

2472956
29 IV 2011

Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник

Авторы патента:

Суцкевер Анатолий Исаакович (RU)
Стрелец Михаил Юрьевич (RU)
Полякова Наталья Борисовна (RU)
Давиденко Александр Николаевич (RU)
Косицин Александр Анатольевич (RU)
Рунишев Владимир Александрович (RU)
Гавриков Андрей Юрьевич (RU)
Бибиков Сергей Юрьевич (RU)
Степанов Владимир Алексеевич (RU)

Владельцы патента:

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

Изобретение относится к авиации, а именно к воздухозаборникам силовых установок сверхзвуковых самолетов. Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник содержит вход, представляющий собой систему торможения потока - сверхзвуковой диффузор (22), состоящий из двух многоступенчатых стреловидных клиньев торможения (7) и (20), образующих двугранный угол, обечайку, также образующую двугранный угол, при этом все кромки входа лежат в одной плоскости, горло воздухозаборника, расположенное за системой торможения, и за ним дозвуковой диффузор (23). При виде спереди вход воздухозаборника имеет форму прямоугольника или параллелограмма. Количество ступеней на стреловидных клиньях (7) и (20) может не совпадать, а также может не совпадать их стреловидность между собой и соответствующими кромками входа. Все ступени, кроме первой, одного из двух многоступенчатых стреловидных клиньев (7) и (20) выполнены с возможностью поворота вокруг оси, расположенной в месте пересечения первой и второй ступеней упомянутого клина, с образованием подвижной передней панели (11). В дозвуковом диффузоре расположена подвижная задняя панель (12). Обеспечивается устойчивая работа двигателя на всех режимах полета вплоть до числа Маха $M=3.0$. 7 з.п. ф-лы, 5 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 способствует 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.). Создание такого сверхзвукового воздухозаборника для числа Маха $M>2.0$, обладающего высокими внутренними характеристиками, является нетривиальной задачей.

Известен сверхзвуковой регулируемый плоский (двухмерный) воздухозаборник, торможение потока в котором осуществляется на регулируемом многоступенчатом прямом клине в серии косых скачков уплотнения. Для улучшения характеристик воздухозаборника на клине может выполняться перфорация, а в области горла - поперечная щель слива пограничного слоя

(Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. Изд. ЦАГИ, г. Жуковский, 2002 г., 178 с.).

К аналогам можно отнести сверхзвуковой воздухозаборник самолета F-22, в котором реализована схема пространственного сжатия сверхзвукового потока (Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов, под ред. Г.С.Бюшгенса. - М.: Наука. Физматлит, 1998). Для уменьшения РЛ-заметности самолета F-22 воздухозаборник выполнен с приданием стреловидности всем кромкам входа. На входе спереди вход в воздухозаборник имеет форму параллелограмма. Воздухозаборник имеет по одной ступени торможения на перфорированных вертикальном и горизонтальном клиньях, створки перепуска воздуха в канале. Канал воздухозаборника имеет S-образную форму. Возможность регулирования площади минимального проходного сечения (горла) отсутствует. К недостаткам можно отнести отсутствие регулирования горла воздухозаборника самолета F-22. По этой причине его характеристики на сверхзвуковых режимах полета ниже уровня, характерного для регулируемых воздухозаборников (Системный анализ технического облика самолета F/A-22 «Рэптор», отчет ФГУП «ГосНИИАС» №68 (15396), 2005). По-видимому, воздухозаборник не рассчитан на полет с числом Маха более $M=2.0$ (Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов, под ред. Г.С.Бюшгенса. - М.: Наука. Физматлит, 1998).

