



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21), (22) Заявка: 2007145010/11, 03.12.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
03.12.2007

(45) Опубликовано: 27.05.2009 Бюл. № 15

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: US 2004065774 A1, 08.04.2004. US 3737119  
A, 05.06.1973. US 5740984 A, 21.04.1998. US  
2007252028 A1, 01.11.2007. RU 94019375 A1,  
27.08.1996. RU 2212360 C1, 20.09.2003.

Адрес для переписки:

630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,  
Институт теоретической и прикладной  
механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
(ИТПМ СО РАН)

(72) Автор(ы):

**Чиркашенко Владимир Федорович (RU),  
Фомин Василий Михайлович (RU),  
Харитонов Анатолий Михайлович (RU),  
Волков Владислав Федорович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

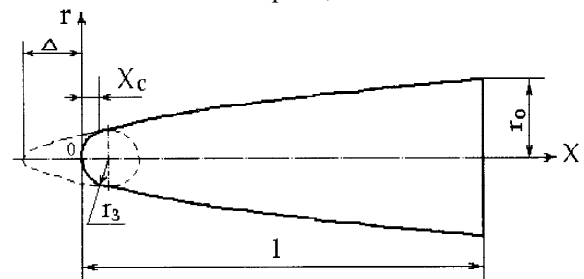
**Институт теоретической и прикладной  
механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
(ИТПМ СО РАН) (RU)**

**(54) СПОСОБ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ЗВУКОВОГО УДАРА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, а именно к устройствам снижения звукового удара самолета. На нижней поверхности затупленной носовой части фюзеляжа, в области формирования промежуточной (висячей) ударной волны, на участке поверхности, в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$  с проницаемой перфорацией организуют поперек набегающего потока выдув под давлением криогенной жидкости. В качестве криогенной жидкости используют жидкий азот либо криогенное топливо двигателей самолета. Самолет содержит фюзеляж с затупленной носовой частью и участком поверхности с проницаемой перфорацией. Носовая часть фюзеляжа выполнена в форме степенного тела вращения. Поверхность тела вращения гладко сопряжена с поверхностью сферического затупления, величина радиуса затупления выбрана из условия обеспечения сопротивления носовой части не более исходного степенного тела

вращения равного удлинения ( $\tau_3 = 0$ ). Участок поверхности с проницаемой перфорацией размещен в области формирования висячего скачка давления на нижней поверхности, в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$ , и термоизолирован по периметру от смежных поверхностей фюзеляжа, причем степень перфорации поверхности на участке уменьшается вниз по потоку. Достигается существенное снижение уровня звукового удара практически без увеличения аэродинамического сопротивления самолета. 2 н. и 2 з.п. ф-лы, 9 ил.



Фиг.1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21), (22) Application: **2007145010/11, 03.12.2007**(24) Effective date for property rights:  
**03.12.2007**(45) Date of publication: **27.05.2009 Bull. 15**

Mail address:

**630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja, 4/1,  
Institut teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki  
im. S.A. Khristianovicha SO RAN (ITPM SO  
RAN)**

(72) Inventor(s):

**Chirkashenko Vladimir Fedorovich (RU),  
Fomin Vasilij Mikhajlovich (RU),  
Kharitonov Anatolij Mikhajlovich (RU),  
Volkov Vladislav Fedorovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Institut teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki  
im. S.A. Khristianovicha SO RAN (ITPM SO  
RAN) (RU)**

**(54) METHOD OF DECREASING SOUND SHOCK LEVEL**

(57) Abstract:

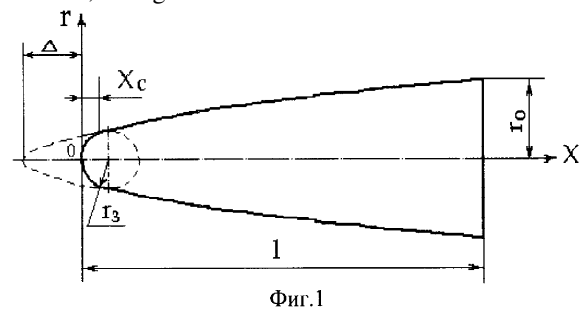
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, particularly, to methods of decreasing the aircraft sound shock levels. In compliance with proposed invention, cryogenic fluid is blown out at pressure across the incoming air flow at the bottom surface of fuselage nose blunted parts, nearby the area wherein an intermediate (trailing) shock wave is formed and on a site of the surface with cross-section sector that features angle  $\varphi$  not less than  $90^\circ$  and an untight perforation. Liquid nitrogen or aircraft engine cryogenic fuel is used as a cryogenic liquid. The plane comprises a fuselage with blunted nose part and a site of the surface with an untight perforation. The fuselage nose represents a polynomial body of rotation. The surface of the said body is smoothly aligned with surface of spherical blunting. The blunting radius is selected so that to provide the nose part frontal drag not exceeding that of the initial polynomial body of rotation of

identical elongation ( $\bar{\tau}_3 = 0$ ). The site of the surface with untight perforation is located in the area wherein an intermediate (trailing) shock wave is formed and on a site of the surface with cross-section sector that features angle  $\varphi$  not less than  $90^\circ$ . Note that this area if thermally isolated along the perimetre from the fuselage adjacent surface, while the degree of perforation on the said area decreases downstream of the airflow.

EFFECT: essential decrease in sound shock level without increase in aerodynamic drag.

4 cl, 9 dwg



Изобретение относится к области авиации, а именно к полетам самолетов со сверхзвуковыми скоростями.

Известен способ снижения уровня звукового удара (ЗУ) при полете самолета на крейсерской высоте полета, заключающийся в обеспечении на поверхности Земли 5 профиля избыточного давления, содержащего в его положительной фазе разнесенные в пространстве головной и промежуточный скачки давления, обусловленные ударными волнами (УВ) от носовой части фюзеляжа и крыла [1]. Эффект минимизации звукового удара заключается в том, что при сохранении на профиле 10 давления промежуточного скачка перепады статического давления на нем и на головной ударной волне (ГУВ) обеспечиваются существенно меньше перепада давления на ГУВ, образованной в случае их взаимодействия. Затруднения в реализации такого распределения давления на поверхности Земли для заданной 15 высоты полета обусловлены тем, что скорость распространения промежуточного скачка давления, находящегося в положительной фазе волны ЗУ, превосходит скорость ГУВ, что приводит к сокращению расстояния между ними по мере удаления от самолета с последующим их взаимодействием.

