



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
 ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2002131464/11, 22.11.2002

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
 22.11.2002

(30) Конвенционный приоритет:
 24.11.2001 (пп.1-8) DE 10157849.0

(43) Дата публикации заявки: 27.05.2004

(45) Опубликовано: 10.04.2007 Бюл. № 10

(56) Список документов, цитированных в отчете о
 поиске: DE 10019185 A1, 25.10.2001. DE
 19925560 A1, 14.12.2000. RU 2022879 C1,
 15.11.1994.

Адрес для переписки:

129010, Москва, ул. Б.Спасская, 25, стр.3,
 ООО "Юридическая фирма Городисский и
 Партнеры", пат.пов. Г.Б. Егоровой, рег.№ 513

(72) Автор(ы):

МАУ Кнут (DE),
 ДОБЖИНСКИ Вернер (DE)

(73) Патентообладатель(и):

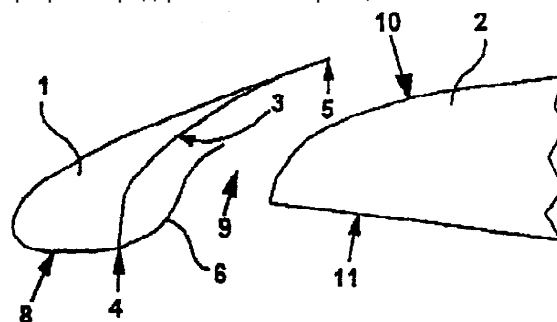
ЭЙРБАС ДОЙЧЛАНД ГМБХ (DE),
 ДОЙЧЕС ЦЕНТРУМ ФЮР ЛЮФТ-УНД
 РАУМФАРТ Е.Ф. (DE)

(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ ПОНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА НА ПРЕДКРЫЛКЕ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации. Устройство для предкрылка пассажирского самолета, который присоединен на шарнирах подвижно к основному крылу и выдвигается из него. Внутренний участок предкрылка имеет согласованный с наружным контуром основного крыла изгиб профиля, выполненный вогнутым, который имеет в направлении длины предкрылка форму закругленного перехода. На нижней кромке предкрылка на входе вогнутого изгиба профиля и/или на верхней кромке предкрылка на входе вогнутого изгиба профиля установлена разделительная поверхность, которая состоит из нескольких установленных последовательно щеточных волосков, которые распределены по длине предкрылка и установлены, по меньшей

мере, в один ряд. Технический результат - снижение аэродинамического шума на предкрылках пассажирских самолетов, который индуцируется во время взлета и посадки потоком воздуха через профиль предкрылка. 7 з.п. ф-лы, 9 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.

B64C 9/24 (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21), (22) Application: **2002131464/11, 22.11.2002**(24) Effective date for property rights: **22.11.2002**(30) Priority:
24.11.2001 (cl.1-8) DE 10157849.0(43) Application published: **27.05.2004**(45) Date of publication: **10.04.2007 Bull. 10**

Mail address:

**129010, Moskva, ul. B.Spaskaja, 25, str.3,
OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i
Partnery", pat.pov. G.B. Egorovoj, reg.№ 513**

(72) Inventor(s):

**MAU Knut (DE),
DOBZhINSKI Verner (DE)**

(73) Proprietor(s):

**EhJRBAS DOJChLAND GMBKh (DE),
DOJChES TsENTRUM FJuR LJufT-UND
RAUMFART E.F. (DE)**

(54) DEVICE FOR REDUCING AERODYNAMIC NOISE ON PASSENGER AIRCRAFT SLAT

(57) Abstract:

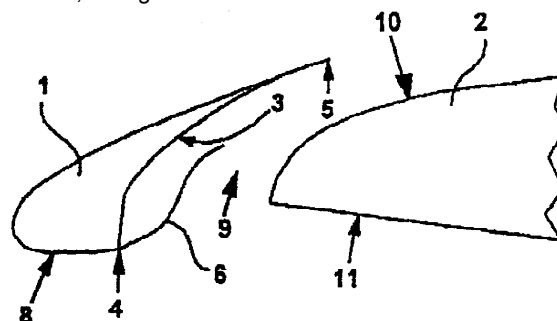
FIELD: aviation.

SUBSTANCE: proposed device is movably articulated to may the wing and is extended from it. Inner section of slat has concave bend of profile aligned with outer contour of main wing; this bend is made in form of rounded-off adapter lengthwise the slat. Lower edge of slat is provided with separating surface at inlet of concave bend of profile and/or upper edge of slat is provided with separating surface at inlet of concave bend of profile; this separating surface consists of several brush hairs distributed along length of slat and arranged in one row.

EFFECT: reduction of aerodynamic noise on passenger aircraft slats which is induced during

takeoff and landing of aircraft by flow of air through slat profile.

8 cl, 9 dwg



Фиг. 1

Изобретение относится к устройству для понижения аэродинамического шума на предкрылке пассажирского самолета в соответствии с ограничительной частью пункта 1 формулы изобретения. Устройством понижается аэродинамический шум на предкрылках в (современных) пассажирских самолетах, вызываемый вследствие обтекания воздухом

5 профиля предкрылка во время взлета и захода на посадку.

Современные пассажирские самолеты во время взлета и посадки используют так называемые вспомогательные устройства для увеличения подъемной силы для того, чтобы при малых скоростях полета создать необходимую подъемную силу. Эти составные части самолета, подразделяемые на предкрылки и посадочные закрылки, которые соединены

10 подвижно на шарнирах с основным крылом и выдвигаются из него, представляют собой, наряду с шасси являются основным источником шума при обтекании пассажирских самолетов. Так, например, для увеличения подъемной силы при пониженной скорости при заходе на посадку выдвигаются предкрылки и посадочные закрылки. Так как в современных пассажирских самолетах применяются, как правило, предкрылки типа "handley page slat",

15 то в этой конструкции между предкрылком и основным крылом создается зазор, протекание воздуха через который необходимо для желаемого повышения подъемной силы, но которое приводит к созданию повышенного шума. Этот шум во время захода на посадку, когда силовые установки сильно дросселированы, может достичь порядка величины шума силовой установки.

20 То, что специалисты серьезно занимаются подлежащими предусмотрению улучшениями понижения шума обтекаемой структуры самолета, в частности на структуре несущей поверхности на участке предкрылков, об этом дают соответствующую информацию работы по программе исследований в авиации Федеративной Республики Германия, занимающиеся уменьшением шума, исходящего от вспомогательных устройств для

25 увеличения подъемной силы. Результаты проведенных серий испытаний показали, что предкрылок вносит большую долю в общий шум по сравнению с посадочным закрылком. Обширные исследования идентифицировали выраженную "уловленную турбулентность" на обратной вогнутой (входящей в крыло) внутренней стороне предкрылка в качестве потенциального источника шума. Возникновение шума понимается так, что на указанной

30 внутренней стороне в выдвинутом состоянии предкрылка образуется срыв потока в зазоре между предкрылком и основным крылом в форме уловленной турбулентности. Этот турбулентный поток постоянно снабжается энергией от потока в зазоре, граничащем с предкрылком. По линии разъединяющего потока между областью вихревого потока и потока в зазоре в ускоренный поток в зазоре непрерывно попадают турбулентные моли,

35 вследствие чего создается шум, в частности, вследствие истечения турбулентных молей через верхнюю заднюю кромку и соответственно заднюю кромку предкрылка.

