



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013125557/11, 04.06.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
04.06.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 04.06.2013

(43) Дата публикации заявки: 10.12.2014 Бюл. № 34

(45) Опубликовано: 20.04.2015 Бюл. № 11

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: US 2011/0133021 A1, 09.06.2011. US  
2008/0191087 A1, 14.08.2008; . RU 2388658 C2,  
10.05.2010

Адрес для переписки:

125284, Москва, ул. Поликарпова, 23Б, ЗАО  
"Новые гражданские технологии Сухого",  
Начальнику Департамента проектирования В.Н.  
Титову

(72) Автор(ы):

Субботин Виктор Владимирович (RU),  
Титов Владимир Николаевич (RU),  
Власов Сергей Анатольевич (RU),  
Бабулин Андрей Александрович (RU),  
Тюрин Сергей Викторович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Закрытое акционерное общество "Новые  
гражданские технологии Сухого" (RU)

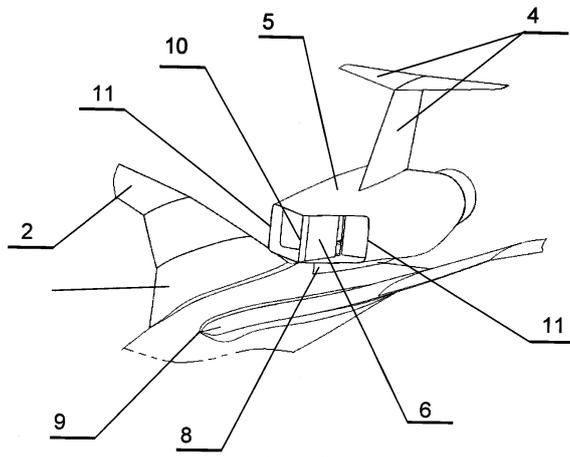
## (54) СВЕРХЗВУКОВОЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Сверхзвуковой самолет содержит фюзеляж, крыло с передним наплывом, расположенную над хвостовой частью фюзеляжа силовую установку, снабженную мотогондолой с турбореактивными двигателями и двумя сверхзвуковыми воздухозаборниками с прямоугольной формой поперечного сечения. Вблизи плоскости симметрии самолета между мотогондолой и обшивкой хвостовой части фюзеляжа размещен пилон. Клинья сжатия воздухозаборников размещены вертикально вблизи плоскости симметрии самолета над

пилоном. От сечения фюзеляжа, расположенного в месте стыка передней кромки наплыва крыла, фюзеляж самолета выполнен с плавным уменьшением вертикального габаритного размера и плавным увеличением горизонтального габаритного размера. Верхняя и нижняя поверхности обшивки хвостовой части фюзеляжа соединены друг с другом в законцовке фюзеляжа по острой кромке. Изобретение направлено на устранение взаимовлияния сверхзвуковых воздухозаборников и уменьшение расхода топлива. 5 з.п. ф-лы, 16 ил.

C 2  
C 2  
0 0  
2 0 0  
2 5 4 8 2 0 0  
R UR U  
2 5 4 8 2 0 0  
C 2



Фиг. 10

RU 2548200 C2

RU 2548200 C2



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.  
*B64C 30/00* (2006.01)  
*B64D 27/20* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013125557/11, 04.06.2013

(24) Effective date for property rights:  
04.06.2013

Priority:

(22) Date of filing: 04.06.2013

(43) Application published: 10.12.2014 Bull. № 34

(45) Date of publication: 20.04.2015 Bull. № 11

Mail address:

125284, Moskva, ul. Polikarpova, 23B, ZAO "Novye  
grazhdanskije tekhnologii Sukhogo", Nachal'niku  
Departamenta proektirovanija V.N. Titovu

(72) Inventor(s):

**Subbotin Viktor Vladimirovich (RU),  
Titov Vladimir Nikolaevich (RU),  
Vlasov Sergej Anatol'evich (RU),  
Babulin Andrej Aleksandrovich (RU),  
Tjurin Sergej Viktorovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Zakrytoe aktsionernoe obshchestvo "Novye  
grazhdanskije tekhnologii Sukhogo" (RU)**