В качестве прототипа изобретения принят воздухозаборник, содержащий вход в воздухозаборник, представляющий собой систему торможения потока - сверхзвуковой диффузор, состоящий из двух многоступенчатых стреловидных клиньев торможения, образующих двугранный угол, обечайку, также образующую двугранный угол, при этом все кромки входа лежат в одной плоскости, горло воздухозаборника, расположенное за системой торможения, и за ним - дозвуковой диффузор (RU 2343297 C1). В прототипе реализуется пространственное торможение потока за счет использования V-образного клина (т.е. двух примыкающих друг к другу стреловидных клиньев, ориентированных друг к другу на входе спереди под тупым углом) и управление площадью горла при помощи двух пар регулируемых панелей. Воздухозаборник выполнен с приданием стреловидности всем кромкам входа. 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. Щели служат для уменьшения неблагоприятного влияния пограничного слоя на характеристики воздухозаборника, в т.ч. пограничного слоя, нарастающего вдоль двугранного угла. Данное техническое решение имеет следующие недостатки:

- регулирование 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 щели неприемлемых размеров. Это означает, что воздухозаборник не обеспечивает работу ТРДД во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и не является многорежимным,
- технически сложная реализация регулирования воздухозаборника.

Технический результат, на достижение которого направлено изобретение, заключается в обеспечении с помощью регулирования угла раствора ступеней одного из стреловидных клиньев и минимальной площади проходного сечения воздухозаборника устойчивой работы двигателя на всех режимах полета 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 входе спереди и придания всем его кромкам стреловидности должно достигаться 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 сверхзвуковом регулируемом воздухозаборнике, содержащем вход в воздухозаборник, представляющий собой систему торможения потока - сверхзвуковой диффузор, состоящий из двух многоступенчатых стреловидных клиньев торможения, образующих двугранный угол, обечайку, также образующую двугранный угол, при этом все кромки входа лежат в одной плоскости, горло воздухозаборника, расположенное за системой торможения, и за ним - дозвуковой диффузор, при виде спереди вход воздухозаборника имеет форму прямоугольника или параллелограмма с произвольным соотношением его высоты и длины соответствующей стороны, количество ступеней на стреловидных клиньях может не совпадать, а также может не совпадать их стреловидность между собой и соответствующими кромками входа, все ступени, кроме первой, одного из двух многоступенчатых стреловидных клиньев выполнены с возможностью поворота вокруг оси, расположенной в месте пересечения первой и второй ступени упомянутого клина, с образованием подвижной передней панели, при этом в дозвуковом диффузоре расположена ответная подвижная задняя панель, являющаяся частью дозвукового диффузора, и выполненная с возможностью поворота вокруг оси, расположенной в зоне заднего торца этой панели, причем при синхронном повороте передней и задней панели между ними образуется поперечная щель, форма которой близка к прямоугольной.

За косыми скачками уплотнения от клиньев торможения может быть организован перепуск воздуха во внешний поток в области двугранного угла, образованного обечайкой.

На неподвижном стреловидном клине в области горла возможно размещение дополнительной поперечной щели, закрываемой поворотной створкой.

При виде спереди возможно выполнение округления или подрезки углов входа воздухозаборника, кроме угла, образованного стреловидными клиньями.

В дозвуковом диффузоре возможно наличие отверстий, закрываемых створками подпитки.

В кромке входа воздухозаборника в области двугранного угла, образованного обечайкой, может быть выполнен вырез.

В обечайке могут быть выполнены отверстия произвольной формы. На клиньях торможения может быть выполнена перфорация.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг.1 изображен сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник при виде снизу; на фиг.2 - сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник - вид сбоку; на фиг.3 - сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник - вид спереди; на фиг.4 - сечение А-А фиг.1; на фиг.5 - схема торможения потока в сверхзвуковом регулируемом воздухозаборнике на расчетном режиме полета.

Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник содержит следующие элементы:

- 1 - кромка клина торможения, содержащего переднюю регулируемую панель,
- 2 - кромка неподвижного клина торможения,
- 3, 4 - кромки обечайки,
- 5 - канал воздухозаборника,
- 6 - цилиндрический участок,
- 7 - клин торможения, содержащий переднюю регулируемую панель,
- 8 - створки подпитки воздухом,

- 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 - поперечная щель между передней и задней регулируемыми панелями для слива пограничного слоя,
- 14 - линия излома между первой и второй ступенями клина торможения 7, содержащего переднюю регулируемую панель,
- 15 - линия излома между первой и второй ступенями неподвижного клина торможения,
- 16 - линия излома между второй и третьей ступенями клина торможения 7, содержащего переднюю регулируемую панель,
- 17 - подрезка двугранного угла, образованного обечайкой,
- 18 - скругление входа в месте сочленения клина торможения 7, содержащего переднюю регулируемую панель, и обечайки,
- 19 - подрезка двугранного угла, образованного неподвижным клином торможения 20 и обечайкой,
- 20 - неподвижный клин торможения 20,
- 21 - створка, регулирующая дополнительную поперечную щель в районе горла на неподвижном клине торможения 20,
- 22 - сверхзвуковой диффузор (система торможения),
- 23 - дозвуковой диффузор,
- 24 - косой скачок уплотнения от первых ступеней стреловидных клиньев 7 и 20,
- 25 - косой скачок уплотнения от вторых ступеней стреловидных клиньев 7 и 20,
- 26 - косой скачок уплотнения от третьих ступеней стреловидных клиньев 7 и 20,
- 27 - замыкающий прямой скачок уплотнения,

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

Форма входа воздухозаборника при виде спереди - параллелограмм или его частный случай - прямоугольник с произвольным соотношением его высоты и длины соответствующей стороны. У входа воздухозаборника возможно наличие подрезок 17 и 19 или округление углов 18, кроме угла, образованного стреловидными клиньями 7 и 20. Кромки входа воздухозаборника лежат в плоскости, ориентированной к направлению потока под острым углом. Таким образом, все кромки входа имеют стреловидность.

Сверхзвуковой диффузор 22 представляет собой систему торможения потока, состоящую из пары стреловидных клиньев 7 и 20, образующих двугранный угол и обечайки (3, 4 - кромки обечайки). Стреловидные клинья 7 и 20 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 стреловидных клиньев 14, 15, 16 пересекаются в точке, лежащей на линии пересечения поверхностей соответствующих ступеней клиньев 7 и 20, образующих двугранный угол. Углы стреловидности ступеней на каждом из стреловидных

клиньев 7 и 20 могут отличаться от угла стреловидности кромки соответствующего клина, а также между собой. Углы раствора ступеней стреловидных клиньев 7 и 20 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). Обечайка также, как и стреловидные клинья 7 и 20, 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 7 и 20. 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.

Передняя регулируемая панель 11 содержит ступени одного из стреловидных клиньев, кроме первой, и поворачивается относительно оси 9, расположенной в месте пересечения первой и второй ступени клина 7. Задняя регулируемая панель 12 является частью дозвукового диффузора 23 и поворачивается вокруг пространственно расположенной оси 10. Ось проходит над задним торцом панели.

При регулировании воздухозаборника передняя 11 и задняя 12 регулируемые панели, вращаясь, одновременно изменяют свое положение в соответствии с заданным законом, при этом изменяется площадь горла воздухозаборника, угол раствора подвижных ступеней стреловидного клина 7, а также возможно образование поперечной щели 13 для слива пограничного слоя между передней и задней регулируемой панелями. Ось вращения 10 задней регулируемой панели 12 ориентирована таким образом, что при регулировании панелями упомянутая поперечная щель 13 имеет форму, близкую к прямоугольной. На неподвижном стреловидном клине 20 в области горла возможно размещение дополнительной поперечной щели слива пограничного слоя, закрываемой створкой 21. На некоторых ступенях стреловидных клиньев 7 и 20 может быть выполнена перфорация для отсоса, накапливающегося на этих ступенях, пограничного слоя с целью предотвращения его попадания в двигатель.

