

2460892  
29 IV 2011

## **Способ регулирования сверхзвукового воздухозаборника**

Авторы патента:

**Стрелец Михаил Юрьевич (RU)**  
**Полякова Наталья Борисовна (RU)**  
**Смирнов Александр Алексеевич (RU)**  
**Давиденко Александр Николаевич (RU)**  
**Косицин Александр Анатольевич (RU)**  
**Асташкин Алексей Владимирович (RU)**  
**Рунишев Владимир Александрович (RU)**  
**Бибиков Сергей Юрьевич (RU)**  
**Андреев Роман Викторович (RU)**  
**Суцкевер Анатолий Исаакович (RU)**

Владельцы патента:

**Открытое акционерное общество "ОКБ Сухого" (RU)**  
**Открытое акционерное общество "АВИАЦИОННАЯ ХОЛДИНГОВАЯ КОМПАНИЯ**  
**"СУХОЙ" (RU)**

Изобретение относится к авиационной технике, а именно к воздухозаборникам силовых установок сверхзвуковых самолетов. При регулировании сверхзвукового воздухозаборника изменяют площадь горла и положение скачков уплотнения путем одновременного поворота передней регулируемой панели и задней регулируемой панели. Ось поворота передней регулируемой панели совпадает с линией пересечения первой и второй ступени одного из стреловидных клиньев, не перпендикулярной набегающему потоку. Ось поворота задней регулируемой панели расположена в зоне задней кромки задней регулируемой панели и ориентирована из условия наличия точки пересечения с осью поворота передней регулируемой панели. При повороте передней и задней регулируемых панелей их боковые кромки перемещаются относительно спрофилированных боковых поверхностей канала без образования щелей между ними. Изобретение позволяет повысить газодинамические характеристики воздухозаборника, а также снизить его радиолокационную заметность. 3 з.п. ф-лы, 8 ил.

Изобретение относится к авиационной технике, а именно к воздухозаборникам силовых установок сверхзвуковых самолетов. Преимущественной областью применения изобретения являются самолеты с ТРДД с максимальным числом Маха не более 3-х.

Создание малозаметного в РЛ-диапазоне летательного аппарата (ЛА) подразумевает, что форма всех его элементов способствуют снижению уровня эффективной площади рассеяния (ЭПР) ЛА. Это относится и к форме входа воздухозаборника двигателя. Для достижения желаемого результата все кромки воздухозаборника должны иметь стреловидность и быть параллельны каким-либо элементам ЛА (кромкам крыла, оперения и др.). Реализация такого воздухозаборника, обладающего высокими внутренними характеристиками во всем эксплуатационном диапазоне, невозможна без его регулирования.

Регулируемыми, как правило, выполняются поверхности торможения воздухозаборника (например, клин или конус). На сверхзвуковых скоростях изменение угла раствора поверхности торможения приводит к изменению интенсивности торможения потока в воздухозаборнике, а также изменению площади его горла. В совокупности эффект от такого регулирования позволяет получить высокие характеристики воздухозаборника во всем диапазоне скоростей полета летательного аппарата, на котором он установлен.

Известен способ регулирования сверхзвукового плоского (двухмерного) воздухозаборника, поверхность торможения которого представлена многоступенчатым нестреловидным клином (Ремеев Н.Х. «Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов». Изд. ЦАГИ, г.Жуковский, 2002 г., 178 с.). В известном решении регулирование воздухозаборника осуществляется с помощью поворотных относительно соответствующих осей панелей. Панели расположены в канале одна за другой. Передняя панель содержит ступени клина торможения, кроме первой. Ее ось совпадает с линией пересечения первой и второй ступени клина. Задняя панель является частью канала и имеет сложную форму. Ось задней панели проходит над ее задней кромкой. Отсутствие стреловидности кромки и ступеней клина торможения позволяет использовать параллельные оси поворота панелей, перпендикулярные набегающему потоку. Недостатком способа регулирования плоского воздухозаборника применительно к воздухозаборнику со стреловидными кромками является неосуществимость его регулирования осями, перпендикулярными направлению потока, т.к. все элементы входа воздухозаборника имеют стреловидность.

В качестве прототипа изобретения принят способ регулирования сверхзвукового воздухозаборника, при котором осуществляют изменение площади горла и положение скачков уплотнения (RU 2343297 С1). В известном решении реализуется пространственное торможение потока за счет использования V-образного клина (т.е. двух примыкающих друг к другу стреловидных клиньев, ориентированных друг к другу на виде спереди под тупым углом). Воздухозаборник выполнен с приданием стреловидности всем кромкам входа. Регулирование воздухозаборника осуществляется при помощи двух пар поворачивающихся относительно соответствующих осей панелей. Передние панели каждой из пар являются частью поверхностей торможения. Задние панели являются частью канала. При регулировании каждой пары панелей между их смежными торцевыми сторонами возникают поперечные щели, а между их боковыми сторонами возникают продольные щели как по стыкам с боковыми стенками, так и по стыкам друг с другом. Данное техническое решение имеет следующие недостатки:

- способ регулирования воздухозаборника не обеспечивает необходимую площадь горла на дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях полета, т.к. амплитуда перемещения подвижных панелей мала. В противном случае возникают упомянутые продольные щели неприемлемых размеров. Это означает, что воздухозаборник не обеспечивает работу ТРДД во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и не является многорежимным;

- технически сложная реализация способа регулирования воздухозаборника.

