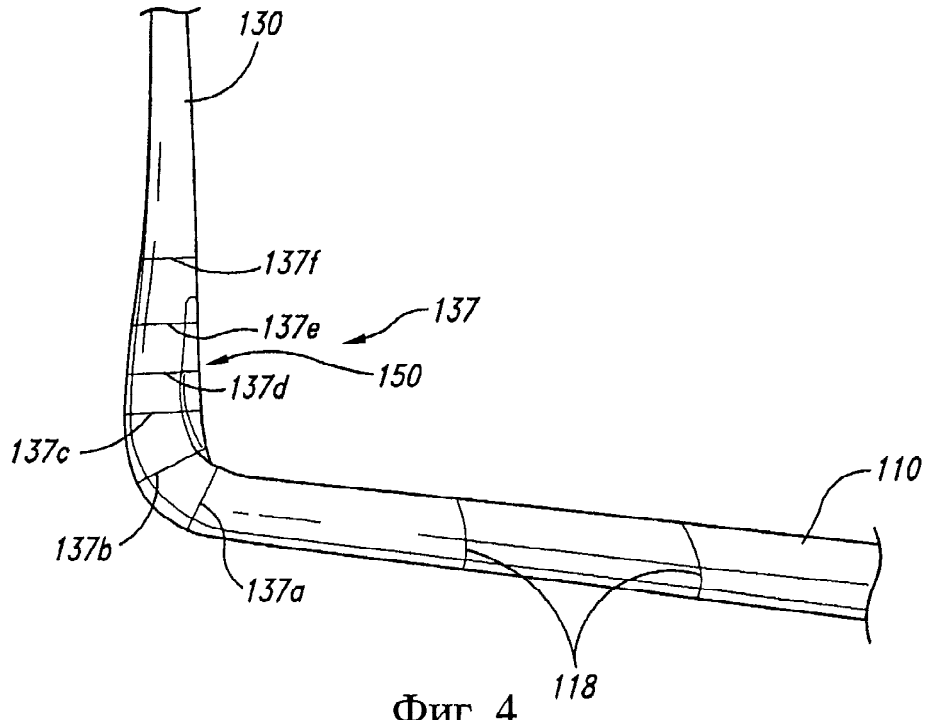
50



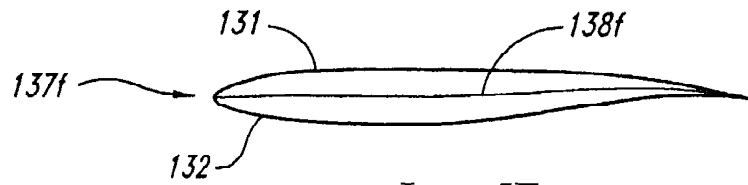
Фиг. 1



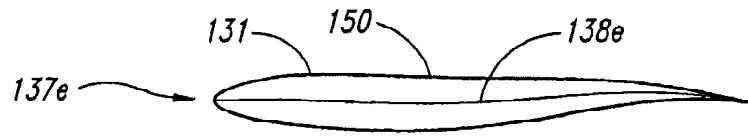
Фиг. 3



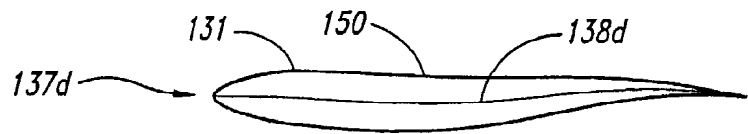
Фиг. 4



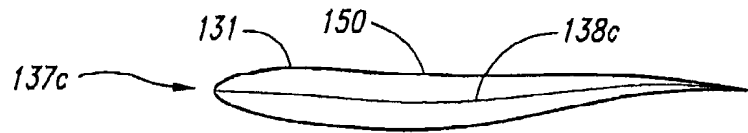
Фиг. 5F



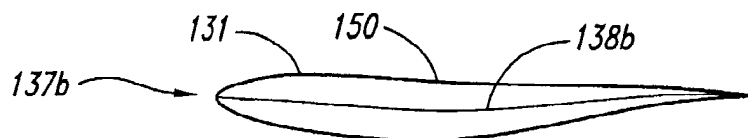