Для обеспечения на поверхности Земли дистанции между ГУВ от фюзеляжа и 20 промежуточной УВ от крыла используются различные методы, основанные на смещении вниз по потоку УВ, генерируемой крылом, и увеличении скорости распространения ГУВ, создаваемой фюзеляжем. В известном способе [1] это реализуется за счет смещения результирующей подъемной силы в хвостовую часть 25 фюзеляжа, что в основном достигается смещением крыла и дополнительными мероприятиями (крутка крыла и др.) [2]. В результате на поверхности Земли реализуется профиль давления с головным скачком, вызванным УВ от носовой части фюзеляжа и промежуточным скачком, создаваемым УВ от крыла. Перепады давления на этих скачках существенно меньше перепада давления на головном скачке профиля 30 давления, формируемого компоновкой с исходным положением крыла. Данный способ обладает рядом недостатков. Мероприятия, проводимые для обеспечения условия сохранения на поверхности Земли дистанции между УВ от фюзеляжа и крыла, достигаемые изменениями исходной компоновки, приводят к снижению технических и 35 экономических показателей самолета. Для тяжелых самолетов, ввиду увеличения вклада подъемной силы в формирование уровня ЗУ, обеспечить такой профиль давления на поверхности Земли проблематично.

Известен способ [3] смещения УВ, создаваемой крылом, вниз по потоку, 40 заключающийся в организации воздействия с УВ от крыла струи газа, давление в которой практически равно давлению в набегающем потоке, но распространяющейся с большим числом Маха. Интенсивность прошедшей через струю УВ, создаваемой крылом, уменьшается, что приводит к снижению скорости ее распространения. В результате взаимодействие УВ, создаваемых крылом и фюзеляжем, происходит на 45 больших удалениях от самолета. Газовая струя при этом создается специальным устройством, установленным на пилоне под крылом самолета. К основным недостаткам данного способа можно отнести:

- снижение эффективности весовой отдачи самолета, вызванное необходимостью 50 наличия на борту устройств, создающих газовые струи;
- увеличение аэродинамического сопротивления самолета, вызванное наличием элементов устройств, создающих газовые струи;
- создание дополнительных УВ, генерируемых элементами конструкции генераторов газовых струй, что приведет к увеличению интенсивности ЗУ.

Известные способы увеличения скорости распространения ГУВ от носовой части фюзеляжа основаны на результатах работ по минимизации ЗУ [4, 5], в которых показано, что увеличение возмущенного давления в носовой части тела, например путем его затупления, позволяет обеспечить в дальней зоне меньший перепад 5 давления на ГУВ по сравнению с острым телом. При этом повышенная скорость распространения ГУВ, обусловленная ее высокой интенсивностью вблизи самолета, позволяет ей оставаться лидирующей до больших удалений. В [6] этот принцип реализован путем установки в носовой части фюзеляжа дополнительной несущей 10 поверхности. При полете над густонаселенной территорией поверхность, установленная в носовой части фюзеляжа, отклоняется в сторону увеличения угла атаки самолета и создает короткий импульс повышенного возмущенного давления, амплитуда которого быстро затухает при распространении к поверхности Земли. Недостаток данного способа заключается в увеличении аэродинамического 15 сопротивления, вызванного отклонением дополнительной несущей поверхности, снижением аэродинамического качества и соответственно технико-экономических показателей самолета.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению, относящемуся к способу 20 снижения уровня ЗУ, создаваемого самолетом, является способ, предлагаемый в патенте [7]. В данном патенте повышенное возмущенное давление в носовой части самолета обеспечивается затупленной носовой частью фюзеляжа, обладающей большим аэродинамическим сопротивлением. Головная УВ, создаваемая затуплением, 25 благодаря возросшей скорости распространения и при этом усилению процесса ее затухания остается лидирующей до поверхности Земли, обеспечивая при этом приемлемый перепад давления. Для снижения аэродинамического сопротивления самолета, обусловленного затупленной носовой частью, на всей поверхности затупления выполняется проницаемая перфорация в виде отверстий различной формы. 30 Через эти отверстия воздух с повышенным давлением передается в область пониженного давления обтекаемых поверхностей элементов компоновки самолета, т.е. организуется система автоотсоса. Рассматривается вариант снижения сопротивления путем выполнения в центральной части затупления входного отверстия, через которое воздух с повышенным давлением по специальным каналам 35 подается в виде отдельных струй на поверхность фюзеляжа, расположенную ниже по потоку от затупленного носка. Основным недостатком данного способа является снижение эффективности весовой отдачи самолета, вызванное необходимостью организации на борту системы для передачи воздуха из области повышенного давления с носовой поверхности фюзеляжа в область пониженного давления. Сброс 40 воздуха с повышенным давлением на поверхность фюзеляжа приведет к дополнительному увеличению сопротивления самолета. На режимах полета, не соответствующих расчетному (крейсерскому) режиму, для которого определена геометрия магистралей автоотсоса, аэродинамическое сопротивление самолета 45 увеличится. Это обусловлено увеличением потерь полного напора отсасываемых газов, вызванным повышением гидравлического сопротивления на входных отверстиях и в транспортирующих каналах системы автоотсоса вплоть до запираания каналов. К недостатку способа также можно отнести сложность практической 50 организации перераспределения газа из области повышенного давления в область пониженного давления при обеспечении потребного снижения сопротивления и уровня повышенного на затупление давления, необходимого для реализации эффекта снижения уровня звукового удара на поверхности Земли.

Предлагаемым изобретением решается задача снижения уровня звукового удара, создаваемого самолетом на поверхности Земли при его полете на сверхзвуковых скоростях без увеличения его аэродинамического сопротивления.

В части способа достижение указанного технического результата обеспечивается тем, что в известном способе снижения уровня звукового удара самолета, заключающемся в том, что создают импульс повышенного давления в носовой части фюзеляжа за счет его затупленной носовой части с проницаемой перфорацией, согласно заявляемому изобретению на нижней поверхности затупленной носовой части фюзеляжа, в области формирования всячего скачка давления, на участке поверхности в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$ , организуют выдув криогенной жидкости через проницаемую перфорацию, подаваемой под давлением поперек обтекаемого потока.

Кроме того, особенность способа заключается в том, что в качестве криогенной жидкости используют жидкий азот либо криогенное топливо двигателей самолета.

Для достижения названного технического результата предлагается устройство, которое, как и наиболее близкое к нему известное по патенту [7], включает фюзеляж с затупленной носовой частью, на участке поверхности которой выполнена проницаемая перфорация. В отличие от известного в предлагаемом изобретении, носовая часть фюзеляжа выполнена в форме степенного тела вращения, поверхность которого гладко сопряжена с поверхностью сферического затупления, величина радиуса затупления выбрана из условия обеспечения сопротивления носовой части не более исходного степенного тела вращения равного удлинения ( $\bar{\Gamma}_3 = 0$ ), где  $\bar{r}_3$  -

относительный радиус сферического затупления. При этом участок поверхности с проницаемой перфорацией размещен в области формирования всячего скачка давления на нижней поверхности, в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$ , и термоизолирован по периметру от смежных поверхностей фюзеляжа. Причем степень перфорации поверхности на участке уменьшается вниз по потоку.

Указанные признаки не выявлены в других технических решениях при изучении уровня данной области техники, и, следовательно, решение является новым и имеет изобретательский уровень.