Технический результат, на достижение которого направлено изобретение, заключается в обеспечении возможности изменения угла раствора ступеней одного из стреловидных клиньев торможения и минимальной площади проходного сечения воздухозаборника (горла) без образования в его канале нежелательных продольных щелей и заедания подвижных элементов. Такое регулирование позволит, в свою очередь, обеспечить устойчивую работу двигателя на всех режимах полета летательного аппарата вплоть до числа Маха  $M=3.0$  с коэффициентом восстановления полного давления на входе в двигатель на уровне не ниже типового для регулируемых плоских воздухозаборников и суммарной неоднородностью потока ниже максимально допустимой величины («Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов», под ред. Г.С.Бюшгенса. - М.: Наука. Физматлит, 1998). При этом за счет параллелограммной формы входа воздухозаборника на виде спереди и придания всем его кромкам стреловидности достигается снижение РЛ-заметности объекта, на котором он установлен. Наибольший эффект снижения РЛ-заметности будет достигаться в случае, когда кромки воздухозаборника параллельны каким-либо элементам объекта (передним или задним кромкам крыла, оперения и др.).

Указанный технический результат достигается тем, что в способе регулирования сверхзвукового воздухозаборника, при котором осуществляют изменение площади горла и

положение скачков уплотнения, изменение площади горла и положение скачков уплотнения осуществляют путем одновременного поворота передней регулируемой панели, ось поворота которой совпадает с линией пересечения первой и второй ступени одного из стреловидных клиньев, не перпендикулярной набегающему потоку, и задней регулируемой панели, ось поворота которой расположена в зоне задней кромки задней регулируемой панели и ориентирована из условия наличия точки пересечения с осью поворота передней регулируемой панели, при этом при повороте передней и задней регулируемых панелей их боковые кромки перемещаются относительно спрофилированных боковых поверхностей канала без образования щелей между ними.

Кроме того, при повороте передней и задней регулируемых панелей ориентация поперечной щели между ними на виде сверху не изменяется, а ее положение совпадает с прямой, проходящей через точку пересечения осей поворота передней и задней регулируемых панелей, при этом щель имеет форму близкую к прямоугольной при любом возможном положении регулируемых панелей.

Кроме того, при повороте передней и задней регулируемых панелей панели шторки поворачиваются относительно осей ее поворота и ориентированы таким образом, что имеют общую точку пересечения между собой и осью поворота задней регулируемой панели.

Кроме того, при повороте передней и задней регулируемых панелей изменяется положение кинематически связанной с ними поворотной створки, закрывающей поперечную щель, расположенную на нерегулируемом клине торможения в области горла.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг.1 изображен регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник - вид снизу; на фиг.2 - регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник - вид сбоку; на фиг.3 - регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник - вид спереди; на фиг.4 - сечение А-А фиг.1; на фиг.5 - схема торможения в сверхзвуковом регулируемом воздухозаборнике на расчетном режиме полета; на фиг.6 - вид сверху на сверхзвуковой воздухозаборник и панели его регулирования; на фиг.7 - вид сбоку на сверхзвуковой воздухозаборник и панели его регулирования; на фиг.8 - сечение Б-Б на фиг.6.

Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник содержит следующие элементы:

- 1 - кромка клина торможения 7,
- 2 - кромка неподвижного клина торможения 22,
- 3, 4 - кромки обечайки,
- 5 - канал воздухозаборника,
- 6 - цилиндрический участок,
- 7 - клин торможения, содержащий переднюю регулируемую панель 11,
- 8 - зона возможного расположения створок подпитки,
- 9 - ось поворота передней регулируемой панели 11,
- 10 - ось поворота задней регулируемой панели 12,
- 11 - передняя регулируемая панель в положении максимального горла (положение минимального горла показано пунктирной линией),
- 12 - задняя регулируемая панель в положении максимального горла (положение минимального горла показано пунктирной линией),
- 13 - передняя регулируемая панель 11 в положении минимального горла,
- 14 - задняя регулируемая панель 12 в положении минимального горла,
- 15 - поперечная щель между передней и задней регулируемыми панелями для слива

пограничного слоя,

16 - линия излома между первой и второй ступенями клина торможения, содержащего переднюю регулируемую панель,

17 - линия излома между первой и второй ступенями неподвижного клина торможения 22,

18 - линия излома между второй и третьей ступенями клина торможения, содержащего переднюю регулируемую панель,

19 - подрезка двугранного угла, образованного обечайкой,

20 - скругление входа в месте сочленения клина торможения, содержащего переднюю регулируемую панель, и обечайки,

21 - подрезка двугранного угла, образованного неподвижным клином торможения 22 и обечайкой,

22 - неподвижный клин торможения,

23 - створка, регулирующая дополнительную поперечную щель в районе горла на неподвижном клине торможения 22,

24 - сверхзвуковой диффузор (система торможения),

25 - дозвуковой диффузор,

26 - косой скачок уплотнения от первых ступеней стреловидных клиньев,

27 - косой скачок уплотнения от вторых ступеней стреловидных клиньев,

28 - косой скачок уплотнения от третьих ступеней стреловидных клиньев,

29 - замыкающий прямой скачок уплотнения,

30 - область перепуска за косыми и прямыми скачками уплотнения для увеличения диапазона расхода воздуха через воздухозаборник, в котором обеспечивается его устойчивая работа,