Опубликованное "American Institute of Aeronautics and Astronautics" исследование господ Добрзински (Dobrzynski) и Геляр (Gehlhar) (Dr. Werner Dobrzynski, Burkhard Gehlhar: "Air-frame Noise Studies on Wings with Deployed High-Lift Devices";

40 Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Entwurfsaerodynamik, Abteilung Technische Akustik, Forschungs-zentrum Braunschweig, Germany; 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference; June 2-4, 1998/Toulouse, France) занимается возникновением и предотвращением шума на выдвинутом предкрылке самолета. В этом исследовании, в частности, детально останавливаются на решении, согласно которому на внутреннем

45 участке на обратном участке профиля предкрылка, который закрепляется шарнирно подвижно в направлении основного крыла, внутрь вогнутости профиля установлен закрепленный на предкрылке направляющий лист, который соединяется на шарнирах с предкрылком и поворачивается. Эта мера обещает, что уровень шума во время взлета и приземления самолета уменьшится. Для крейсерского полета направляющий лист

50 соединяется на шарнирах с предкрылком. Может быть, что соответствующие понижения шума можно успешно подтвердить в аэродинамической трубе, правда, это решение едва ли можно применить по практическим соображениям, так как оно в таком виде не осуществимо. Во вдвинутом положении предкрылка (конфигурация полета) с

соответственно прижатом к обратному участку профиля внутрь направляющим листом нет достаточно места для размещения жесткой конфигурации. С другой стороны, в такой гибкой разделительной поверхности, которая при вдвигании подходит к внутреннему контуру предкрылка, нет достаточно жесткости, чтобы выдержать создаваемые потоком воздуха силы. Поэтому будет возникать склонность к флаттеру с эффектом испускания шума, которая противодействует ожидаемой цели. Соединенный на шарнирах направляющий лист потребует дополнительные механические подвижные детали, вследствие чего наряду с возрастанием расходов по изготовлению увеличится также вес. Переход от нижней стороны предкрылка к шарниру на разделительной плоскости должен быть выполнен без выступов контура и прорезей, вследствие чего требуется очень высокая точность изготовления. Кроме того, предложенная разделительная поверхность листа подвержена действию значительных переменных сил, вызываемых потоком воздуха. Так как эта разделительная поверхность закрепляется только на нижней кромке предкрылка шарниром и не предусмотрены другие элементы жесткости, имеется опасность того, что эта разделительная поверхность приводится в колебание. Так как контур обратной стороны предкрылка, как и геометрическая форма воздушной щели изменяется по длине несущей поверхности, элементы этой разделительной поверхности должны быть снабжены круткой/скосом, в результате чего дополнительно усложняется откидной механизм. Очень критично оценивается положение при ошибке, например, при блокировке механической части, так как в данном случае предкрылок уже невозможно вдвинуть.

Поскольку не сообщаются другие указания для устранения этих недостатков или также не указываются другие улучшения, согласно которым понижение шума на предкрылке осуществляется другими мерами, при которых полностью отказывались бы от дополнительных подвижных элементов и кроме того, осуществляли бы оптимальное согласование с различными состояниями полета, можно в лучшем случае предложенное решение воспринимать как побуждение к поиску улучшенных решений, согласно которым доля шума на предкрылках от общего шума, возникающего от обтекаемых структур пассажирских самолетов, значительно понижается и преобразуется в техническое и экономически удовлетворительное общее решение.

DE 19925560 A1 предлагает также с помощью установки массивной подвижной на предкрылке разделительной поверхности, например, с помощью профилированного листа, вдоль линии разделительного потока между вышеупомянутой уловленной турбулентностью на вогнутой внутренней стороне предкрылка и отделенным потоком уменьшить до минимума вышеуказанный источник истечения шума (шумов), причем имеют место в равной мере вышеуказанные недостатки, на которые обращается внимание по поводу упомянутого исследования. Кроме того, имеется опасность, что из-за покрытия вогнутой внутренней стороны предкрылка образуется объемный резонатор, вследствие чего это может привести к повышенному излучению шума. Если профилированный лист, установленный подвижно на внутренней стороне выдвинутого подкрылка на входе потока в зазоре, не полностью перегораживает эту внутреннюю сторону предкрылка и тем самым весь уловленный турбулентный поток, то можно исходить из того, что на концевой кромке листа срывается проходящий воздушный зазор поток, вследствие чего перегороденный воздух (уловленного турбулентного потока) приводится в колебание (резонансные колебания), которые воспринимаются как инфранизкий звук.

Кроме того, из DE 10019185 A1 известно устройство для понижения аэродинамического шума от предкрылков пассажирского самолета, в котором указанный внутренний участок предкрылка, присоединенный на шарнирах подвижно к основному крылу или имеющий возможность выдвигаться из него, имеет подогнанную к наружному контуру основного крыла вогнутость профиля, которая имеет в направлении длины предкрылка форму закругленного перехода. Это устройство охватывает закрепленное внутри изгиба профиля на вогнутой поверхности профиля вытесняющее тело, которое без дальнейшего принудительного ориентирования установлено путем соединения на шарнирах следующего аэродинамического тела (следующих аэродинамических тел) внутри замкнутого

вогнутостью профиля пространства. Вытесняющее тело соединено, по меньшей мере, с одной отрегулированной насадочной трубкой, установленной по участкам в полости предкрылка. Несмотря на то, что вытесняющее тело вследствие явлений старения и воздействующих нагрузок окружающей среды подвержено явлениям износа, его работа

5 предполагает подлежащее возмущающему воздействию соединение с дорогостоящей системой управления и соединение с другими системами самолета (шина данных, сжатый воздух) для приведения его в действие, если хотят понизить долю шума на предкрылке.

В соответствии с этим в основе изобретения лежит задача создать устройство для понижения аэродинамического шума на предкрылке пассажирского самолета, с помощью

10 которого без значительных затрат на предкрылок осуществляется воздействие, понижающее шум, без отрицательного изменения аэродинамических соотношений, в частности, подъемной силы, сопротивления. При отказе устройства ни в коем случае не должны возникать угрожающие воздействия, отрицательно влияющие на полет пассажирского самолета. При этом в широкой степени необходимо отказаться от

15 дополнительных подвижных механических элементов и от элементов, отрицательно влияющих на общий вес самолета, причем следует стремиться к простой установке (предусматриваемого как дооборудование) устройства и к простоте обслуживания.

Данная задача решается признаками, приведенными в п.1 формулы изобретения. В других пунктах формулы изобретения указаны целесообразные варианты выполнения этих

20 мер.