Упомянутые щели и перфорация способствуют улучшению характеристик воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях за счет предотвращения попадания сильно турбулизированного пограничного слоя в двигатель.

В дозвуковом диффузоре 23 возможно наличие створок подпитки воздухом 8, обеспечивающих доступ внешнего потока воздуха, обтекающего воздухозаборник, в дозвуковой диффузор. Створки подпитки 8 способствуют повышению характеристик воздухозаборника на малых скоростях (взлетных режимах и режимах полета на больших углах атаки).

Заявляемый сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник работает следующим образом.

На дозвуковых скоростях полета регулируемые панели воздухозаборника находятся в убранном положении 11 и 12, обеспечивая площадь горла, при которой в канале 5 отсутствуют сверхзвуковые скорости потока.

На сверхзвуковых скоростях полета эффективность силовой установки самолета связана с эффективностью торможения потока в воздухозаборнике.

Торможение сверхзвукового потока в воздухозаборнике рассматриваемой схемы происходит в скачках уплотнения 24, 25, 26, возникающих при обтекании потоком стреловидных клиньев 7 и 20 системы торможения.

С увеличением скорости полета до сверхзвуковой регулируемые панели (передняя 11 и

задняя 12) синхронно отклоняются от положения, соответствующего дозвуковому полету. При отклонении передней панели 11 увеличиваются углы раствора ступеней клина 7, что приводит к увеличению интенсивности торможения потока в скачках уплотнения от этих ступеней. При отклонении задней панели 12 уменьшается площадь горла. Увеличение интенсивности торможения потока и уменьшение площади горла положительно сказывается на характеристиках воздухозаборника.

При достижении расчетной (обычно максимальной) скорости полета в сверхзвуковом диффузоре 22 реализуется расчетная схема течения (фиг.5), в которой от каждой пары соответствующих ступеней клиньев 7 и 20, образующих двугранный угол, возникают пространственные скачки уплотнения 24, 25, 26. Система торможения - сверхзвуковой диффузор 22, соответствующая расчетной конфигурации, проектируется с помощью принципов газодинамического конструирования (Щепановский В.А., Гутов Б.И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. Наука, Новосибирск, 1993).

На скоростях полета меньше расчетной в системе торможения воздухозаборника схема течения отличается от расчетной.

Торможение потока до дозвуковой скорости осуществляется в прямом замыкающем скачке уплотнения 27, который должен располагаться на входе в воздухозаборник за косыми скачками уплотнения. Окончательно дозвуковой поток тормозится в дозвуковом диффузоре 23 и потребляется двигателем.

Устойчивая работа воздухозаборника на всех режимах полета и работы двигателя обеспечивается за счет наличия перепуска воздуха в косых скачках уплотнения 28, системы слива пограничного слоя в виде перфорации на ступенях клиньев 7 и 20 системы торможения и поперечной щели 13 между передней 11 и задней 12 регулируемые панелями. Слив пограничного слоя дополнительно возможен и через дополнительную поперечную щель, регулируемую створкой 21 и расположенную в области горла за неподвижным клином торможения 20, содержащем нерегулируемые ступени.

Система слива пограничного слоя также способствует улучшению характеристик воздухозаборника.

Для увеличения диапазона устойчивой работы воздухозаборника при изменении расхода воздуха через него дополнительно могут быть реализованы вырез в кромке входа воздухозаборника в области двугранного угла, образованного обечайкой, и (или) отверстия в обечайке произвольной формы.

Экспериментальные и расчетные исследования характеристик воздухозаборника такого типа на различных режимах работы и скоростях набегающего потока показали эффективность предложенных конструктивных решений и выполнение требований, предъявляемых к воздухозаборникам.

Обеспечивая высокие внутренние газодинамические характеристики, конфигурация воздухозаборника одновременно способствует снижению РЛ-заметности объекта, на котором он установлен. Такой эффект достигается за счет параллелограммной формы входа воздухозаборника на виде спереди и наличия стреловидности всех кромок входа. Ориентация упомянутых элементов выполняется таким образом, чтобы количество направлений, в которых отражается РЛ сигнал от объекта, было минимальным.

1. Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, содержащий вход в воздухозаборник, представляющий собой систему торможения потока - сверхзвуковой диффузор, состоящий из двух многоступенчатых стреловидных клиньев торможения, образующих двугранный угол, обечайку, также образующую двугранный угол, при этом все кромки входа лежат в одной плоскости, горло воздухозаборника, расположенное за системой торможения, и за ним -

дозвуковой диффузор, отличающийся тем, что при виде спереди вход воздухозаборника имеет форму прямоугольника или параллелограмма с произвольным соотношением его высоты и длины соответствующей стороны, количество ступеней на стреловидных клиньях может не совпадать, а также может не совпадать их стреловидность между собой и соответствующими кромками входа, все ступени, кроме первой, одного из двух многоступенчатых стреловидных клиньев выполнены с возможностью поворота вокруг оси, расположенной в месте пересечения первой и второй ступени упомянутого клина, с образованием подвижной передней панели, при этом в дозвуковом диффузоре расположена ответная подвижная задняя панель, являющаяся частью дозвукового диффузора и выполненная с возможностью поворота вокруг оси, расположенной в зоне заднего торца этой панели, причем при синхронном повороте передней и задней панели между ними образуется поперечная щель, форма которой близка к прямоугольной.

2. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что за косыми скачками уплотнения от клиньев торможения организован перепуск воздуха во внешний поток в области двугранного угла, образованного обечайкой.

3. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что на неподвижном стреловидном клине в области горла размещена дополнительная поперечная щель, закрываемая поворотной створкой.

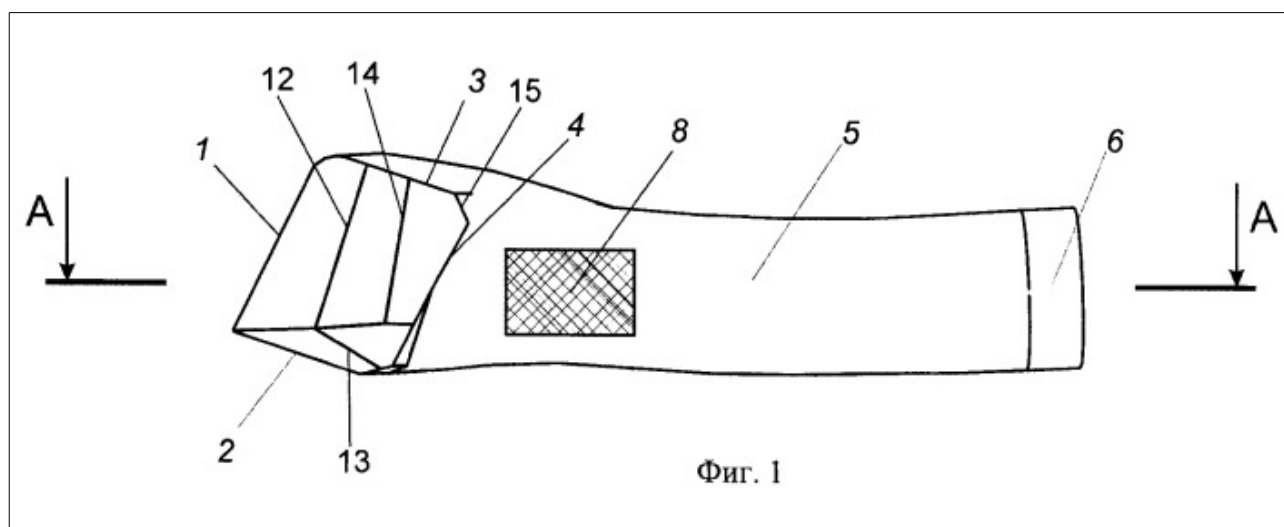
4. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что при виде спереди выполнено скругление или подрезка углов входа воздухозаборника кроме угла, образованного стреловидными клиньями.