31 - первая ступень клина, содержащего переднюю регулируемую панель 11,

32, 33, 34 - оси вращения шторки 45,

35 - точка пересечения осей вращения шторки 43 и оси задней регулируемой панели 12,

36 - точка пересечения осей вращения передней и задней регулируемых панелей 11 и 12,

37 - линия, вдоль которой ориентирована поперечная щель между регулируемыми панелями 11 и 12,

38 - точки крепления привода задней регулируемой панели 12,

39 - разгрузочные отверстия в задней регулируемой панели 12,

40 - ось поворота створки 23,

41 - герметичная зашивка над задней регулируемой панелью 12,

42 - механизм управления боковой поворотной створкой 23,

43 - тяги привода передней регулируемой панели 11,

44 - контур канала,

45 - шторка,

46 - отсек механизма управления задней регулируемой панели 12,

47 - спрофилированные боковые поверхности канала 5.

В качестве основных элементов воздухозаборника можно выделить сверхзвуковой диффузор

24 горла, дозвуковой диффузор 25, переднюю 11 и заднюю 12 регулируемые панели, поворачивающиеся соответственно вокруг осей 9 и 10.

Форма входа воздухозаборника на входе спереди - параллелограмм или его частный случай - прямоугольник, с произвольным соотношением его высоты и длины соответствующей стороны. Возможно выполнение подрезок, например 19 и 21, или скругления углов, например 20, входа воздухозаборника, за исключением угла, образованного стреловидными клиньями. Кромки входа воздухозаборника лежат в плоскости, ориентированной к направлению потока под острым углом. Таким образом, все кромки входа имеют стреловидность.

Сверхзвуковой диффузор 24 представляет собой систему торможения потока, состоящую из пары стреловидных клиньев 7 и 22, образующих двугранный угол и обечайки (3, 4 - кромки обечайки). Стреловидные клинья 7 и 22 имеют не менее одной ступени, при этом количество ступеней на этих клиньях может не совпадать. В качестве примера на фиг.1, 2, 3, 4 изображен воздухозаборник, у которого на одном стреловидном клине три ступени, а на втором - две. Изломы соответствующих ступеней 16, 17, 18 стреловидных клиньев 7 и 22 пересекаются в точке, лежащей на линии пересечения поверхностей соответствующих ступеней клиньев, образующих двугранный угол. Углы стреловидности ступеней на каждом из стреловидных клиньев могут отличаться от угла стреловидности кромки соответствующего клина, а также между собой. Углы раствора ступеней стреловидных клиньев определяются при построении системы торможения из условия создания от каждой пары соответствующих ступеней клиньев единого косога скачка уплотнения заданной интенсивности, т.е. используются принципы газодинамического конструирования (Щепановский В.А., Гутов Б.И. «Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников». Наука, Новосибирск, 1993). На некоторых ступенях стреловидных клиньев может быть выполнена перфорация.

Обечайка так же, как и стреловидные клинья 7 и 22, образует двугранный угол. Характерной особенностью является такая ориентация обечайки, при которой она дополнительно тормозит поток, т.е. обечайка не ориентирована по линиям тока за скачками уплотнения от стреловидных клиньев. Угол поднутрения обечайки может быть переменным. В области двугранного угла, образованного обечайкой, возможна организация выреза в кромке входа воздухозаборника, а в самой обечайке возможно размещение отверстий произвольной формы.

В дозвуковом диффузоре 25 возможно наличие створок подпитки воздухом 8, обеспечивающих доступ внешнего потока воздуха, обтекающего воздухозаборник, в дозвуковой диффузор 25. Створки подпитки 8 способствуют повышению характеристик воздухозаборника на малых скоростях (взлетных режимах и режимах полета на больших углах атаки).

Способ регулирования описанного выше воздухозаборника состоит в следующем. Передняя регулируемая панель 11, содержащая ступени одного из стреловидных клиньев 7, кроме первой, поворачивается относительно оси 9, расположенной в месте пересечения первой и второй ступени клина 7. Ответная задняя регулируемая панель 12 является частью дозвукового диффузора 25 и поворачивается вокруг пространственно расположенной оси 10. Если ось 9 передней регулируемой панели задается однозначно, то выбор ориентации оси 10 задней регулируемой панели, проходящей над ее задней кромкой, определяется из условия пересечения оси 10 задней регулируемой панели с осью 9 передней регулируемой панели 11.

При регулировании воздухозаборника между передней 11 и задней 12 регулируемыми панелями возможно образование поперечной щели 15 для слива пограничного слоя. При выбранном способе задания осей регулируемых панелей поперечная щель между ними имеет форму, близкую к прямоугольной.

Передняя регулируемая панель 11 соединена с задней регулируемой панелью 12 посредством

тяг 43.

При регулировании воздухозаборника передняя 11 и задняя 12 регулируемые панели, поворачиваясь, одновременно изменяют свое положение в соответствии с заданным законом. При повороте панелей 11 и 12 изменяется площадь горла воздухозаборника, угол раствора подвижных ступеней стреловидного клина 7, размер поперечной щели слива 15 между панелями 11 и 12, при этом боковые кромки панелей 11 и 12 перемещаются относительно спрофилированных боковых поверхностей канала 47 без образования щелей.