Изобретение описывается подробнее в примере выполнения с помощью приложенных чертежей, на которых показано:

Фиг.1 - устройство для понижения аэродинамического шума на предкрылке, выдвинутом из основного крыла, и с расположенной на нижней его кромке разделительной

25 поверхностью;

Фиг.2 - устройство по фиг.1 с рядом щеточных волосков, состоящим из одного или нескольких последовательно установленных щеточных волосков и образующим разделительную поверхность;

Фиг.3 - устройство для понижения аэродинамического шума на выдвинутом из основного крыла предкрылке и с установленной на верхней кромке последнего разделительной

30 поверхностью;

Фиг.4 - устройство по фиг.3 с рядом щеточных волосков, состоящим из одного или нескольких последовательно установленных щеточных волосков и образующим разделительную поверхность;

Фиг.5 - диаграмма распределения источников шума в разрезе крыла с оригинальным предкрылком и снабженного щеточными волосками предкрылка в зависимости от

35 положения предкрылка при частоте шума 2,5 кГц;

Фиг.6 - диаграмма по фиг.5 при частоте шума 3,15 кГц;

Фиг.7 - диаграмма по фиг.5 при частоте шума 4,0 кГц;

40 Фиг.8 - диаграмма по фиг.5 при частоте шума 5,0 кГц;

Фиг.9 - линии потока для устройства выдвинутого из основного крыла предкрылка без устройства для понижения аэродинамического шума по фиг.1-4.

Для того, чтобы понять ситуацию с возникновением шума на обтекаемом предкрылке 1, выдвинутом из основного крыла 2 пассажирского самолета, остановимся вначале

45 подробнее на устройстве по фиг.9. На этом изображении, в дополнение к исполнению данной конфигурации во вступительной части, четко показывается на прохождении потока воздуха вокруг этого оригинального предкрылка 1 в выдвинутом положении во время взлета и приземления пассажирского самолета. Наблюдателю может показаться интересным тот факт, что обширные исследования на вогнутой внутренней стороне

50 предкрылка 1 идентифицируют в качестве потенциального источника шума "уловленную турбулентность 12 воздуха", которая образована в виде так называемого вихревого цилиндра и составляет часть мешающего общего шума. На основании пространственного расширения данного эффекта по всей длине этой несущей поверхности речь идет при этом

о высокоэффективном источнике звука, уровень шума которого необходимо, по меньшей мере, уменьшать. Для предотвращения возможных недоразумений еще добавляется, что поверхность внутренней стороны предкрылка 1 представляет собой вогнутый сводчатый внутренний участок, который совпадает с наружным контуром основного крыла 2, причем этот внутренний участок имеет форму закругленного перехода в направлении длины предкрылка.

Исходя из обсужденных во введении представлений об устранении шума на предкрылке 1, на фиг.1-4 предлагается по существу концепция более простого решения, успех которого подтвержден в экспериментально аэродинамической трубе и может быть пояснен с помощью фиг.5-8.

Из фиг.1-4 можно сделать вывод, что для осуществления понижения шума применяют разделительную поверхность 6, которая состоит из многих установленных последовательно щеточных волосков 7 и которая образуется установленным в направлении длины предкрылка рядом щеточных волосков.

Если на вогнутой обратной стороне предкрылка 1, как предусмотрено на фиг.9, не выполнена разделительная поверхность 6, то в выдвинутом положении предкрылка 1 создается срыв проходящего через участок 9 потока в зазоре между предкрылком 1 и основным крылом 2 в форме выраженной уловленной турбулентности 12 воздуха. Эта турбулентность воздуха 12 во время взлета и снижения пассажирского самолета (в выдвинутом из основного крыла 2 положении предкрылка 1) постоянно снабжается энергией от граничащего потока в зазоре. Через так называемую фиктивную линию разъединяющего потока, находящуюся между областью вихревого потока и потоком в зазоре, турбулентные моли непрерывно попадают в ускоренный поток в зазоре, вследствие чего затем создается шум, в частности в результате истечения турбулентных молей над верхней кромкой 5 (верхняя задняя кромка), соответственно верхней задней кромкой предкрылка 1.

Решение с гибко выполненной разделительной поверхностью 6 по фиг.1, расположенной на нижней кромке 4 предкрылка 1 на входе его вогнутого изгиба 3 профиля и состоящей из нескольких расположенных последовательно щеточных волосков 7, которые распределены по длине предкрылка, имеет целью лишь более простой путь. Вместо жестких листов, предложенных, как известно, в качестве разделительной поверхности 6, устройство которых можно видеть в поясненном вначале DE 19925560 F1, которые закреплены с возможностью поворота на нижней кромке 4 предкрылка 1, размещение которых вследствие указанных вначале недостатков в пассажирском самолете с предкрылком 1, соединенным на шарнирах с основным крылом 2, представляется неразрешимым, или вместо вытесняющего надуваемого тела, заполняющего внутренний участок вогнутости профиля предкрылка 1, который требует также вследствие вышеуказанных недостатков как дорогостоящей, так и ненадежной системы управления, а также присоединения к другим системам самолетов, например, шина данных, сжатый воздух, понижение шума достигается путем применения щеток (щеточных волосков 7). При этом на нижней кромке 4 предкрылка 1 по всей длине предкрылка устанавливают, например, тонкий ряд щеток таким образом, что, как показано на фиг.2, щеточные волоски 7 в состоянии покоя, то есть в стоящем на земле пассажирском самолете, следуют за удлинением нижнего наружного контура предкрылка 1 в направлении потока.

Это устройство по фиг.1 можно снова видеть на фиг.2 с разделительной поверхностью 6, которая составлена из нескольких установленных последовательно щеточных волосков 7 и, например, образует ряд щеточных волосков. На фиг.2 можно увидеть, что эти щеточные волоски 7 в положении полета пассажирского самолета вследствие своей гибкости самостоятельно выравниваются, следуя силе ветра, по потоку воздуха. Они, по меньшей мере, частично, закрывают уловленный турбулентный поток 12 и тем самым препятствуют описанному энергообмену.

Преобразованная щеточными волосками 7 гибкая разделительная поверхность 6, которая согласно фиг.1 и 2 находится на нижней кромке 4 предкрылка 1 на выходе

вогнутого изгиба 3 профиля, имеет относительно жесткой, выполняемой листами и соединяемой на шарнирах разделительной поверхности то преимущество, что щеточные волоски 7 сами приводятся в соответствии с получающимися для разных углов атаки при полете разными контурами разделительных потоков под воздействием динамического

5 давления потока на участке 9 зазора.

Кроме того, на нижней кромке 4, соответственно задней кромке предкрылка может быть предусмотрено подвижное шарнирное соединение щеточных волосков 1 ряда щеточных волосков, что ниже еще будет описано, благодаря чему предкрылок 1 в полетной конфигурации затем без труда может втягиваться, так как щеточные волоски 7, поскольку

10 предкрылок 1 шарнирно соединен с основным крылом 2, в этом положении примыкают к внутреннему участку вогнутости профиля предкрылка 1 или вогнутой стороне задней стороны предкрылка.

С помощью такой установки в соответствии с фиг.1 и 2 значительно предотвращается образование турбулентного, свободного и тем самым неустойчивого срезающего поток

15 слоя и тем самым сказывается воздействие на величину источника шума в направлении понижения.