(54) **SUPERSONIC AIRCRAFT**

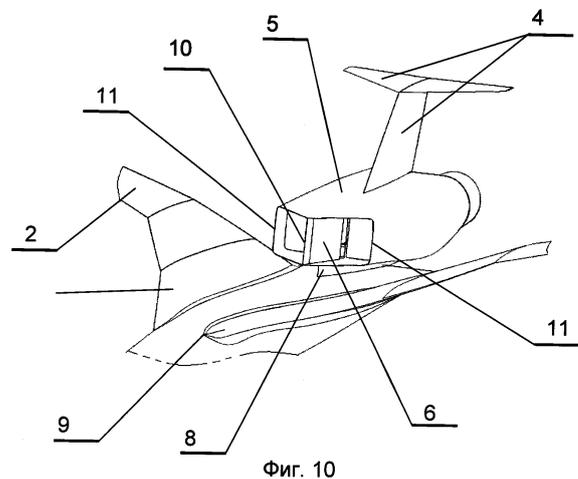
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: aircraft comprises fuselage with front LERX, power plant arranged above tail unit and equipped with nacelle with turbojets and two supersonic air intakes with rectangular cross-section. Pylon is arranged nearby aircraft mirror plate between said nacelle and tail unit skin. Wedges of air intakes compression are arranged vertically nearby aircraft mirror plane above said pylon. Fuselage features smooth decrease in vertical size and smooth increase in horizontal size in the area from fuselage cross-section at the joint of front LERX. Tail unit skin top and bottom surfaces are interconnected at fuselage tip in sharp edge.

EFFECT: decreased interferences of supersonic air intakes and fuel consumption.

6 cl, 16 dwg



RU 2 548 200 C2

RU 2 548 200 C2

Заявляемое техническое решение относится к авиационной технике, преимущественно к административным сверхзвуковым самолетам гражданского назначения, предназначенным для совершения деловых поездок, а также для экстренной доставки небольших грузов с целью экономии времени по сравнению с использованием других транспортных средств. Одной из технических задач, решаемой при проектировании летательных аппаратов такого типа, является снижение расхода топлива, которое может быть достигнуто уменьшением аэродинамического сопротивления летательного аппарата и оптимизацией работы силовой установки путем уменьшения степени неравномерности сверхзвукового потока, подаваемого в воздухозаборники.

Известен ряд технических решений сверхзвуковых самолетов (см., например, патенты РФ №2297371, 2100253, патент США 6857599) с подкрыльевым расположением силовой установки в целом или ее части. Решение сверхзвукового самолета по патенту РФ 2297371 (МПК В64D 33/02, заявл. 17.01.2002, опубл. 27.04.2007) содержит фюзеляж с округлой формой поперечного сечения, крыло с передним наплывом, силовую установку, снабженную двигателями и воздухозаборниками. Фюзеляж самолета выполнен с плавным изменением при переходе против направления полета вертикальных и горизонтальных размеров поперечного сечения. Прямоугольные воздухозаборники силовой установки размещены под крылом самолета. Это и другие решения с подкрыльевым расположением воздухозаборников силовой установки характеризуются повышенным уровнем шума на местности.

Снижение шума реактивных двигателей на местности может быть достигнуто при размещении силовой установки сверху крыла и/или фюзеляжа, при котором акустическое воздействие от вентилятора двигателя и реактивной струи частично экранируется элементами конструкции самолета в направлении к земле.

Известен ряд решений сверхзвуковых самолетов (см, например, патенты США 8083171, 6921045, 6729577, 6698684) с расположением размещенных в двух цилиндрических мотогондолах двигателей и воздухозаборников над крылом сбоку от фюзеляжа. Воздухозаборники силовой установки выполнены осесимметричной формы с центральным телом. Мотогондолы в этих решениях размещены на пилонах, закрепленных на фюзеляже в хвостовой части самолета. Недостатком указанных решений сверхзвуковых самолетов является значительное аэродинамическое сопротивление самолета, обусловленное большими площадями поверхностей пилонов и мотогондол. Кроме того, осесимметричные воздухозаборники характеризуются значительной чувствительностью к направлению набегающего потока: в случае, если поток набегающий в направлении, отличном от осевого направления воздухозаборника, характеристики воздухозаборника значительно ухудшаются и его эффективность падает.

Снижение аэродинамического сопротивления сверхзвуковых самолетов может быть достигнуто за счет использования в силовой установке плоских прямоугольных воздухозаборников и размещения воздухозаборников в зоне хвостовой части, частично экранированной носовой или центральной частью фюзеляжа.