На неподвижном стреловидном клине 22 в области горла возможно размещение дополнительной поперечной щели слива пограничного слоя, закрываемой створкой 23. Управление створкой может осуществляться механизмом, синхронизированным с управлением панелями 11, 12. Например, может быть применен кинематический механизм 42, соединяющий посредством тяг и качалки поворотную створку и ось 9 передней регулируемой панели 11.

Упомянутые поперечные щели и перфорация на клиньях способствуют улучшению характеристик воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях полета.

На задней регулируемой панели 12 выполнены разгрузочные отверстия 39 для выравнивания давления в канале и в полости над задней регулируемой панелью 12. Полость над регулируемыми панелями 11, 12 разделена на две половины шторкой 45, выполненной в виде складывающейся перегородки, и служит для разделения воздуха с разным давлением, который попал в надпанельное пространство через перфорацию, поперечную щель слива 15 между регулируемыми панелями и разгрузочные отверстия 39. Шторка 45 представляет собой шарнирно соединенные две плоские панели - верхнюю и нижнюю. Верхняя панель шарнирно закреплена на конструкции отсека 46 механизма управления задней регулируемой панели, нижняя - шарнирно закреплена на задней регулируемой панели. Для обеспечения кинематической работоспособности шторки 45 ее оси поворота 32, 33, 34 ориентированы в пространстве таким образом, что имеют одну точку пересечения 35, лежащую на оси поворота 10 задней регулируемой панели 12.

Способ регулирования воздухозаборника со стреловидными кромками осуществляется следующим образом.

На дозвуковых скоростях полета регулируемые панели 11 и 12 воздухозаборника находятся в положении максимального горла (убранное положение, основная линия на чертежах), обеспечивая его площадь, при которой в канале отсутствуют сверхзвуковые скорости потока.

На сверхзвуковых скоростях полета эффективность силовой установки самолета связана с эффективностью торможения потока в воздухозаборнике. Сверхзвуковой поток в воздухозаборнике тормозится в скачках уплотнения 26, 27, 28, образующихся при обтекании клиньев системы торможения. С увеличением сверхзвуковой скорости полета регулируемые панели 11 и 12 синхронно отклоняются от положения, соответствующего дозвуковому полету. Синхронность отклонения панелей 11, 12 обеспечивается за счет механической связи между передней и задней регулируемыми панелями 11, 12 с помощью тяг 43. Таким образом, поворачивая посредством механизма заднюю регулируемую панель 12, обеспечивается одновременный привод передней регулируемой панели 11. При повороте регулируемой передней панели 11 в сторону увеличения углов раствора ступеней клина увеличивается интенсивность торможения потока в скачках уплотнения от этих ступеней. При этом задняя панель 12, поворачиваясь, уменьшает площадь горла воздухозаборника. Увеличение интенсивности торможения и уменьшение площади горла положительно сказывается на характеристиках воздухозаборника.

Торможение потока до дозвуковой скорости осуществляется в прямом скачке уплотнения 29, который располагается на входе в воздухозаборник. Окончательно дозвуковой поток тормозится в дозвуковом диффузоре 25 и потребляется двигателем.

Устойчивая работа воздухозаборника на всех режимах полета и работы двигателя обеспечивается за счет наличия области перепуска воздуха 30 в косых скачках уплотнения, а также системы слива пограничного слоя в виде перфорации на ступенях клиньев системы торможения и поперечной щели 15 между передней 11 и задней 12 регулируемыми панелями.

Поперечная щель 15 образуется при положении регулируемых панелей 11 и 12, отличном от убранного. В убранном положении панелей 11 и 12 щель 15 отсутствует. Этого удалось добиться путем выбора ориентации осей поворота 9 и 10 регулируемых панелей в пространстве таким образом, чтобы они имели точку пересечения 36.

Слив пограничного слоя дополнительно возможен и через дополнительную поперечную щель, расположенную в районе горла на неподвижном клине торможения 22 (с неподвижными ступенями), и регулируемую створкой 23.

Дополнительная поперечная щель открывается в основном на сверхзвуковых режимах полета при положении регулируемых панелей 11 и 12, отличном от убранного. При убранном положении регулируемых панелей 11 и 12 упомянутая дополнительная поперечная щель закрыта створкой 23.

При выпуске панелей одновременно начинает раскрываться шторка 45, разделяющая воздух, который попадает в полость над задней регулируемой панелью 12 через разгрузочные отверстия 39, и воздух, который попадает в полость над передней регулируемой панелью 11 через перфорацию и поперечную щель слива 15 между регулируемыми панелями 11 и 12.

Предложенный способ регулирования обеспечивает высокие внутренние газодинамические характеристики воздухозаборника, конфигурация которого одновременно способствует снижению его РЛ-заметности за счет параллелограммной формы входа на входе спереди и наличия стреловидности всех кромок входа и ступеней клиньев торможения. Выбор ориентации упомянутых элементов, образующих вход, позволяет ориентировать их конструкцию по отношению к направлению РЛ-облучения таким образом, чтобы отклонить от этого направления отраженный от конструкции радиосигнал, а также исключить наличие угловых отражателей.