В ином случае - согласно фиг.3 и 4 - разделительная поверхность 6 может быть установлена посредством многих последовательно расположенных щеточных волосков 7 (указанного ряда щеточных волосков) также и на верхней кромке 5 или соответственно на

20 верхней кромке истечения предкрылка 1. Такая установка вызывает уменьшение излучения шума от кромок, который, как известно, создается вследствие истечения турбулентного потока через кромку конца поверхности (преобразование гидродинамических колебаний давления в распространяющееся звуковое давление). Понижение шума создается тем, что дискретность выравнивания турбулентных поверхностных колебаний давления на жесткой

25 кромке вследствие концевой сопротивленности потоку кромки щетки (подобно модели при пористой концевой кромке) заменяется постепенным выравниванием турбулентных изменений давления в направлении потока.

Возвращаясь к подвижному шарнирному соединению таких щеточных волосков 7 или к их ряду, которые (например, фиг.1 и 2) установлены на нижней кромке 4 или на нижней

30 кромке истечения предкрылка 1 на входе вогнутого изгиба 3 профиля или (например, фиг.3 и 4) на верхней кромке 5 предкрылка 1 на выходе вогнутого изгиба 3 профиля и образуют так называемую разделительную поверхность 6, которая состоит из нескольких последовательно установленных щеточных волосков 7 или из нескольких последовательно установленных пучков щеточных волосков, которые собраны из нескольких щеточных

35 волосков 7 определенного количества, причем щеточные волоски 7 или ряд щеточных волосков распределены по нижней или верхней кромке предкрылка 1 в направлении по длине предкрылка, по меньшей мере, в один ряд, возможно также расположение в два или более рядов, далее поясняется следующее.

Образованная установленными в ряд щеточными волосками 7 или пучками щеточных

40 волосков разделительная поверхность 6 установлена на подвижном изменяемом несущем элементе обозначенных в общем щеток, который проходит вдоль длины предкрылка. Этот несущий элемент примыкает к соответствующим образом приводимым в движение направляющим элементам (не показанного на фигурах и подробно не поясненного) шарнирного устройства. С помощью этих направляющих элементов шарнирного устройства

45 можно соединять несущий элемент, поскольку предкрылок 1 выдвинут из основного крыла 2, или назад к вогнутому изгибу 3 профиля или в другом случае к наружному участку 8 предкрылка, находящемуся вне заключенного между вогнутым изгибом 3 профиля и основным крылом участка 9 зазора, представляющего собой промежуточное пространство между выдвинутым предкрылком 1 и основным крылом 2. Тем самым разделительная

50 поверхность 6 или щеточные волоски 7 направляются или к внутреннему участку предкрылка 1, или к верхней или нижней сторонам 10, 11 основного крыла 2 и там прилегают.

В другом случае несущий элемент присоединен к соответствующим направляющим

элементам, которые приводятся в движение исполнительными двигателями, перемещающими также предкрылок 1, которыми он прижимается в участок 9 зазора (промежуточного пространства) таким образом, что щеточные волоски 7, поскольку предкрылок шарнирно соединен с основным крылом 2, находятся между присоединенным предкрылком 1 и основным крылом 2.

Относительно обоих устройств в соответствии с фиг.1-4 остается дополнить, что щеточные волоски 7 закреплены на (не показанной на фигурах) установочной поверхности несущего элемента вертикально. Эти щеточные волоски 7 можно объединить в пучок щеточных волосков, из которых несколько волосков распределены по длине предкрылка и установлены, по меньшей мере, в один ряд. Путем последовательного расположения щеточных волосков 7 или объединенных в пучок щеточных волосков, установленных плотно друг к другу, можно реализовать ряд щеточных волосков. Щеточные волоски 7 должны быть выполнены тонкими, которые тем самым способны на то, чтобы в состоянии полета (взлет и посадка) пассажирского самолета или также во время движения качения с соприкосновением с землей при различных углах атаки предкрылка 1 самостоятельно выравниваться благодаря своей гибкости относительно сил ветра под действием аэродинамического давления потока в воздушном зазоре, который проходит через 9 участок зазора. Щеточные волоски 7 установлены с определенной плотностью, поэтому дискретность выравнивания турбулентных колебаний давления на поверхности на жесткой задней кромке предкрылка 1 вследствие конечного сопротивления кромки щетки потоку заменяется постепенным выравниванием турбулентных переменных давлений в направлении потока. Кроме того, щеточные волоски 7 установлены с такой плотностью, которая также при плотно размещенных щеточных волосках 7 и пучках преобразует воздухопроницаемость частей потока через зазор без полного уплотнения вогнутого внутреннего участка предкрылка 1, после чего щеточными волосками 7 еще осуществляется выравнивание давления воздуха.

Дополнительно к представленным вариантам выполнения представляется устройство для понижения аэродинамического шума на предкрылке пассажирского самолета, которое поясняется с помощью первой возможности выполнения (фиг.1 и 2) и второй возможности выполнения (фиг.3 и 4). При этом не следует не упомянуть о том, что согласно первой возможности выполнения на нижней кромке предкрылка 1 по всей длине установлен тонкий ряд щеток так, что щеточные волоски 7 в состоянии покоя, т.е. на стоящем самолете, следуют за удлинением нижнего наружного контура предкрылка 1 в направлении потока. В состоянии полета эти щеточные волоски 7 вследствие своей гибкости выравниваются самостоятельно, следуя силам ветра по потоку.

Специалист будет также стремиться к тому, чтобы экспериментально, по меньшей мере, в виде теста рассчитать силу источников звука первоначального основного крыла 2 без установленных на верхней и нижней кромках вначале вогнутого профиля 3 на выдвинутом подкрылке 1 щеток, последовательно установленных щеточных волосков 7 или пучков щеточных волосков и модифицированного щетками предкрылка 1 указанной конфигурации для того, чтобы быть соответственно уверенным в своих ожиданиях. При этом он будет стремиться к тому, чтобы с помощью акустического вогнутого отражателя измерить значения силы источника и распределение источников на отрезке несущего крыла в посадочной конфигурации, то есть при выдвинутом предкрылке 1 и при выдвинутом посадочном закрылке. При этом способе измерения получают характеристику уровня шума по пути перемещения (пути полета) для того, чтобы его прошел вогнутый отражатель. Предпринятые серии тестов, произведенных на модели в масштабе 1:6, которые в соответствии с фиг.5-8 подтверждают положительный выход ожидаемого понижения шума в результате проведенных серий испытаний, основаны на геометрическом упорядочении с двумя основными источниками, с предкрылком при $X=-320$ мм и боковой кромкой посадочного закрылка при $X=60$ мм, причем данная "X" означает координату пути перемещения. На фиг.5-8 показаны силы источников основного крыла 2 в исходном состоянии без предкрылков 1 сплошной формой кривой и значениями силы источников

основного крыла 2 с предкрылком 1 штриховой формой кривой. Фиг.5-8 сообщают этому специалисту для частот 2,5 кГц, 3,5 кГц, 4 кГц и 5 кГц ожидаемое уменьшающее шум действие этой модифицированной конфигурации крыла с потенциалом понижения силы источника до 15 дБ.