В соответствии с решением сверхзвукового самолета по патенту РФ 2212360 (МПК<sup>7</sup> В64С 30/00, В64С 1/00, заявка 2002107134/28, дата подачи 21.03.2002, опубл. 20.09.2003) самолет содержит фюзеляж и расположенную в хвостовой части фюзеляжа силовую установку. Носовая и центральная части фюзеляжа выполнены в поперечном сечении округлой формы. Силовая установка снабжена двумя воздухозаборниками, входы которых выполнены с формой, близкой к форме прямоугольника, и снабжены клиньями сжатия с горизонтальным расположением в верхней части воздухозаборника. Хвостовая

часть фюзеляжа, кроме того, снабжена двумя плоскими площадками, размещенными последовательно друг за другом перед воздухозаборником силовой установки. Плоские площадки развернуты относительно друг друга на тупой угол, образуя углубление в хвостовой части фюзеляжа. Два воздухозаборника объединены в пакет в общей мотогондоле, при этом клинья сжатия расположены горизонтально над второй плоской площадкой. Мотогондола размещена сверху хвостовой части фюзеляжа непосредственно после второй плоской площадки. Размещение силовой установки летательного аппарата в углублении хвостовой части, образованной плоскими площадками, обеспечивая частичное экранирование силовой установки носовой и центральной частями фюзеляжа, снижает аэродинамическое сопротивление летательного аппарата.

Однако недостатком этого технического решения является существенная неравномерность сверхзвукового потока на входе в воздухозаборник летательного аппарата, так как скачки уплотнения от клиньев сжатия воздухозаборников падают на поверхность фюзеляжа и приводят к возникновению отрыва пограничного слоя. Наличие отрыва пограничного слоя в воздухозаборниках отрицательно сказывается на его характеристиках и на устойчивости работы двигателя. К тому же в такой компоновке воздухозаборников не решается задача исключения взаимовлияния воздухозаборников при работе одного из них на нерасчетном режиме, например, при остановке двигателя или возникновении помпажа воздухозаборника.

Ближайшим аналогом заявляемого решения сверхзвукового самолета является решение сверхзвукового самолета, известное из заявки на изобретение США №2011/0133021 (МПК В62С 30/00, НКИ США 244/13, заявл. 29.09.2010, опубл. 9.06.2011). Это решение сверхзвукового самолета содержит фюзеляж округлого поперечного сечения, крыло, снабженное передним наплывом и соединенное с хвостовой частью фюзеляжа, и силовую установку, снабженную мотогондолами с размещенными в них турбореактивными двигателями и сверхзвуковыми воздухозаборниками.

При переходе против направления полета фюзеляж самолета в этом решении, по крайней мере, в носовой и хвостовой частях выполнен с плавным изменением вертикального и горизонтального габаритных размеров поперечного сечения: с увеличением горизонтального и вертикального габаритных размеров поперечного сечения фюзеляжа в носовой части самолета и последующим их уменьшением в срединной и хвостовых частях фюзеляжа. Законцовка фюзеляжа в этом решении выполнена в виде заостренного конуса. Поперечное сечение фюзеляжа, размещенное на стыке носовой и срединной частей фюзеляжа, характеризуется наибольшими габаритными размерами поперечного сечения.

Крыло в этом решении размещено практически над фюзеляжем, а часть крыла, расположенная перед входами воздухозаборников самолета, образует плоскую площадку. Сверхзвуковые воздухозаборники силовой установки выполнены в форме, близкой к форме прямоугольника, и размещены в зоне размещения переднего наплыва крыла. Клинья сжатия расположены горизонтально в нижней части воздухозаборников. В рассматриваемом решении между частями нижней обшивки мотогондолы, прилегающими к ее боковым стенкам, и поверхностью крыла размещены щели слива пограничного слоя небольшой высоты. В рассматриваемом решении входы воздухозаборников размещены достаточно близко к переднему наплыву крыла, так расстояние от стыка передней кромки наплыва с фюзеляжем до торцов клиньев сжатия составляет величину от 5 до 12 процентов от общей длины фюзеляжа.