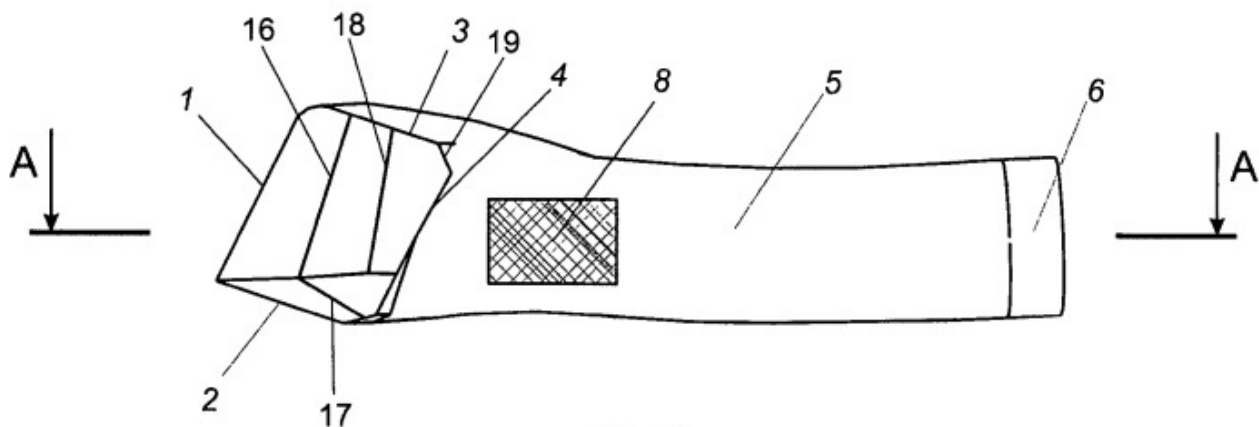
1. Способ регулирования сверхзвукового воздухозаборника, при котором осуществляют изменение площади горла и положение скачков уплотнения, отличающийся тем, что изменение площади горла и положение скачков уплотнения осуществляют путем одновременного поворота передней регулируемой панели, ось поворота которой совпадает с линией пересечения первой и второй ступени одного из стреловидных клиньев, не перпендикулярной набегающему потоку, и задней регулируемой панели, ось поворота которой расположена в зоне задней кромки задней регулируемой панели и ориентирована из условия наличия точки пересечения с осью поворота передней регулируемой панели, при этом при повороте передней и задней регулируемых панелей их боковые кромки перемещаются относительно спрофилированных боковых поверхностей канала без образования щелей между ними.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что при повороте передней и задней регулируемых панелей ориентация поперечной щели между ними на входе сверху не изменяется, а ее положение совпадает с прямой, проходящей через точку пересечения осей поворота передней и задней регулируемых панелей, при этом щель имеет форму, близкую к прямоугольной при любом возможном положении регулируемых панелей.

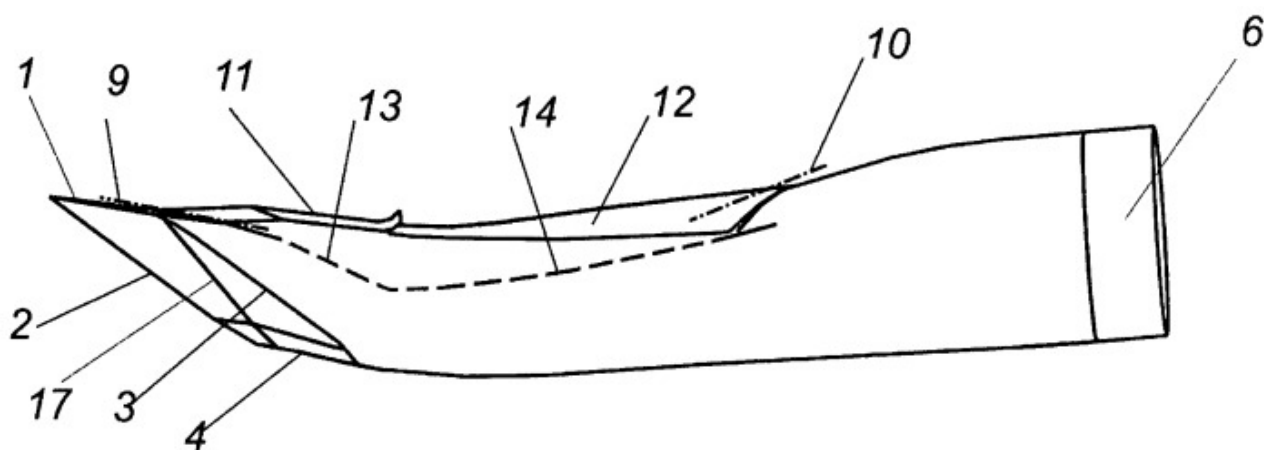
3. Способ по п.1, отличающийся тем, что при повороте передней и задней регулируемых панелей панели шторки поворачиваются относительно осей ее поворота и ориентированы таким образом, что имеют общую точку пересечения между собой и осью поворота задней регулируемой панели.