5 Ожидаемый результат теста подтверждает, с одной стороны, мысль о том, что выравнивающиеся щетки, установленные на верхней и/или нижней кромках в начале
10 вогнутого изгиба 3 профиля на выдвинутых предкрылках 1, или выравнивающийся слой щеточных волосков путем экранирования турбулентного участка вогнутой внутренней стороны (предкрылка 1) гидродинамически отделяется от потока в зазоре между выдвинутым предкрылком 1 и основным крылом 2. С другой стороны, проницаемость щеток или щеточных волосков предотвращает полное уплотнение так, что обеспечивается еще
15 выравнивание давления между обоими участками и тем самым не могут возбуждаться явления резонанса и звуковые эффекты.

Для вдвинутого положения предкрылка 1 на основное крыло 2 в крейсерском полете, как
15 указано ранее, снабженная однорядными или многорядными расположенными рядом друг с другом по длине предкрылка последовательно закрепленными щеточными волосками 7 или пучками щеточных волосков (рядами щеточных волосков) разделительная поверхность 6, которая закреплена на подвижно изменяемом несущем элементе, проходящем по длине предкрылка и на верхней или нижней кромке предкрылка 1 и на входе или выходе
20 вогнутого изгиба 3 профиля, с помощью простого шарнирного соединения несущего элемента откинута внутрь выдвинутого предкрылка 1 и силой исполнительных двигателей, которые перемещают также предкрылок 1, прижата в пространстве между предкрылком 1 и основным крылом 2 так, что несущий элемент вместе с разделительной поверхностью 6 очень близко расположен и примыкает к внутреннему пространству вогнутого изгиба 3
25 профиля полностью введенного или соединенного с основным крылом 2 предкрылка 1. Равным образом перед запланированным вдвиганием предкрылка 1 в этой ситуации несущий элемент вместе с составленной из ряда щеток разделительной поверхностью мог бы отводиться также наружу от предкрылка 1 с удалением из воздушной щели, то есть вниз под нижнюю кромку или вверх над верхней кромкой 5 предкрылка 1 так, что в
30 конечной стадии щеточные волоски 7 прилегают к нижней или верхней стороне поверхности основного крыла 2.

Специалист сделает вывод, что подвижно закрепленная с возможностью измерения на предкрылке 1 разделительная поверхность (кромка щетки с последовательно
35 установленными щеточными волосками 7) относительно неподвижной прикрепляемой шарнирно к предкрылку 1 разделительной поверхности будет иметь то преимущество, что щеточные волоски 7 сами приспосабливаются к получаемым для разных углов атаки разным контурам линий разделения потока под действием динамического давления потока. Кроме того, при подвижном соединении так называемой кромки щетки к нижней задней кромке предкрылка 1 можно без проблем вступить в конфигурацию движения, так как
40 щеточные волоски 7 тогда могут примыкать к вогнутой задней стороне предкрылка. Принимая во внимание техническую осуществимость, представленное устройство (по фиг.1 и 2) для понижения аэродинамического шума на предкрылке 1 пассажирского самолета будет тем самым значительно более привлекательным по сравнению с жесткой разделительной поверхностью. В то время как размещение щеток предотвращает
45 образование турбулентного, свободного и тем самым нестабильного срезающего слоя потока и тем самым влияет на источник шума в направлении понижения, подобные кромки щеток для понижения шума могут быть установлены также на верхней задней кромке предкрылка 1. Такое устройство (по фиг.3 и 4) для понижения аэродинамического шума на предкрылке 1 пассажирского самолета вызывает уменьшение испускания шума от кромок,
50 возникающего, как известно, вследствие истечения турбулентного потока по кромке концевой поверхности. Понижение шума осуществляется тем, что прерывность выравнивания турбулентных колебаний давления на поверхности на жесткой кромке вследствие конечного сопротивления потока кромки щетки заменяется постепенным

выравниванием турбулентных переменных давлений в направлении потока. Кромки щеток на нижней и/или верхней кромке предкрылка могут, как предложено, использоваться или одиночно или также в комбинации для понижения шума.

Эффект понижения шума от отдельных мер при комбинировании суммируется, так как
 5 щетка (щетki, ряд щеток) на нижней задней кромке понижает значения источника, а щетка (щетki, ряд щеток) на верхней задней кромке оказывает важное влияние на механизм излучения в смысле понижения шума.

Позиции

- 1 предкрылок
- 10 2 основное крыло
- 3 изгиб профиля
- 4 нижняя кромка (нижняя задняя кромка предкрылка)
- 5 верхняя кромка (верхняя задняя кромка предкрылка)
- 6 разделительная поверхность
- 15 7 щеточные волоски
- 8 наружный участок предкрылка
- 9 участок зазор
- 10 верхняя сторона (верхний наружный участок поверхности основного крыла 2)
- 11 нижняя сторона (нижний наружный участок поверхности основного крыла 2)
- 20 12 уловленный турбулентный поток воздуха

Формула изобретения

1. Устройство для понижения аэродинамического шума на предкрылке пассажирского самолета, который подвижно соединен на шарнирах с основным крылом и выполнен с
 25 возможностью выдвижения из него, внутренний участок которого имеет согласуемый с наружным контуром основного крыла изгиб профиля, выполненный вогнутым, при этом основное крыло имеет в направлении длины предкрылка форму закругленного перехода, отличающееся тем, что на нижней кромке (4) предкрылка (1) на входе вогнутого изгиба (3) профиля и/или на верхней кромке (5) предкрылка (1) на выходе вогнутого изгиба (3) профиля установлена разделительная поверхность (6), состоящая из нескольких
 30 расположенных последовательно щеточных волосков (7), которые распределены по длине предкрылка и установлены, по меньшей мере, в один ряд.

2. Устройство по п.1, отличающееся тем, что разделительная поверхность (6) установлена на несущем элементе, который подвижно изменяемо закреплен на нижней
 35 кромке (4) предкрылка (1) на входе вогнутого изгиба (3) профиля или на верхней кромке (5) предкрылка (1) на выходе вогнутого изгиба (3) профиля и проходит вдоль длины предкрылка.

3. Устройство по пп.1 и 2, отличающееся тем, что несущий элемент присоединен к соответствующим приводимым направляющим элементам соединительного устройства, с
 40 помощью которых он может быть соединен, когда предкрылок (1) выдвинут из основного крыла (2), или к изгибу (3) профиля, или по наружному участку (8) предкрылка, который находится вне заключенного между изгибом (3) профиля и основным крылом (2) участка (9) зазора так, что щеточные волоски (7) обращены или прилегают к внутреннему участку предкрылка (1) или к верхней или нижней стороне (10, 11) основного крыла (2), или, с
 45 другой стороны, несущий элемент присоединен к соответствующим направляющим элементам, которые приводятся в действие усилием исполнительных двигателей, перемещающих также предкрылок (1), с помощью которых он вжимается в участок (9) зазора так, что щеточные волоски (7) находятся между предкрылком (1) и основным крылом (2), когда предкрылок (1) присоединен на шарнирах к основному крылу (2).

4. Устройство по пп.1 и 2, отличающееся тем, что щеточные волоски (7) закреплены на
 50 исполнительной поверхности несущего элемента вертикально, соответственно собраны в пучок щеточных волосков, из которых некоторые распределены по длине предкрылка и установлены, по меньшей мере, в один ряд.