Предлагаемые изобретения иллюстрируются чертежами, представленными на фиг.1-9:

на фиг.1 - геометрия модифицированного степенного тела вращения;

на фиг.2 - изменение сопротивления модифицированного степенного тела вращения ( $n=0.72$ ) в зависимости от его удлинения и относительного радиуса затупления носовой части при  $M_\infty=2$ ;

на фиг.3 - распространение волны звукового удара от самолета (носовая часть фюзеляжа в виде степенного тела):

1 - самолет; 2 - скачок давления, создаваемый УВ от носовой части фюзеляжа; 3 - скачок давления, создаваемый УВ от крыла; 4 - скачок давления, создаваемый хвостовой УВ; 5 - скачок давления, создаваемый головной УВ, сформированной в результате взаимодействия ударных волн от носовой части фюзеляжа и крыла; Н1-Н4 профили избыточного статического давления на различном удалении по высоте от самолета;

на фиг.4 - распространение волны звукового удара от самолета (носовая часть фюзеляжа в виде модифицированного степенного тела):

1 - самолет; 2 - скачок давления, создаваемый УВ от носовой части фюзеляжа; 3 -

скачок давления, создаваемый УВ от крыла; 4 - скачок давления, создаваемый хвостовой УВ; 5 - скачок давления, создаваемый промежуточной (висячей) УВ; 6 - скачок давления, создаваемый УВ, образованной в результате взаимодействия УВ, создаваемой носовой частью фюзеляжа и промежуточной УВ; 7 - скачок давления, создаваемый УВ, образовавшейся в результате взаимодействия УВ, создаваемой крылом, с результирующей УВ после взаимодействия УВ от носовой части и промежуточной УВ;

Н1-Н4 профили избыточного статического давления на различном удалении по высоте от самолета;

на фиг.5 - изменение асимптотического параметра интенсивности головной ударной волны, создаваемой степенным телом ( $n=0.72$ ), в зависимости от относительного удаления от тела при различных его удлинениях и относительных радиусах затупления носовой части: 1 -  $\bar{r}_3 = 0$ ; 2 -  $\bar{r}_3 = 0.1$ ; 3 -  $\bar{r}_3 = 0.2$ ; 4 -  $\bar{r}_3 = 0.3$ ;

на фиг.6 - структура течения вблизи модифицированного степенного тела (без выдува хладагента): 1 - носовая часть фюзеляжа в виде модифицированного степенного тела; 2 - проникаемая перфорация; 3 - головная ударная волна; 4 - висячая ударная волна; 5 - волна разрежения; 6 - волна сжатия;

на фиг.7 - структура течения вблизи модифицированного степенного тела (с выдувом хладагента): 1 - носовая часть фюзеляжа в виде модифицированного степенного тела; 2 - проникаемая перфорация; 3 - головная ударная волна; 4 - висячая ударная волна; 5 - волна разрежения; 6 - волна сжатия; 7 - слой переохлажденного газа;

на фиг.8 - вид А на фиг.7;

на фиг.9 - распространение волны звукового удара от самолета с носовой частью фюзеляжа в виде модифицированного степенного тела (с выдувом хладагента):

1 - самолет; 2 - скачок давления, создаваемый УВ от носовой части фюзеляжа; 3 - скачок давления, создаваемый УВ от крыла; 4 - скачок давления, создаваемый хвостовой УВ; 5 - скачок давления, создаваемый промежуточной (висячей) УВ; Н1-Н4 профили избыточного статического давления на различном удалении по высоте от самолета.

Самолет содержит фюзеляж с затупленной носовой частью 1 (фиг.7). Носовая часть фюзеляжа 1 выполнена в форме степенного тела вращения, гладко сопряженного со сферическим затуплением. Причем радиус затупления выбран из условия обеспечения сопротивления носовой части не более исходного степенного тела вращения равного удлинения ( $\bar{r}_3 = 0$ ). Участок поверхности с проникаемой перфорацией 2 размещен в области формирования висячего скачка давления на нижней поверхности затупленной носовой части фюзеляжа 1, в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$ .

Предлагаемый способ осуществляется следующим образом.

В связи с существующим ограничением на уровень ЗУ, создаваемый на поверхности Земли самолетом при полете его на сверхзвуковой скорости, необходимо минимизировать перепады давления на УВ, приходящих на поверхность Земли, до уровня, не превышающего  $5 \text{ кГ/м}^2$  ( $50 \text{ Па}$ ).

В предлагаемом способе в качестве носовой части самолета 1 используется модифицированное степенное тело с малым аэродинамическим сопротивлением. Данное тело заданного удлинения организуется путем изменения носовой части степенного тела на сферическое затупление, поверхность которого гладко сопрягается со степенной поверхностью, обеспечивающей минимальное сопротивление при числе Маха, соответствующем крейсерскому режиму полета. На нижней поверхности затупленной носовой части фюзеляжа 1 (фиг.7, 8), в области формирования висячего

скачка давления 4, на участке поверхности в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$  через проницаемую перфорацию 2, организуют выдув под давлением криогенной жидкости, например, по специальным каналам из емкости (на чертеже не показано) на поверхность тела. Криогенная жидкость, охлаждая поверхность, вдувается в обтекающий поток в поперечном к нему направлении. При этом промежуточный скачок давления 4, возникающий при взаимодействии с поверхностью перерасширенного в результате обтекания сферического затупления потока, смещается ниже по потоку от головной УВ 3. В результате при полете самолета на крейсерской высоте на поверхность Земли приходят разнесенные в пространстве УВ от затупления носовой части фюзеляжа 1, промежуточная УВ от всячего скачка 4 и следующая за ней УВ от крыла. Уровни перепадов давления, создаваемых этими УВ, существенно ниже создаваемых самолетом, не оснащенным системой криогенного воздействия.

Данный способ обеспечивает существенное снижение уровня ЗУ, создаваемого самолетом на поверхности Земли, практически без увеличения его аэродинамического сопротивления.

В предлагаемом решении используются результаты [8], где показано, что модифицированное степенное тело при определенных степенях затупления имеет меньшее аэродинамическое сопротивление по сравнению с исходным степенным телом равного удлинения, являющимся телом минимального сопротивления при умеренных сверхзвуковых скоростях. Форма степенной поверхности модифицированного тела, обеспечивающая минимальное сопротивление, задается показателем степени, величина которого определяется числом Маха крейсерского режима полета. Модифицированное степенное тело (фиг.1) при заданном удлинении  $\lambda=1/2r_0$ , относительном радиусе сферического затупления  $\bar{r}_3$  и показателе степени  $n$  образуется сопряжением поверхности сферического затупления с поверхностью степенного тела  $x=r^n$ , длина которого  $\Delta+1$  определяется из условия заданного диаметра миделевого сечения -  $2r_0$  и обеспечения гладкого сопряжения его поверхности с поверхностью сферического затупления. Уравнение образующей модифицированного степенного тела имеет вид

$$r = \left[ \bar{r}_3^2 + \left( \bar{x} + \bar{r} \right)^2 \right]^{1/2} \text{ при } 0 \leq \bar{x} \leq \bar{x}_c$$