4. Способ по п.1, отличающийся тем, что при повороте передней и задней регулируемых

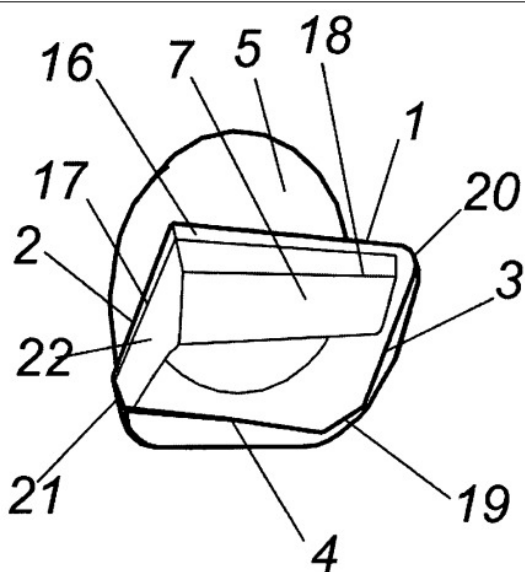
панелей изменяется положение кинематически связанной с ними поворотной створки, закрывающей поперечную щель, расположенную на нерегулируемом клине торможения в области горла.



Фиг. 1



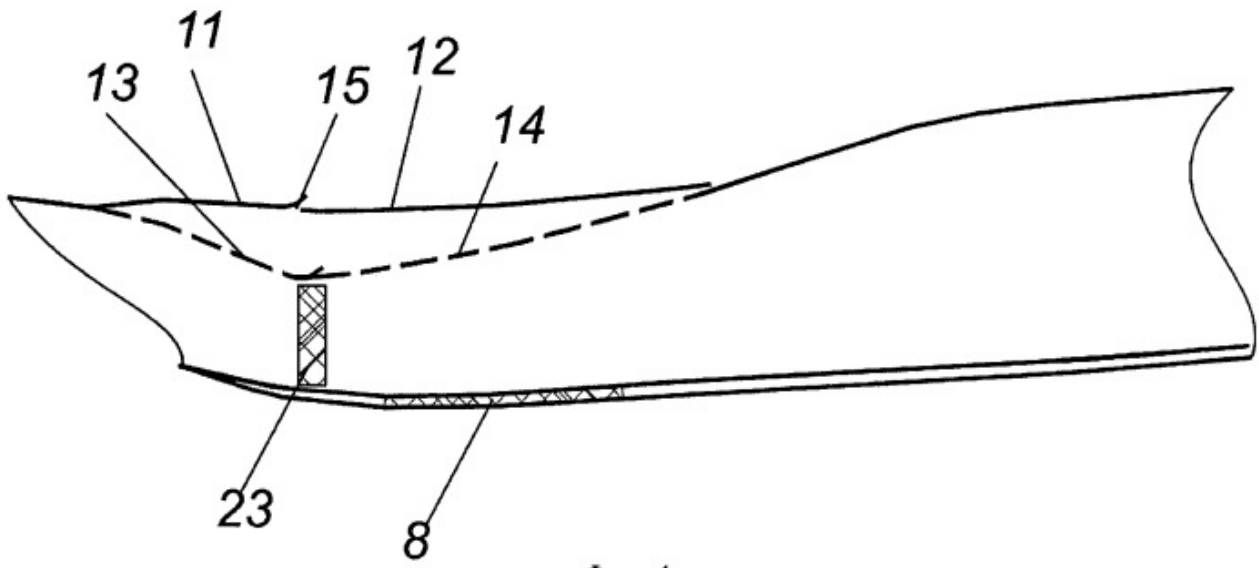
Фиг. 2



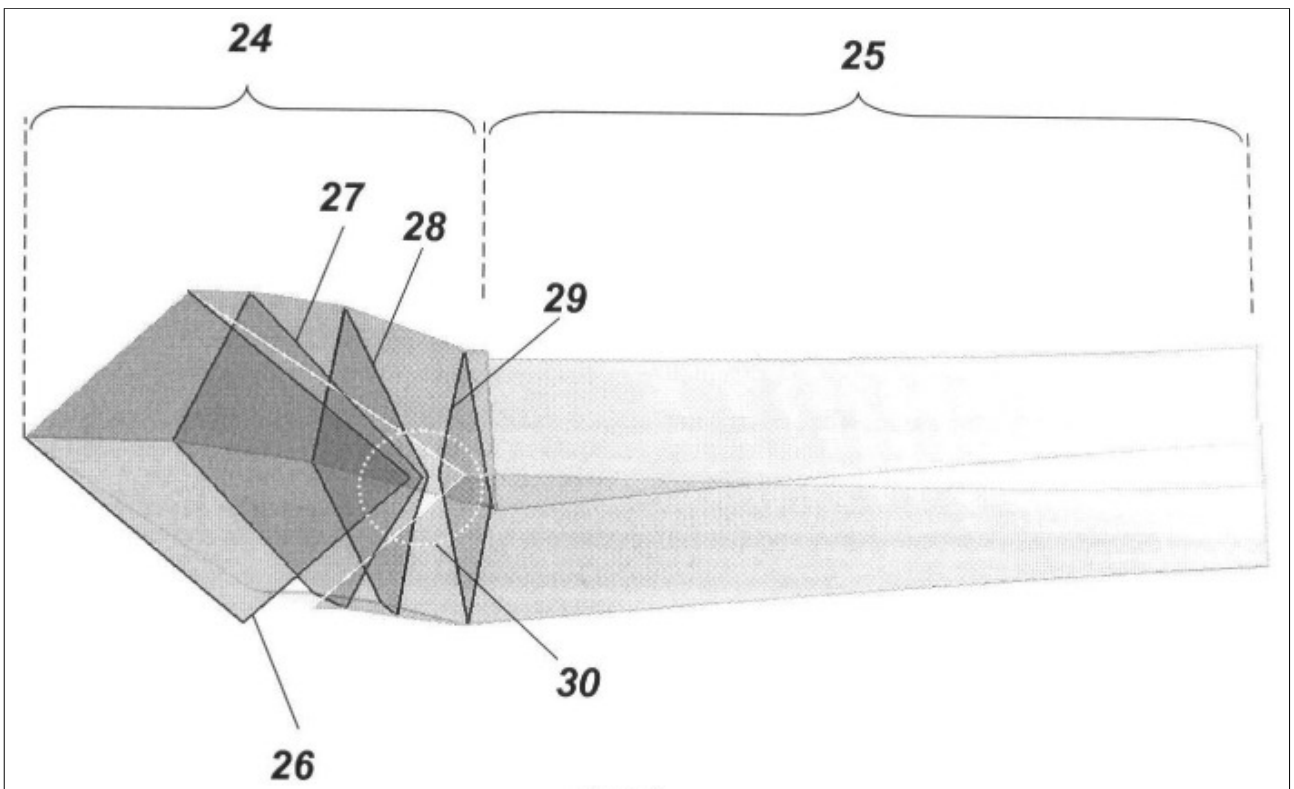
Фиг. 3



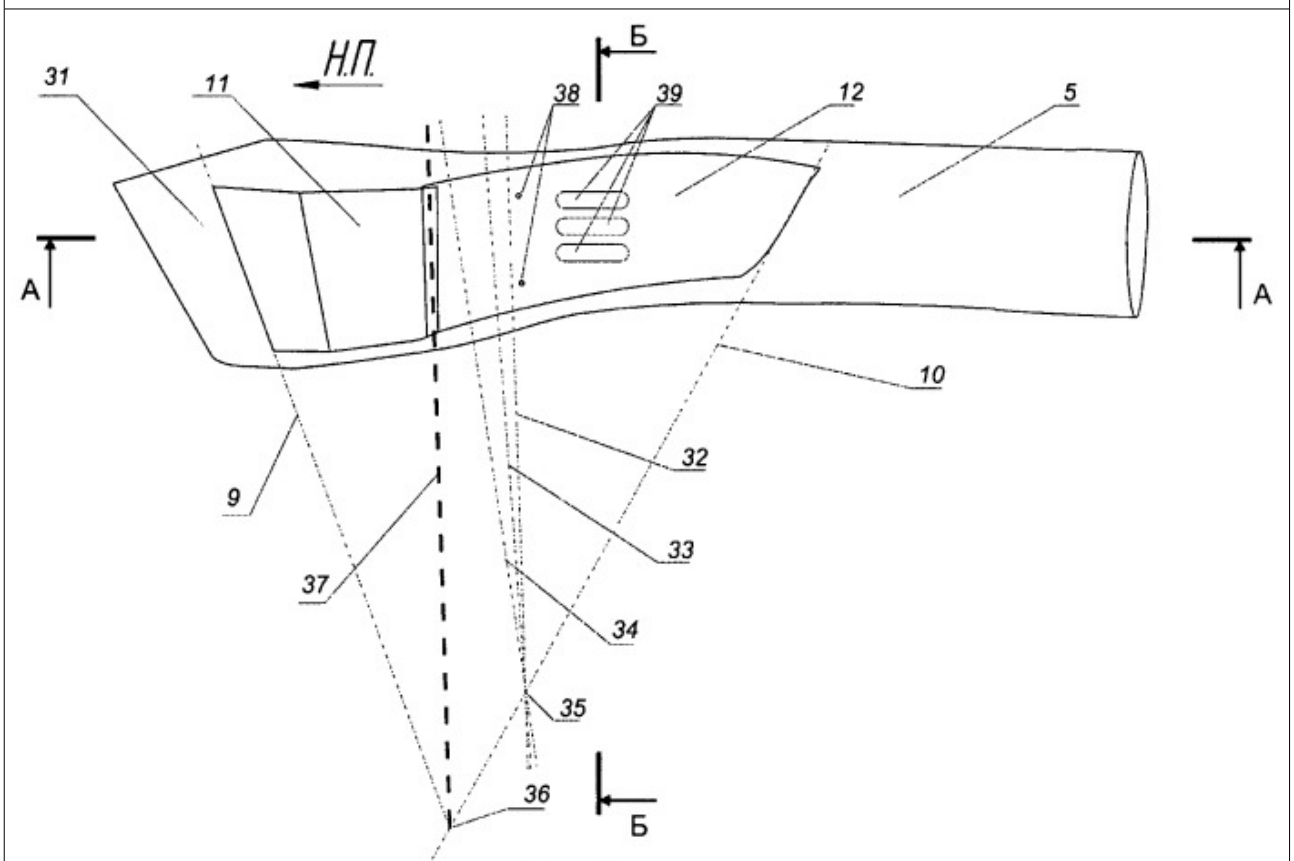