5. Устройство по пп.1 и 4, отличающееся тем, что последовательным расположением щеточных волосков (7) или собранных в пучки щеточных волосков, расположенных плотно друг к другу, реализован ряд щеточных волосков.

5 6. Устройство по п.1, отличающееся тем, что щеточные волоски (7) выполнены тонкими и способны в положении полета пассажирского самолета при различных углах атаки предкрылка (1) самостоятельно выравниваться вследствие своей гибкости, следуя силам ветра под действием аэродинамического давления потока в зазоре, проходящего через участок (9) зазора.

10 7. Устройство по п.1, отличающееся тем, что щеточные волоски (7) установлены с определенной плотностью так, что дискретность выравнивания турбулентных поверхностных колебаний давления на жесткой задней кромке предкрылка (1) вследствие конечного сопротивления потоку щеточной кромки заменяется постепенным выравниванием турбулентных переменных давлений в направлении потока.

15 8. Устройство по любому из пп.4-7, отличающееся тем, что щеточные волоски установлены с плотностью волосков, которая также и при плотно установленных щеточных волосках (7) или пучках преобразует воздухопроницаемость частей потока через зазор без полного уплотнения вогнутого внутреннего участка предкрылка (1), после чего щеточными волосками (7) осуществляется выравнивание давления воздуха.