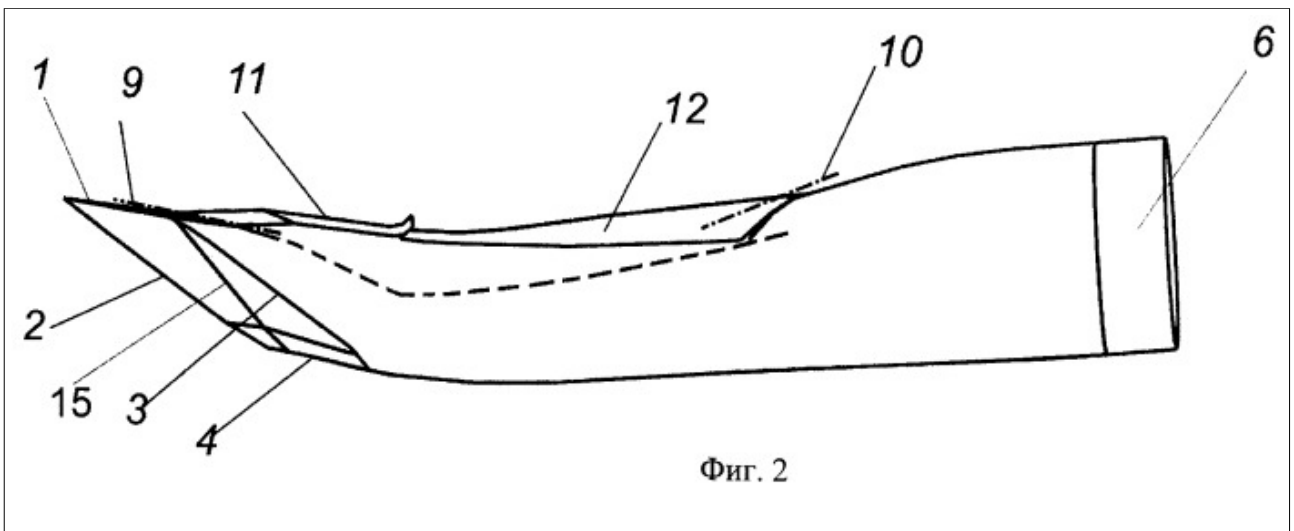
5. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что в дозвуковом диффузоре выполнены отверстия, закрываемые створками подпитки.