$$\bar{r} = \left( \frac{\bar{x} + \bar{\Delta}}{\bar{1} + \bar{\Delta}} \right)^n \text{ при } \bar{x}_c \leq \bar{x} \leq \bar{1} \quad , \text{ где } \bar{x} = x / r_0 \quad ; \bar{y} = y / r_0 \quad ; \bar{r} = r / r_0 \quad ;$$

$$\bar{r}_3 = r_3 / r_0 \quad ; \bar{\Delta} = \Delta / r_0 \quad .$$

На фиг.2 показана зависимость сопротивления модифицированного степенного тела ( $n=0.72$ ) при  $M_\infty=2$  от относительного радиуса затупления при разных удлинениях. Данная зависимость представлена в виде отношения коэффициентов аэродинамического сопротивления модифицированного степенного тела  $(C_x)_{\bar{r}_3}$  и исходного степенного тела  $(C_x)_{\bar{r}_3=0}$ . Коэффициент лобового сопротивления тела  $C_x = 2X / \rho_\infty V_\infty S_f$ , где  $X$  - сила лобового сопротивления тела,  $\rho_\infty$ ,  $V_\infty$  - плотность и скорость набегающего потока, а  $S$  - площадь миделевого сечения тела.

Эффект затупления модифицированного степенного тела обеспечивает существенное снижение интенсивности головной УВ по сравнению с исходным степенным телом равного удлинения (до 50%), что показано в работе [9]. При этом протяженность по высоте области, где реализуется эффект минимизации, ограничена удалением, на котором происходит взаимодействие ГУВ с промежуточной УВ.

Формирование промежуточной (висячей) УВ происходит в результате взаимодействия ускоряющегося в результате обтекания сферического затупления потока с поверхностью тела.

5 На фиг.3, 4 показано распространение волны ЗУ, создаваемой самолетом при полете на крейсерской высоте, в виде распределений избыточного статического давления за ГУВ в направлении полета на разных удалениях от самолета - Н. Избыточное давление  $\Delta P = P - P_\infty$ ,  $P_\infty$  - статические давления соответственно в возмущенном потоке за ГУВ и перед ней. Скачки на профиле давления вблизи самолета с носовой частью в виде исходного степенного тела (фиг.3, Н1) определены УВ от носовой части фюзеляжа 2, крыла 3 и хвостовой волны 4. При удалении от самолета ввиду большей скорости распространения УВ, создаваемой крылом, расстояние между ударными волнами от носовой части фюзеляжа и крыла сокращается (фиг.3, Н2). В результате их последующего взаимодействия профиль давления на удаление Н3 имеет практически N-образную форму с возросшей интенсивностью ГУВ. Носовая часть в виде модифицированного степенного тела равного удлинения (фиг.4) формирует вблизи самолета (Н1) короткий импульс с большим избыточным давлением на головной УВ, скорость распространения которой превышает скорость ГУВ от исходного степенного тела (фиг.3). Следующий за этим импульсом скачок давления 5 генерируется промежуточной УВ, образующейся при взаимодействии ускоряющегося потока, в результате обтекания затупления, с поверхностью корпуса. Ниже по потоку расположены скачки давления, вызванные УВ от крыла 3 и хвостовой ударной волной 4. В результате сильного затухания ГУВ ее интенсивность на удалении Н2 становится существенно меньше, чем от исходного степенного тела (фиг.3, Н2). Эффект минимизации сохраняется до удаления, при котором промежуточная УВ, распространяющаяся с большей скоростью, догоняет ГУВ. На удаление Н3 наблюдается лидирующий скачок 6, вызванный УВ с возросшей интенсивностью, которая образовалась в результате произошедшего взаимодействия головной и промежуточной ударных волн. Следующий за лидирующим скачок давления 3 вызван УВ от крыла. На поверхности Земли (Н4) в результате предшествующего взаимодействия лидирующей УВ с ударной волной от крыла профиль давления приобретает N-образную форму с существенно возросшей интенсивностью ГУВ.

Величина удаления от самолета, на которой реализуется эффект минимизации, существенно зависит от степени затупления и удлинения модифицированной носовой части фюзеляжа, что показано на фиг.5 для степенного тела с  $n=0.75$ . Зависимость 40 представлена в виде изменения асимптотического параметра  $\Delta \bar{P} \cdot \bar{K}^{3/4}$  от относительного удаления от тела и относительного радиуса затупления для разных удлинений. Здесь интенсивность ГУВ  $\Delta \bar{P} = \Delta P / P_\infty$ , а относительное удаление  $\bar{K} = H / 2r_0$ , где H - удаление по высоте от тела. На данных зависимостях удаления, на 45 которых происходит скачкообразное изменение асимптотического параметра, соответствуют взаимодействию промежуточной и головной УВ. Результаты, представленные на фиг.2, 5, показывают, что модифицированная носовая часть не обеспечивает практически необходимой протяженности области реализации эффекта минимизации, которая должна составлять 6000-7000 диаметров тела, при условии обеспечения аэродинамического сопротивления не более исходного степенного тела ( $\bar{r}_3 = 0$ ). 50

Согласно экспериментально-расчетным исследованиям [10] для увеличения



протяженности области реализации эффекта затупления на нижней поверхности носовой части 1, в области формирования всячего скачка давления за сферическим затуплением в поперечном секторе с углом  $\varphi$ , составляющим не менее  $90^\circ$ , выполняется проникаемая перфорация 2 (фиг.7), через которую организуют выдув под давлением, например, по специальным каналам из емкости на поверхность тела криогенной жидкости со скоростью не менее 5 м/с.

При выборе величины поперечного сектора с углом  $\varphi$  необходимо учитывать, что уменьшение сектора в результате действия поперечных градиентов давления в возмущенном потоке при распространении волны ЗУ приводит к снижению эффективности криогенного воздействия на больших удалениях от самолета. В связи с этим согласно расчетным оценкам для сохранения эффективности криогенного воздействия и тем самым снижения уровня звукового удара на удалениях, соответствующих крейсерской высоте полета ( $K=6000-7000$ ), величина поперечного сектора  $\varphi$  должна составлять не менее  $90^\circ$ . Увеличение размера поперечного сектора с углом свыше  $90^\circ$  приводит к необоснованному повышению расхода хладагента и увеличению обратной тяги, создаваемой истекающими струями.

Согласно результатам [10] величина скорости выдува криогенной жидкости на поверхность тела существенно влияет на процесс формирования всячей УВ и тем самым на величину удаления от тела, на котором происходит ее взаимодействие с головной УВ. Величины этих удалений, соответствующие высоте крейсерского полета самолета ( $K=6000-7000$ ), реализуются при скорости истечения криогенной жидкости не менее 5 м/с.