20

25

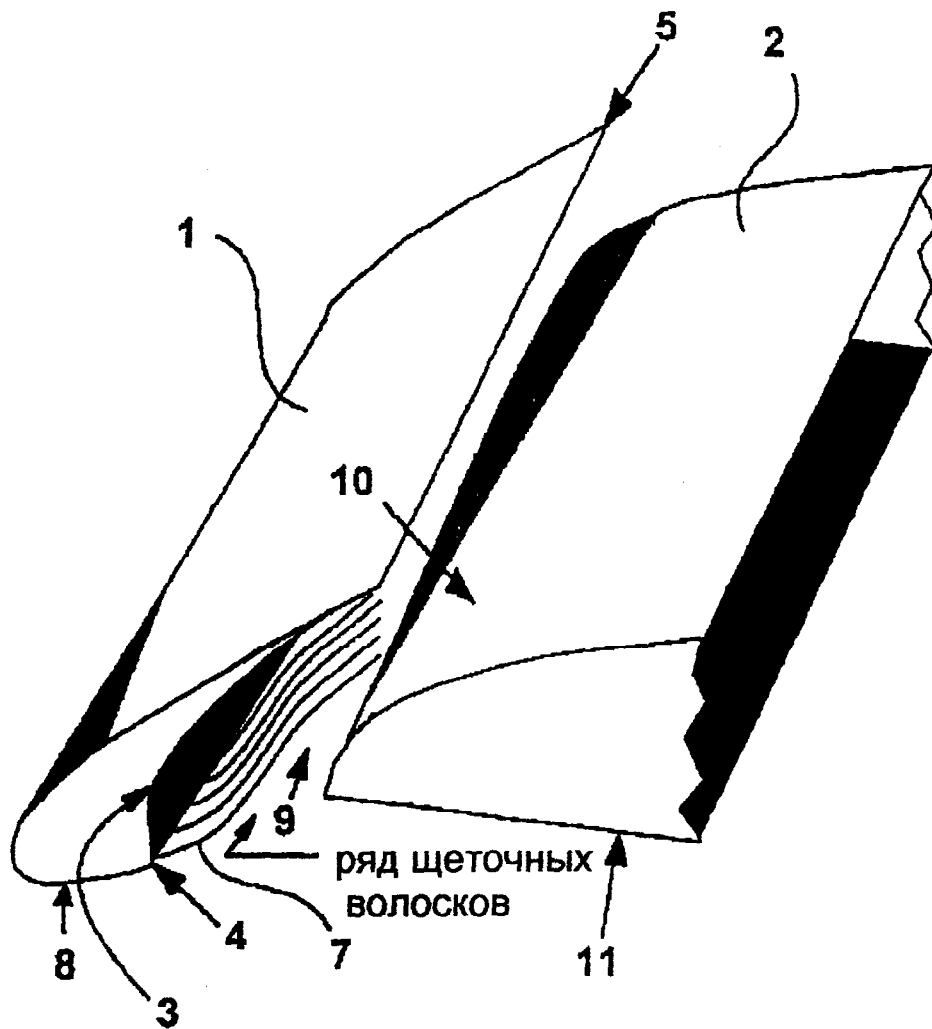
30

35

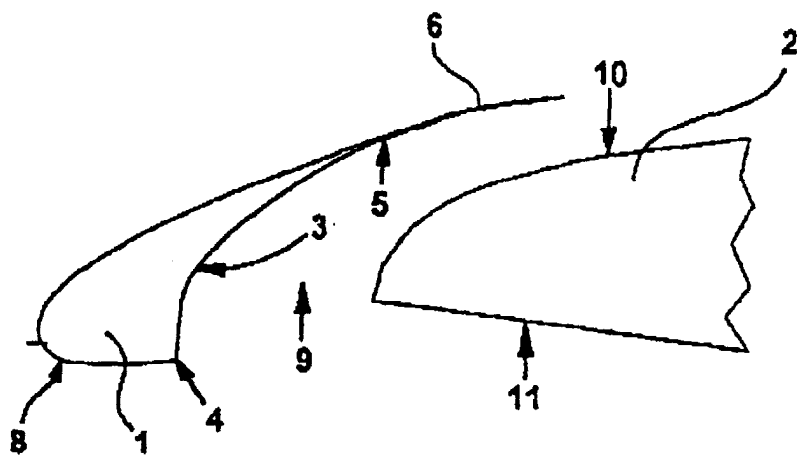
40

45

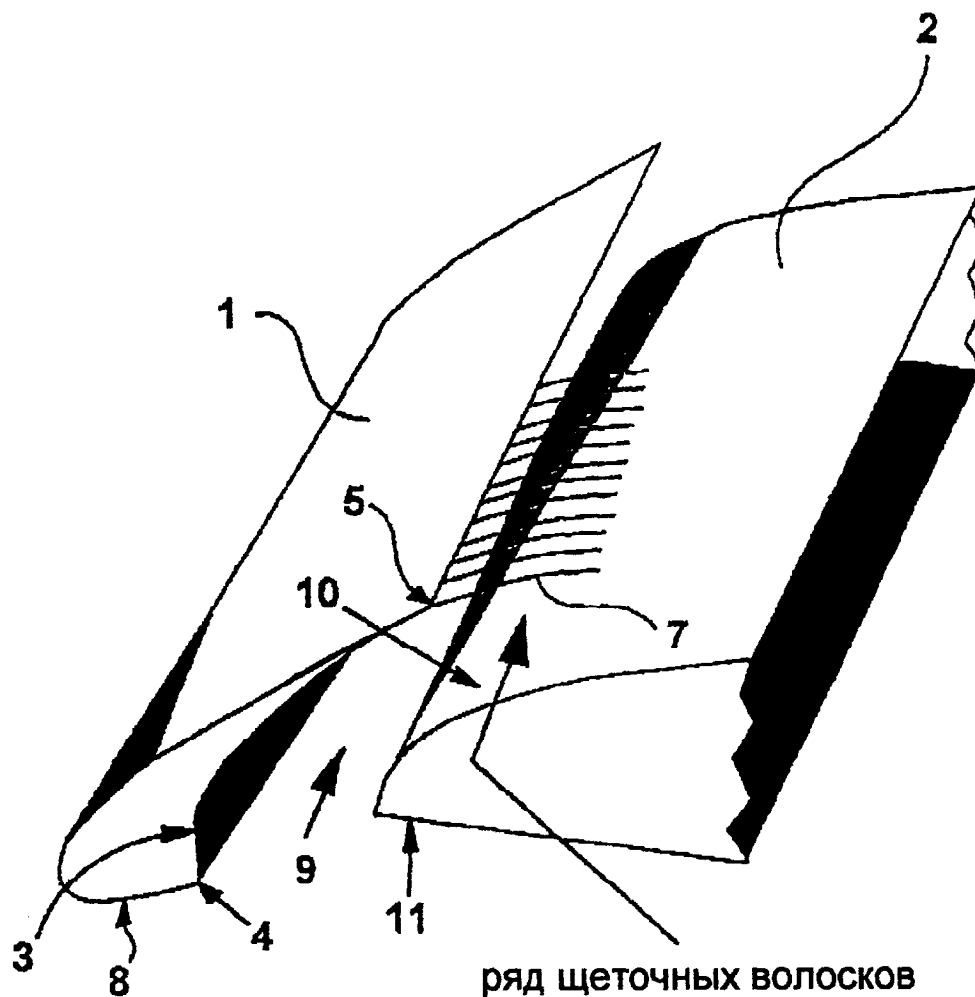
50



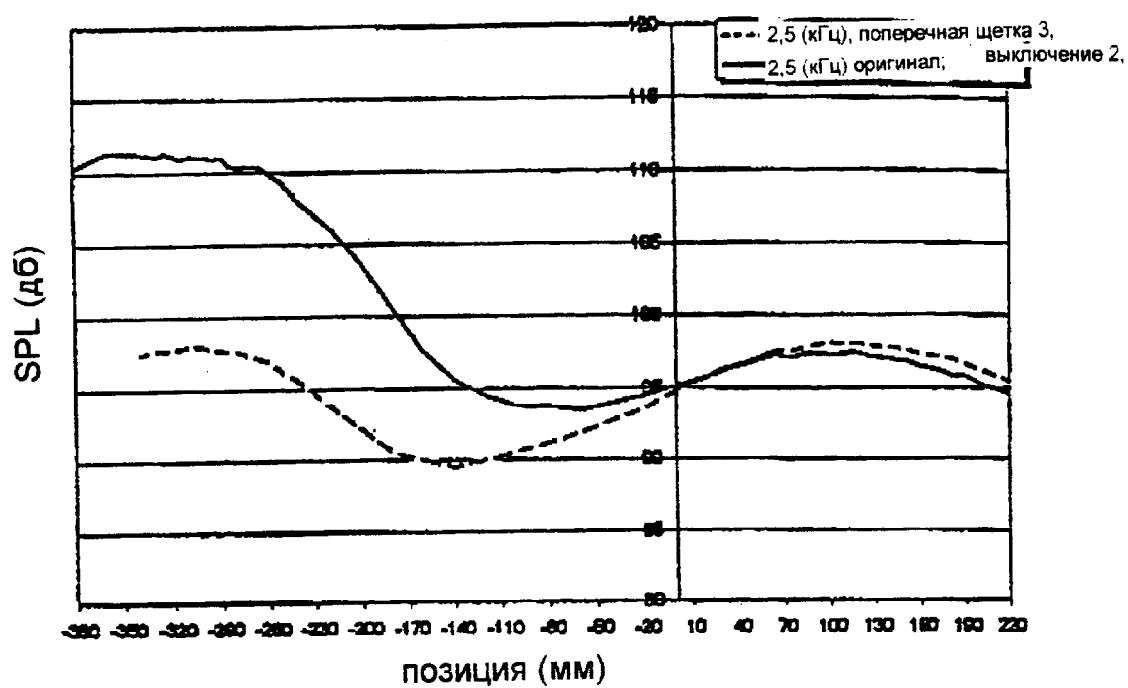
Фиг. 2



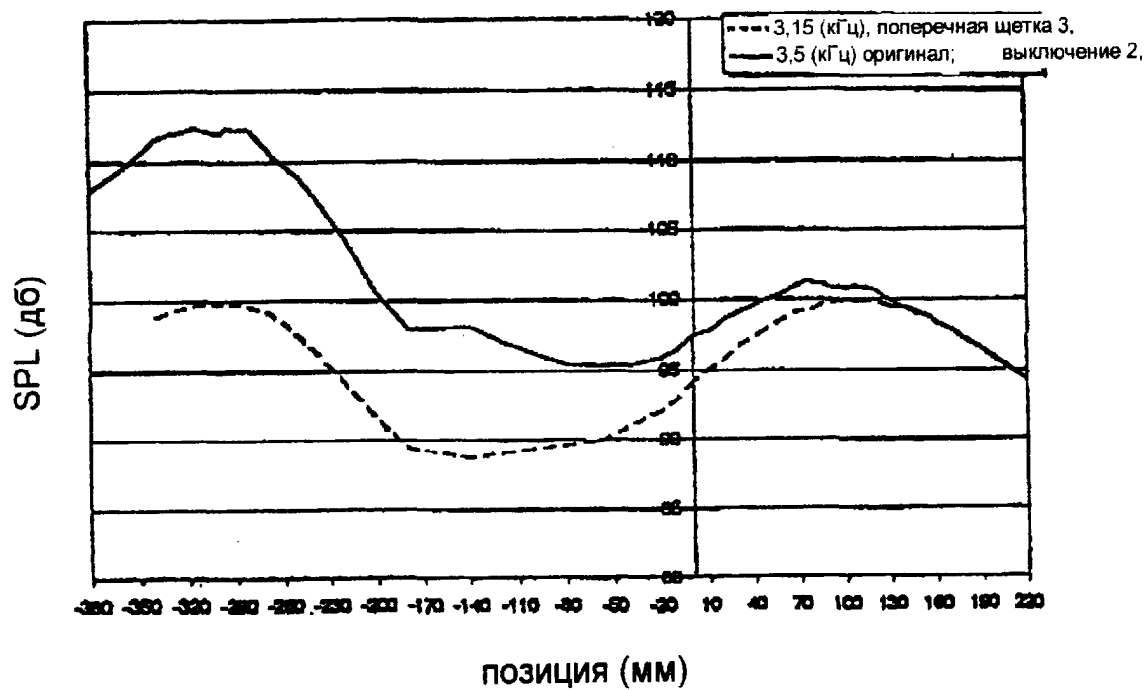