Фиг. 5E



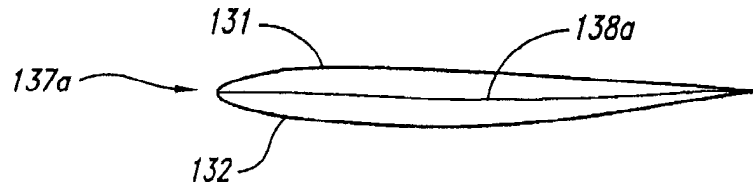
Фиг. 5D



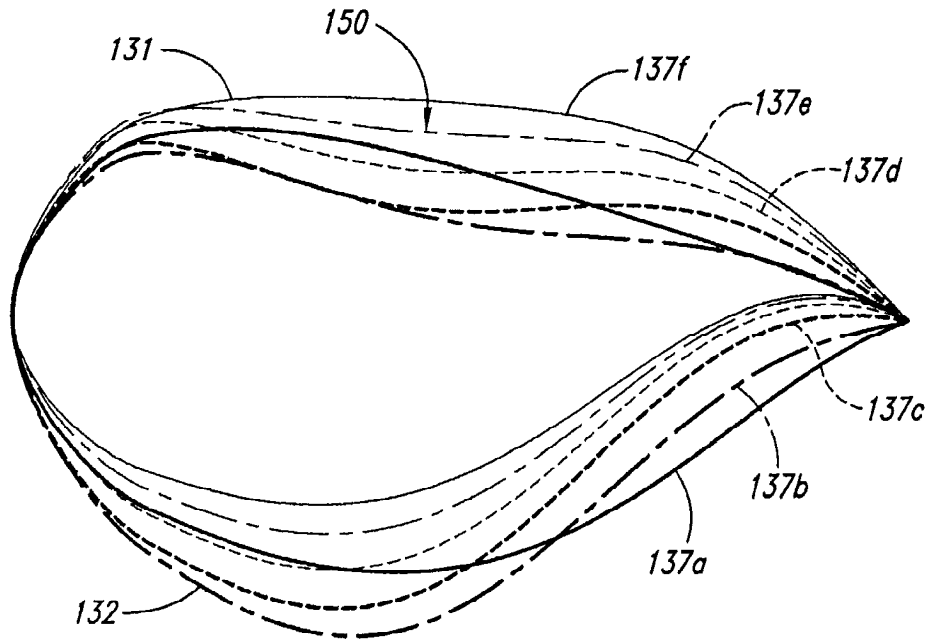
Фиг. 5C



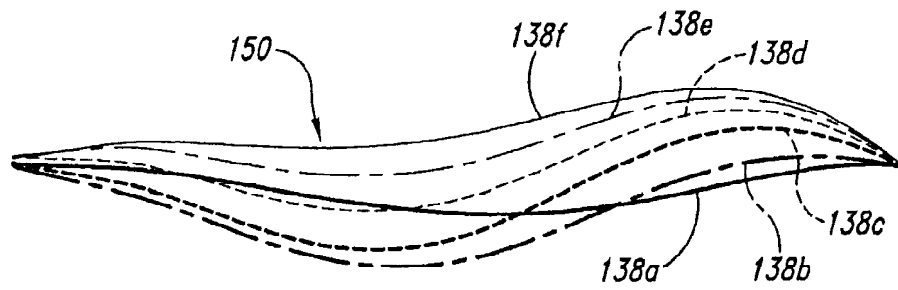
Фиг. 5B



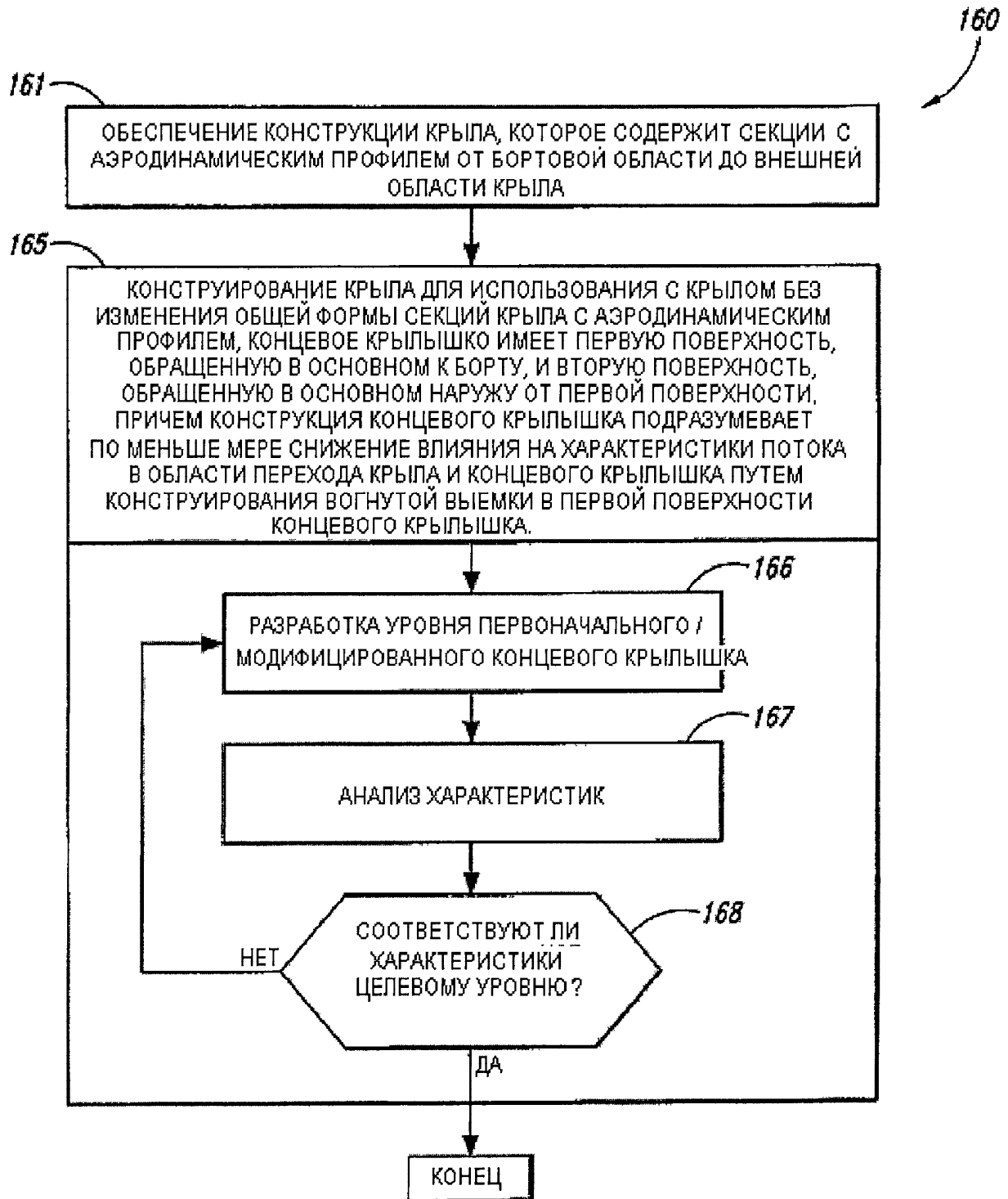
Фиг. 5А



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8