Криогенная жидкость охлаждает поверхность и впрыскивается в обтекающий поток в поперечном к нему направлении. В результате процесс формирования промежуточной УВ смещается вниз по потоку (фиг.7) по сравнению с обтеканием без подачи хладагента (фиг.6), что обеспечивает увеличение протяженности области реализации эффекта затупления и соответственно снижение уровня ЗУ.

Основными механизмами криогенного воздействия являются: формирование эффективной обтекаемой поверхности вблизи тела и снижение скорости звука в слое переохлажденного газа. При подаче криогенной жидкости в обтекающий поток происходит ее испарение, что приводит к формированию вблизи поверхности тела слоя переохлажденного газа 7 (фиг.7) с пониженной скоростью звука и соответственно скоростью распространения возмущений. Снижение температуры поверхности и потока за всячим скачком приводит к снижению его интенсивности. В связи с этим, а также для экономии хладоресурса перфорированная поверхность должна быть теплоизолирована по периметру от смежной обшивки фюзеляжа. Набегающий поток, взаимодействуя со слоем переохлажденного газа, который увеличивает эффективный радиус кривизны обтекаемой поверхности, продолжает расширяться существенно ниже по потоку по сравнению с обтеканием модифицированного тела без подачи криогенной жидкости (фиг.6). Для исключения образования УВ перед слоем переохлажденного газа степень перфорации поверхности уменьшается вниз по потоку. В результате на поверхности носовой части фюзеляжа в зоне, соответствующей формированию всячего скачка при обтекании без подачи криогенной жидкости, образуется область пониженного давления. Перерасширенный поток в результате обтекания охлажденного газового слоя, взаимодействуя с поверхностью, формирует волну сжатия 6 (фиг.7), которая при распространении трансформируется в всячую УВ 4, смещенную существенно ниже по потоку по сравнению с положением ее при обтекании без подачи криогенной жидкости (фиг.6, 4).

При этом интенсивность и импульс положительной фазы ГУВ 3 (фиг.7) сохраняются практически на уровне, соответствующем обтеканию без подачи криогенной жидкости. Снижение сопротивления модифицированного тела относительно исходного степенного тела и дополнительное уменьшение давления на его поверхности при подаче криогенной жидкости позволяют обеспечить суммарное сопротивление с учетом затрат на преодоление обратной тяги, создаваемой истекающим хладагентом, на уровне, не превышающем сопротивление исходного степенного тела ( $r_3=0$ ).

На (фиг.4, 9) показано распространение волны ЗУ от самолета с затупленной носовой частью 1 в виде модифицированного степенного тела с организацией подачи криогенной жидкости (фиг.9) и без подачи (фиг.4). На профиле давления вблизи самолета (фиг.9, Н1) за импульсом повышенного давления ГУВ, генерируемой затуплением, формируется область перерасширенного течения, ниже которой наблюдается скачок давления 5, вызванный промежуточной УВ. Перерасширенное течение, сформированное в результате обтекания слоя переохлажденного газа, создаваемого в результате подачи криогенной жидкости на поверхность тела, смещает существенно ниже по потоку промежуточную УВ по сравнению с обтеканием без криогенного воздействия (фиг.4, Н1). Интенсивность промежуточной ударной волны (фиг.9, Н1) заметно превышает интенсивность промежуточной УВ, создаваемой при полете без подачи криогенной жидкости (5, фиг.4, Н1), что позволяет ей с большей скоростью удаляться от догоняющей ее УВ от крыла. Лидирующая УВ с повышенным перепадом давления вблизи самолета и коротким импульсом при распространении быстро затухает. На удаление Н3 ее интенсивность 2 существенно меньше интенсивности ГУВ, создаваемой самолетом без криогенного воздействия (6, фиг.4, Н3). В результате смещения вниз по потоку промежуточной УВ и возросшей ее интенсивности в положительной фазе волны ЗУ, создаваемой самолетом, оборудованным системой криогенного воздействия, сохраняется вплоть до поверхности Земли (фиг.9, Н2, Н3, Н4) система последовательных скачков 2, 5, 3. Эти скачки генерируются соответственно УВ от затупления, промежуточной УВ и УВ от крыла. На поверхности Земли (фиг.9, Н4) перепады давления на этих скачках существенно меньше перепада давления на ГУВ, создаваемой исходной компоновкой самолета (фиг.4, Н4). При этом избыточное давление на ГУВ, создаваемой затуплением модифицированной носовой части 1, вдвое меньше обеспечиваемого исходным степенным телом равного удлинения.

Использование предлагаемого изобретения обеспечивает существенное снижение уровня звукового удара практически без увеличения аэродинамического сопротивления самолета.

#### Источники информации

1. Жилин Ю.Л. Звуковой удар от сверхзвукового пассажирского самолета. Труды ЦАГИ, Вып.1498, 1973 г., с.41-45.

2. Жилин Ю.Л. Влияние компоновки самолета, режима его полета и состояния атмосферы на интенсивность звукового удара. Труды ЦАГИ, Вып. 1094, 1967 г., с.14-22.

3. Патент США 3737119, кл. В64с 21/00, 05.06.1973 г.

4. Jones L.B. Lower Bounds for Sonic Bangs in the Far Field. Aeronautical Quarterly, 1967, Vol.18, №1, pp.1-21.

5. Seebass R and George A.R. Sonic - boom Minimization. // J. Acoustical Society of America, 1972, Vol.51, №2, pp.686-694.

6. Патент США №5740984, кл. В64С 30/00, 21.04.1998 г.

7. Патент США №6959896, кл. В64С 23/00, 30/00, опубл. 11.01.2005 - прототип.

8. Благодосклон В.И., Васильченко В.И., Гродзовский Г.Л. и др. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы. М.: Машиностроение, 1975, с.183.

9. Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Параметры ударных волн от тел вращения в однородной атмосфере // Известия СО АН СССР. Серия технических наук. 1984. Выпуск 3. С.16-21.

10. Фомин В.М., Харитонов А.М, Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф. Управление уровнем звукового удара путем криогенного воздействия на процесс обтекания летательного аппарата // Препринт №5 - 2007, ИТПМ СО РАН, 2007. С.40.