Фиг. 3



ряд щеточных волосков
Фиг. 4

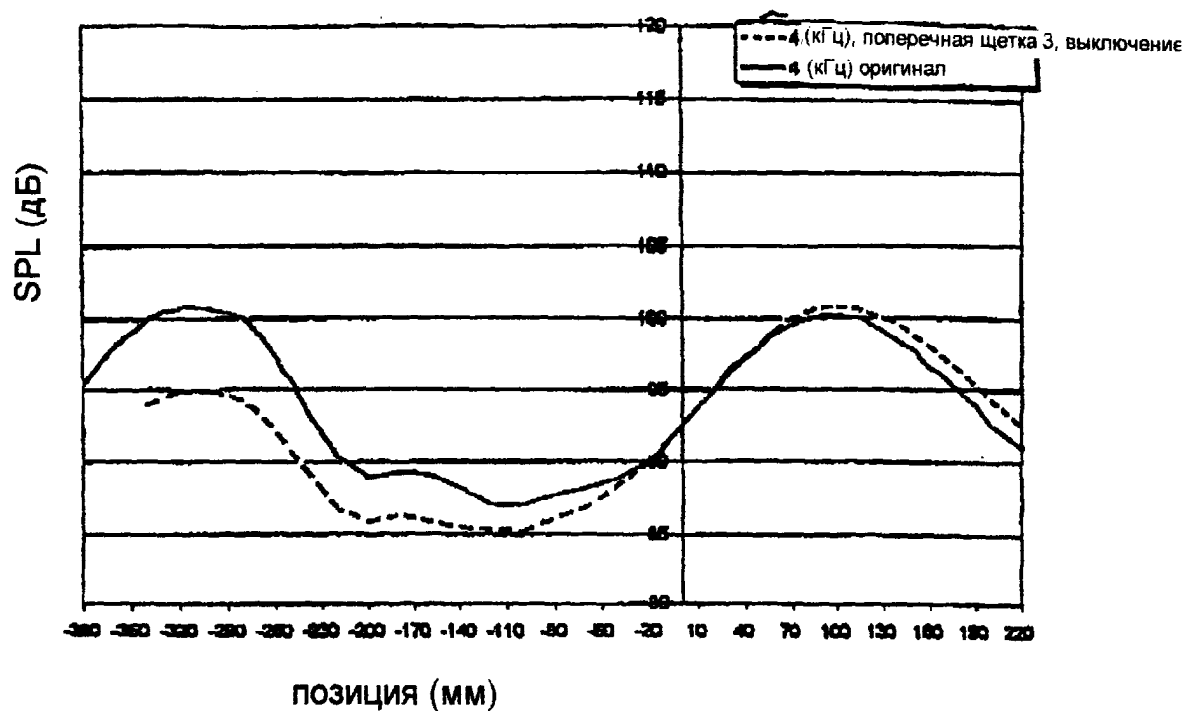


Фиг. 5



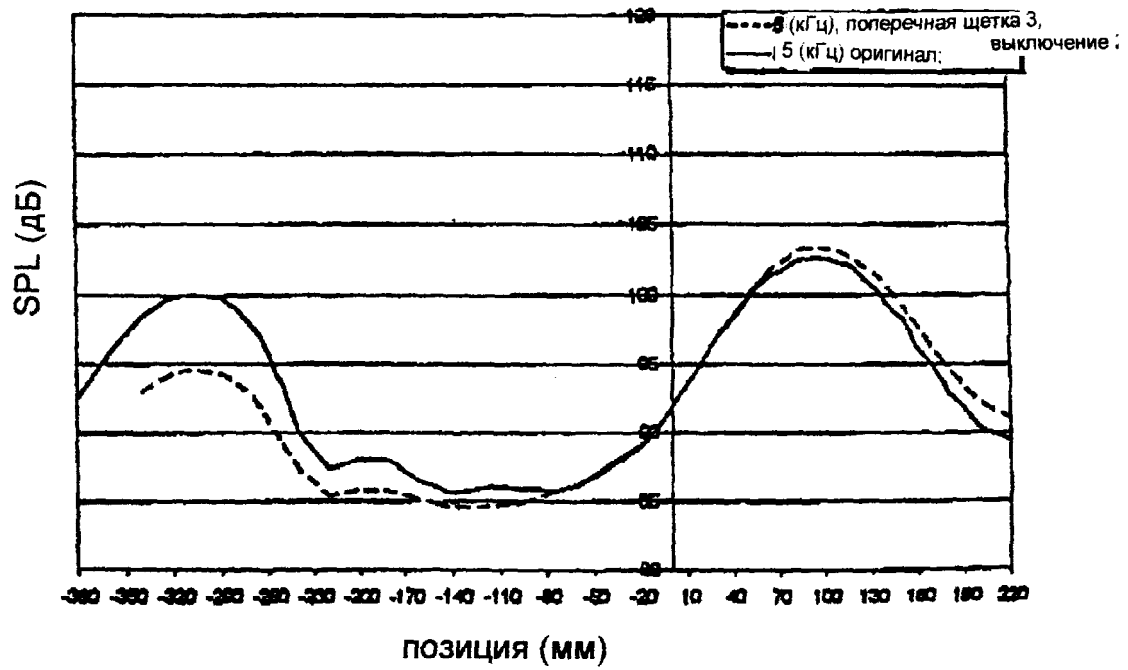
позиция (мм)

Фиг. 6

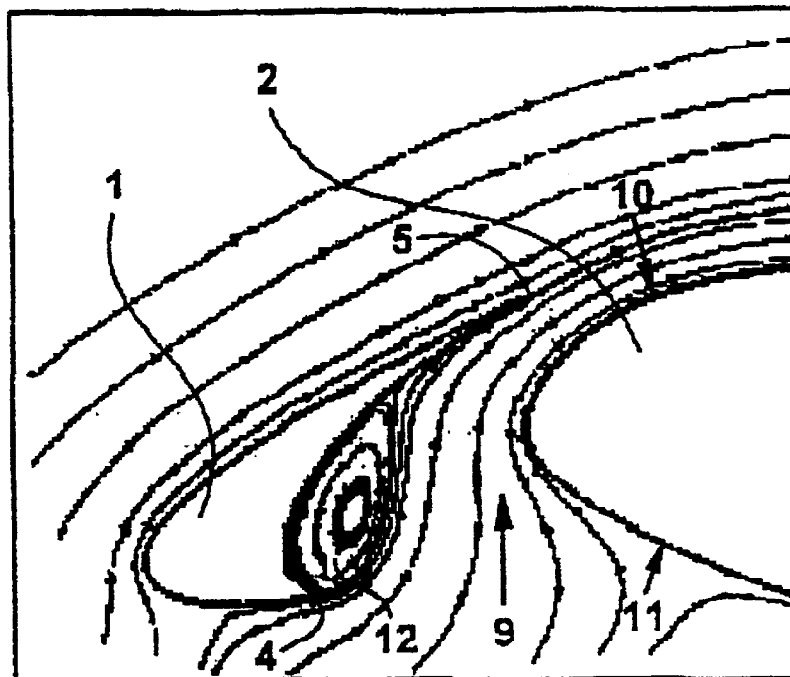


позиция (мм)

Фиг. 7



Фиг. 8



уровень
техники
Фиг. 9