A-A



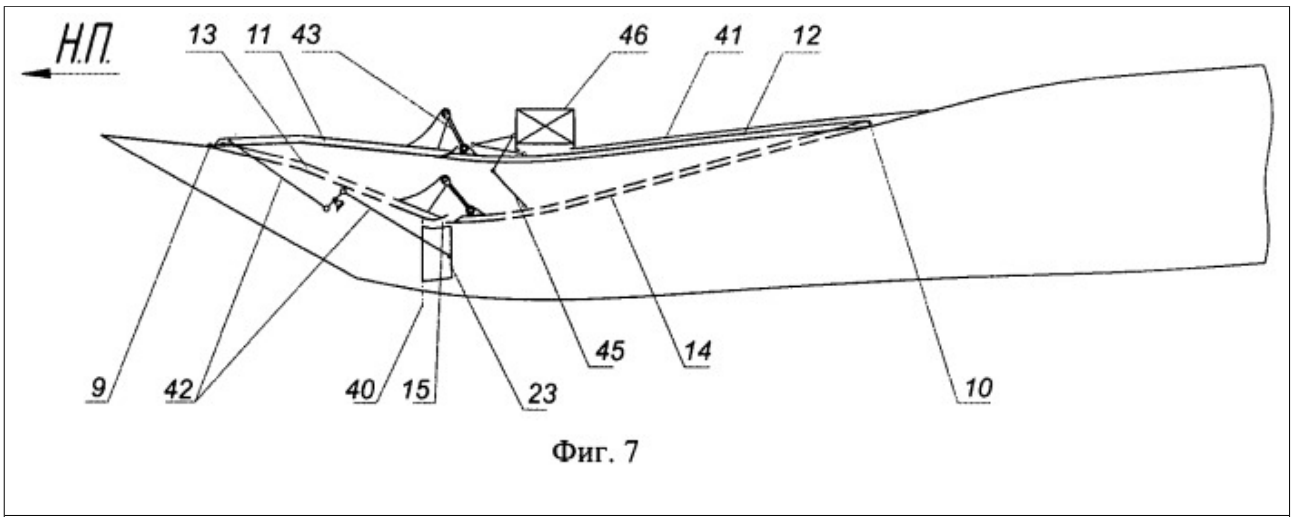
Фиг. 4



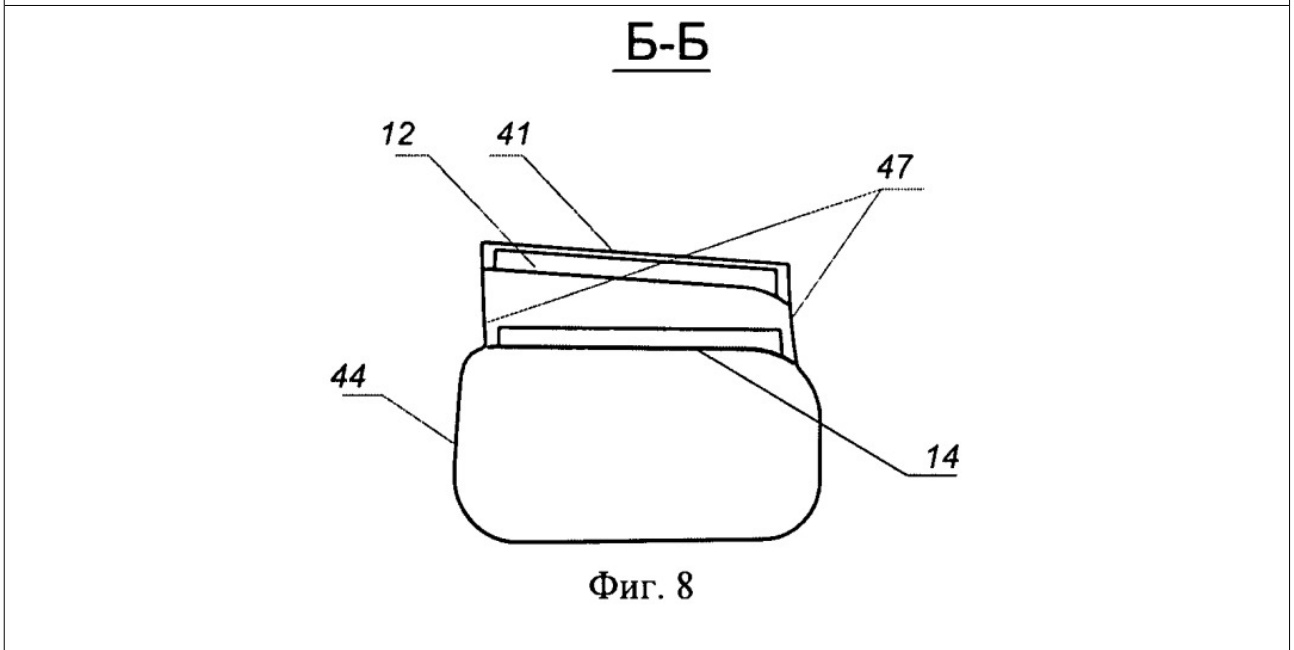
Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8

<https://findpatent.ru/patent/246/2460892.html>

© , 2012-2021