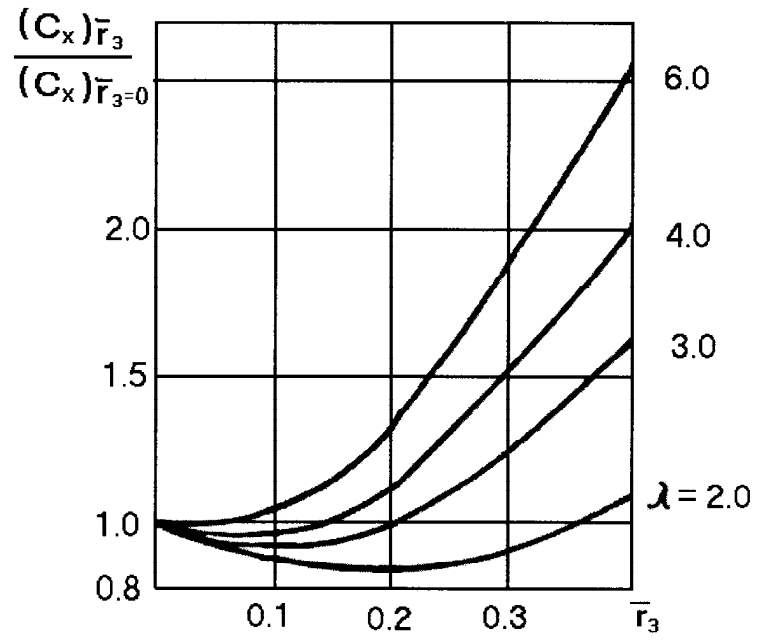
#### Формула изобретения

1. Способ снижения уровня звукового удара самолета, заключающийся в создании импульса повышенного давления в носовой части фюзеляжа за счет его затупленной носовой части с проницаемой перфорацией, отличающийся тем, что на нижней поверхности затупленной носовой части фюзеляжа, в области формирования висячего скачка давления, на участке поверхности в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$  организуют выдув под давлением криогенной жидкости через проницаемую перфорацию, подаваемой поперек обтекаемого потока.

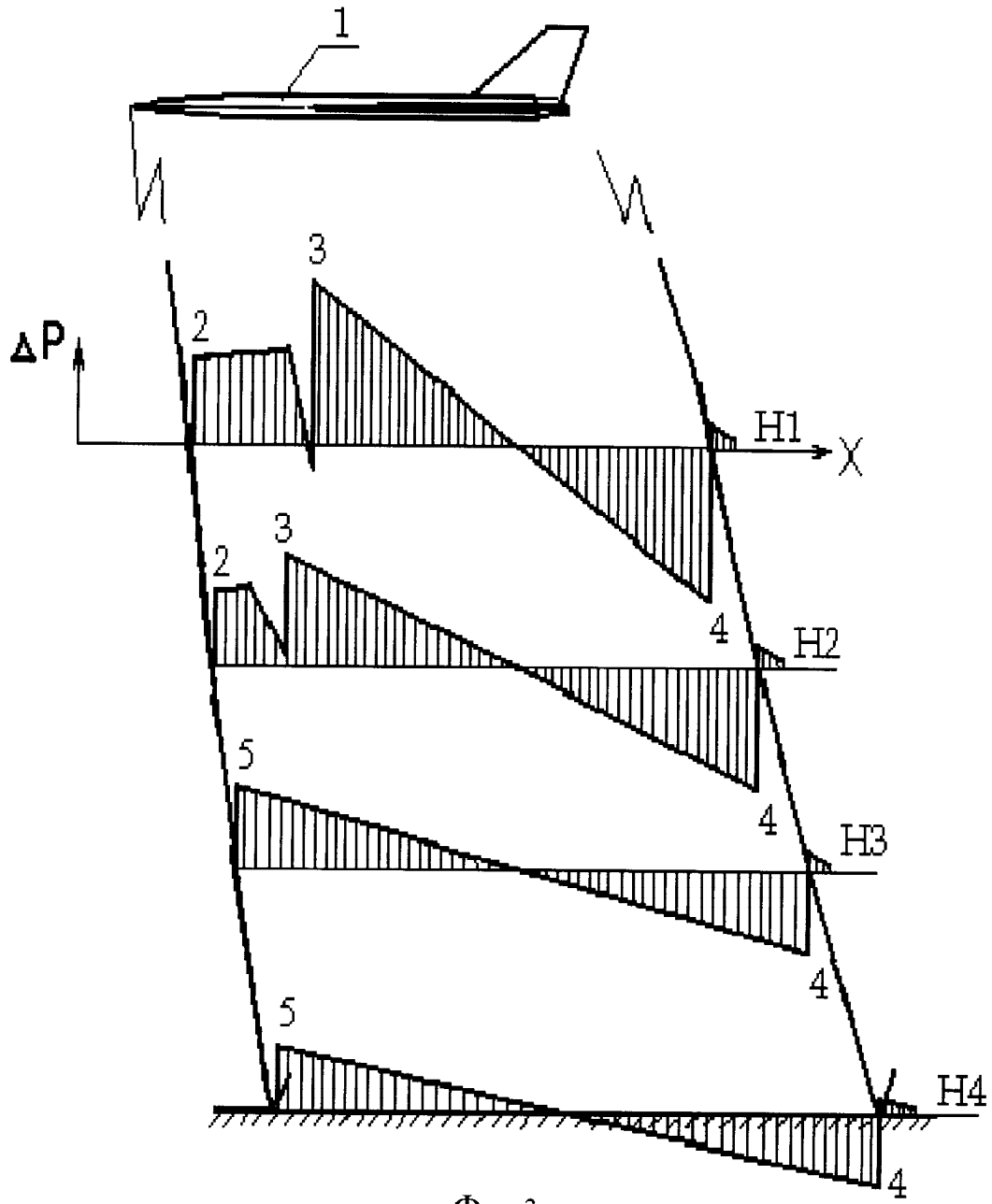
2. Способ по п.1, отличающийся тем, что в качестве криогенной жидкости используют жидкий азот.

3. Способ по п.1, отличающийся тем, что в качестве криогенной жидкости используют криогенное топливо двигателей самолета.