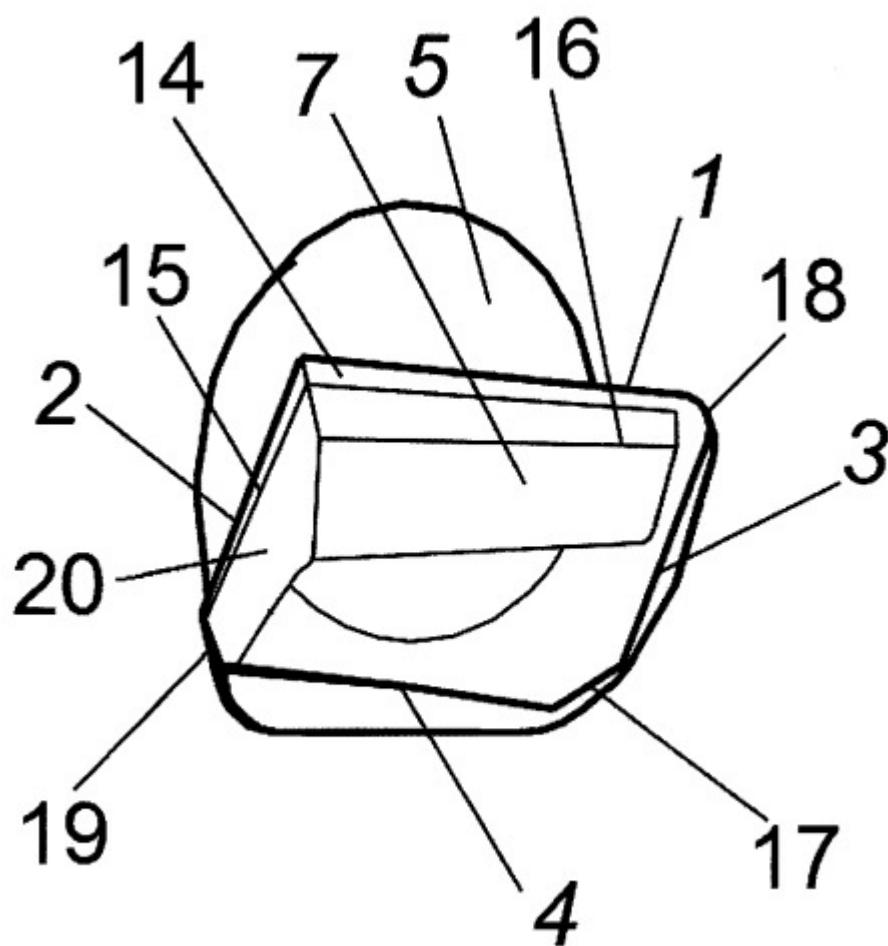
6. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что в кромке входа воздухозаборника в области двугранного угла, образованного обечайкой, выполнен вырез.

7. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что в обечайке выполнены отверстия произвольной формы.

8. Воздухозаборник по п.1, отличающийся тем, что на клиньях торможения выполнена перфорация.