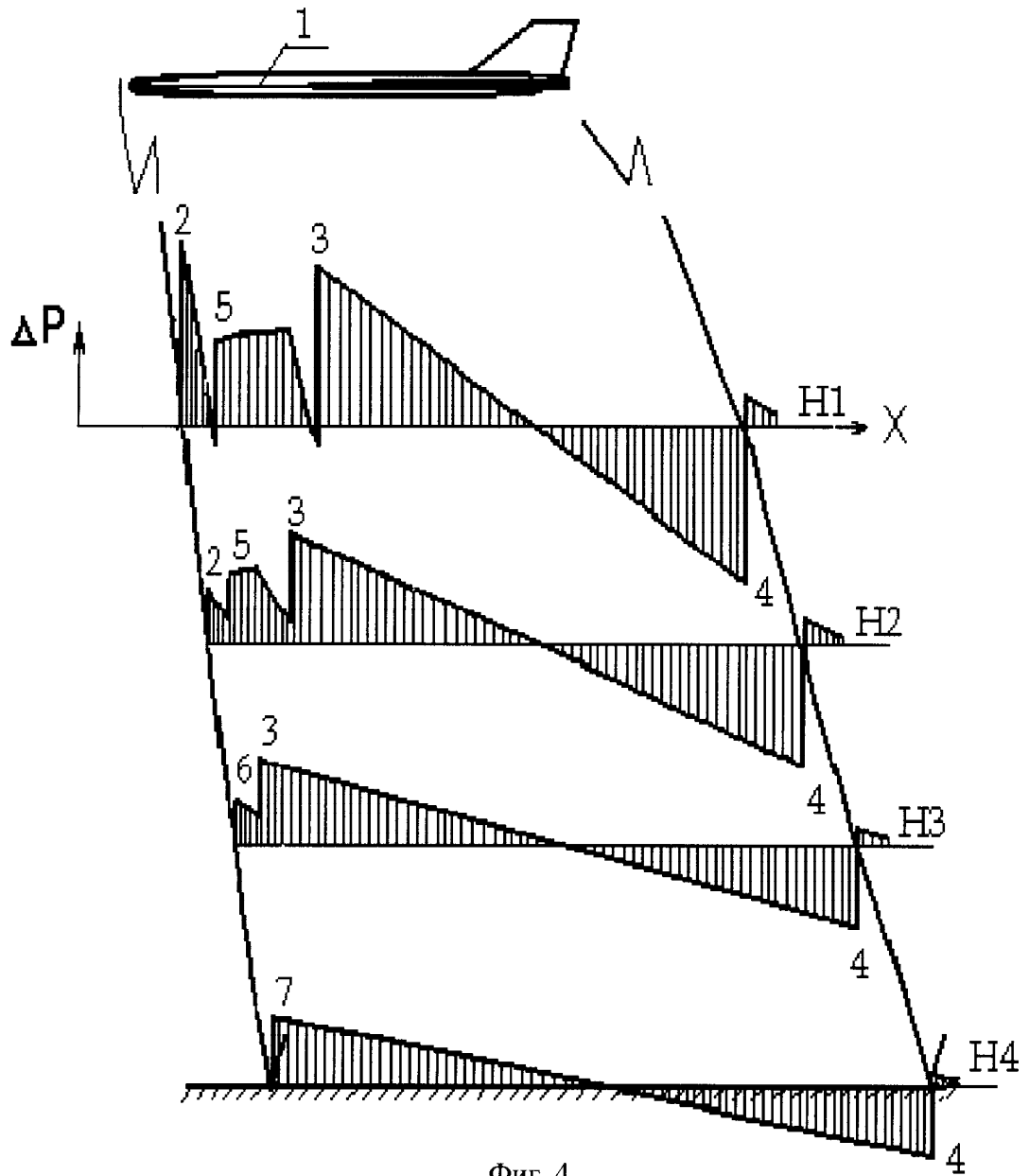
4. Самолет, включающий фюзеляж с затупленной носовой частью, на участке поверхности которой выполнена проницаемая перфорация, отличающийся тем, что носовая часть фюзеляжа выполнена в форме степенного тела вращения, поверхность которого гладко сопряжена с поверхностью сферического затупления, величина радиуса затупления выбрана из условия обеспечения сопротивления носовой части не более исходного степенного тела вращения равного удлинения ( $\bar{\xi}_2 = 0$ ), где  $\bar{\xi}_2$  - относительный радиус сферического затупления, при этом участок поверхности с проницаемой перфорацией размещен в области формирования висячего скачка давления на нижней поверхности в поперечном секторе с углом  $\varphi$  не менее  $90^\circ$  и термоизолирован по периметру от смежных поверхностей фюзеляжа, причем степень перфорации поверхности на участке уменьшается вниз по потоку.



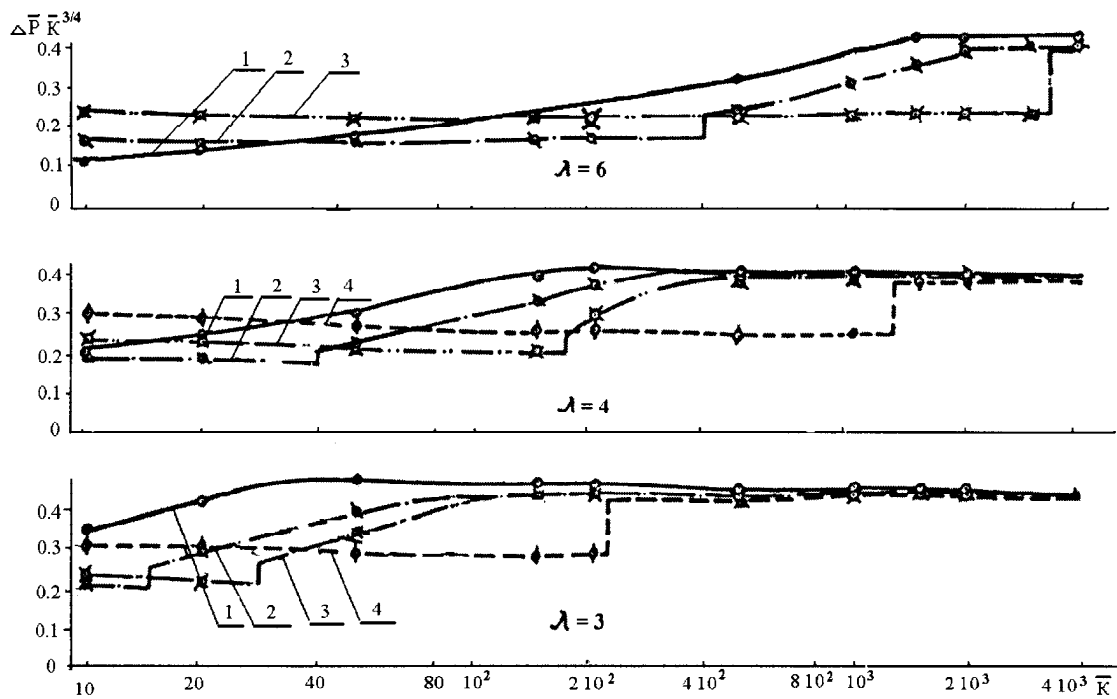
Фиг. 2



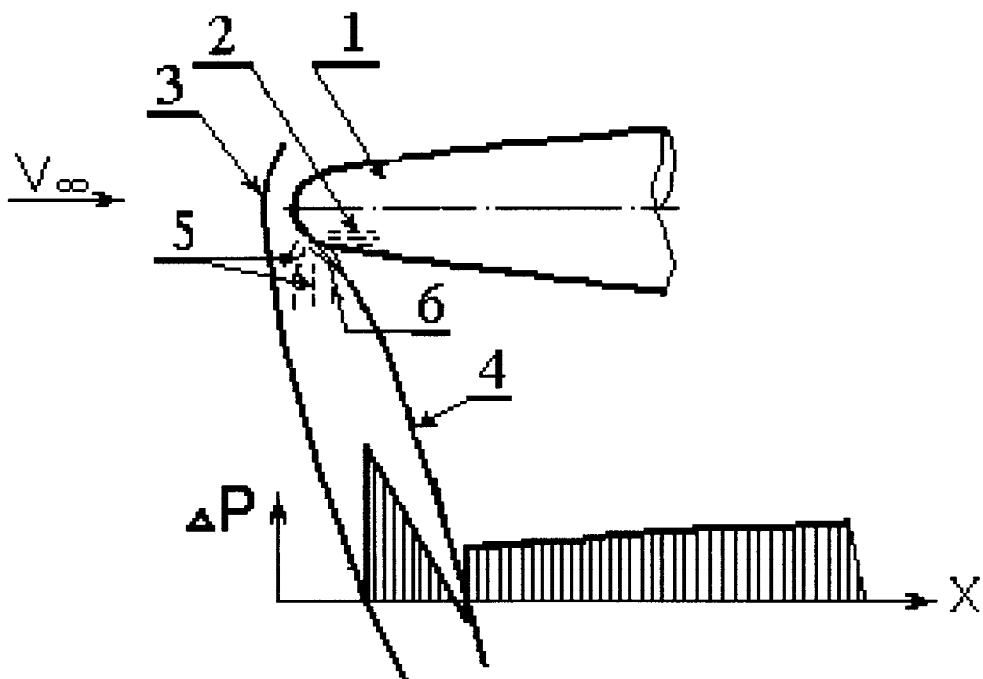
Фиг. 3



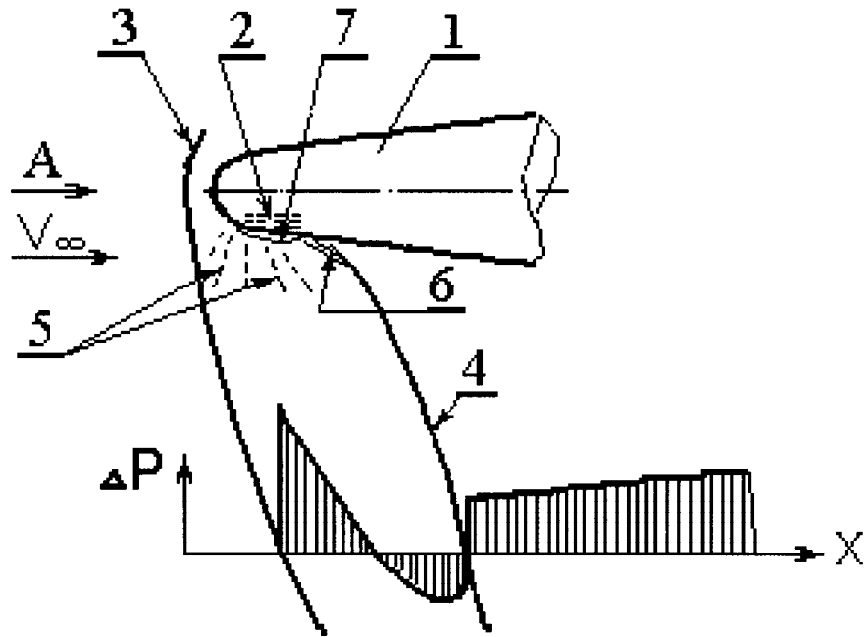
Фиг. 4



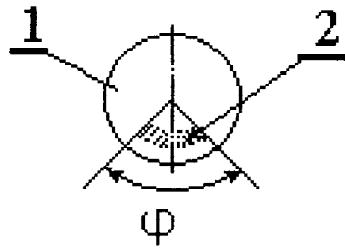
Фиг. 5



Фиг. 6

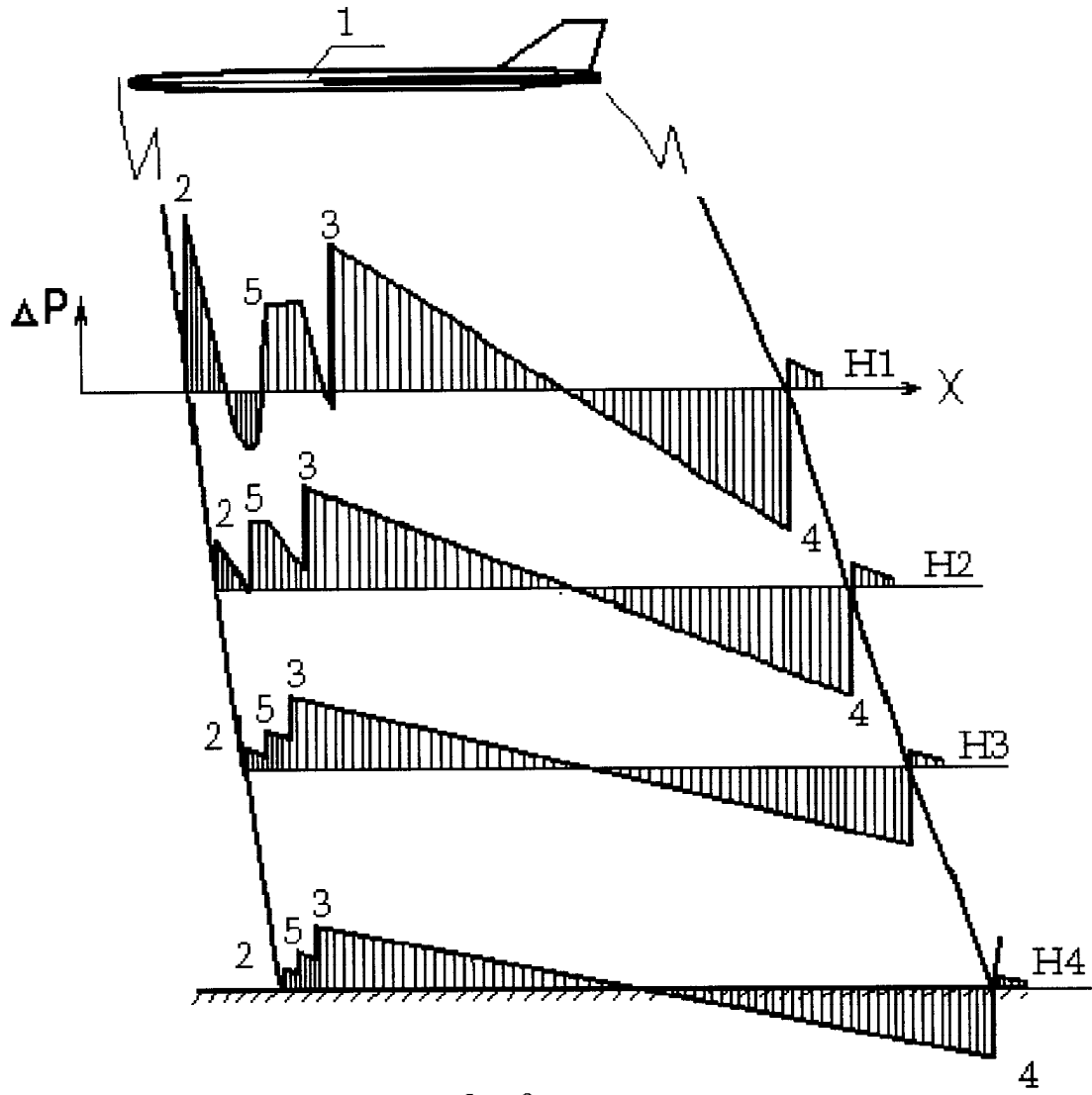


Фиг. 7  
Вид А



Фиг. 8





Фиг.9