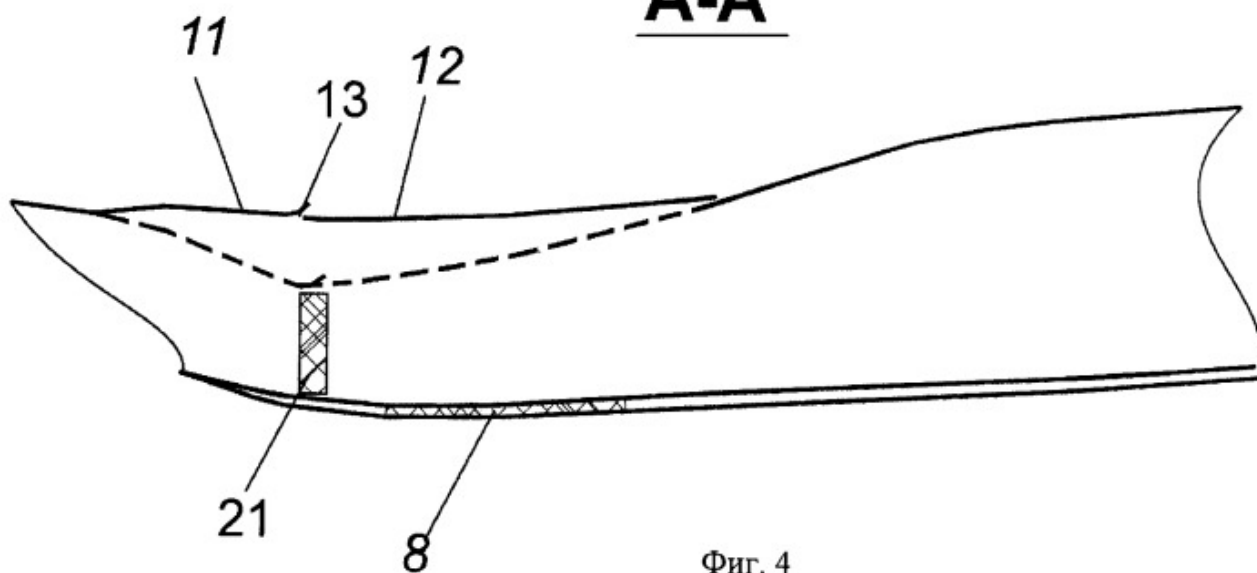




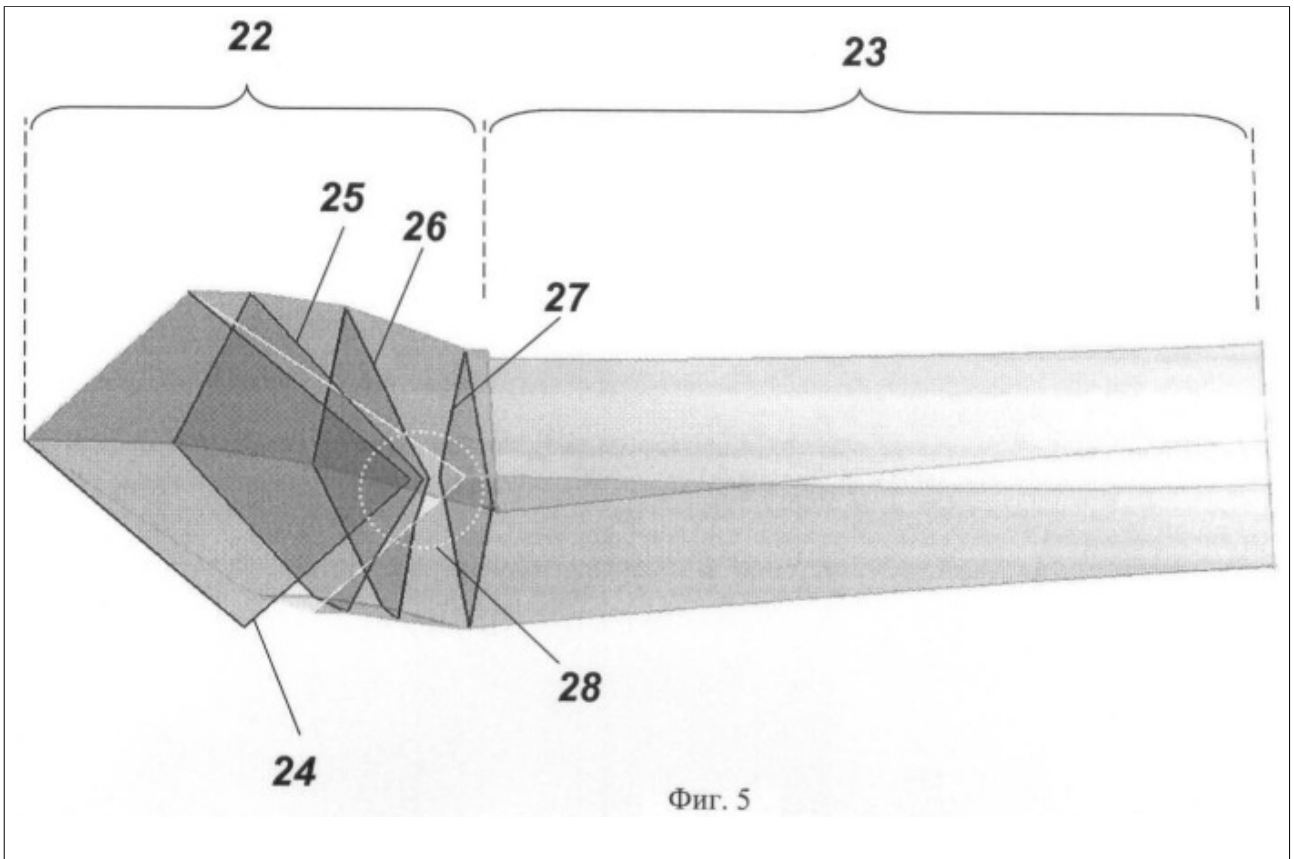


Фиг. 3

A-A



Фиг. 4



<https://findpatent.ru/patent/247/2472956.html>

© , 2012-2021