Как и в рассмотренном выше аналоге, фюзеляж в средней и хвостовой частях частично экранирует силовую установку. Горизонтальное размещение клиньев сжатия

сверхзвукового воздухозаборника в нижней его части исключает попадание скачков уплотнения от клиньев сжатия в воздухозаборник, уменьшая тем самым степень неравномерности сверхзвукового потока на входе в воздухозаборник летательного аппарата. Однако расположение сверхзвуковых воздухозаборников достаточно близко к наплыву крыла ведет к возможности попадания вихрей от наплыва в воздухозаборники на взлетно-посадочных режимах. Наличие протяженных поверхностей крыла и обшивки фюзеляжа перед воздухозаборниками ведет к накоплению значительного по толщине пограничного слоя перед входом в воздухозаборники, что в сочетании с недостаточной высотой щелей слива пограничного слоя ведет к попаданию заторможенного потока на клинья сжатия, что приводит к нарушению их работы на расчетном режиме. Эти факторы приводят к существенной неравномерности течения в воздухозаборниках. Кроме того, эта схема сверхзвукового самолета не решает и задачу исключения взаимовлияния воздухозаборников при работе одного из них на нерасчетном режиме, например, при остановке двигателя или при возникновении помпажа сверхзвукового воздухозаборника.

Технической задачей, решаемой предложенным техническим решением, является устранение взаимовлияния сверхзвуковых воздухозаборников друг на друга на нерасчетных режимах полета в сочетании с уменьшением расхода топлива.

Техническая задача решается следующим образом.

Известный сверхзвуковой самолет содержит фюзеляж, выполненный, по крайней мере, на большей части его длины с округлой формой поперечного сечения, крыло с передним наплывом и расположенную над хвостовой частью фюзеляжа силовую установку, снабженную мотогондолой с размещенными в ней турбореактивными двигателями и сверхзвуковыми воздухозаборниками. В известном решении сверхзвукового самолета при переходе против направления полета фюзеляж самолета, по крайней мере, в носовой и хвостовой частях выполнен с плавным изменением вертикального и горизонтального габаритных размеров поперечного сечения. Воздухозаборники силовой установки выполнены с прямоугольной формой поперечного сечения. В известном решении новым является то, что самолет снабжен пилоном, размещенным вблизи плоскости симметрии самолета между мотогондолой и обшивкой хвостовой части фюзеляжа. Клинья сжатия воздухозаборников размещены вертикально вблизи плоскости симметрии самолета над пилоном без зазора друг относительно друга.

Вертикальное размещение клиньев сжатия воздухозаборников вблизи плоскости симметрии самолета без зазора друг относительно друга над пилоном обеспечивает практически полное устранение взаимовлияния воздухозаборников друг на друга, так как скачки уплотнения от клиньев сжатия распространяются вдоль верхней поверхности крыла наружу от мотогондолы, что не только устраняет их влияние друг на друга на нерасчетных режимах полета, но дополнительно уменьшает и аэродинамическое сопротивление. Пилонное размещение силовой установки исключает попадание накопленного пограничного слоя в сверхзвуковые воздухозаборники, что наряду с уменьшением неравномерности сверхзвукового потока на входе в воздухозаборники уменьшает и требуемый расход воздуха через систему отсоса пограничного слоя с клиньев сжатия по сравнению с нижним расположением клиньев сжатия, что также уменьшает аэродинамическое сопротивление.

Техническим результатом от использования предложенных приемов является устранение взаимовлияния сверхзвуковых воздухозаборников друг на друга на нерасчетных режимах полета в сочетании с уменьшением расхода топлива за счет

уменьшения аэродинамического сопротивления и степени неравномерности воздушного потока на входе в сверхзвуковые воздухозаборники.

Кроме того, в заявляемом решении величина расстояния от стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем до торца клиньев сжатия воздухозаборников может быть  
5 выбрана из диапазона от 25 до 40 процентов от общей длины фюзеляжа. Такое взаимное размещение наплыва крыла и входа в воздухозаборник силовой установки значительно снижает влияние вихрей от наплыва на воздушный поток, подаваемый в воздухозаборники на взлетно-посадочных режимах, что дополнительно уменьшает неравномерности потока на входе в двигатель.

10 Кроме того, при переходе против направления полета от сечения фюзеляжа, расположенного в месте стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, фюзеляж самолета может быть выполнен с плавным уменьшением вертикального габаритного размера поперечного сечения и плавным увеличением горизонтального габаритного размера поперечного сечения, что обеспечивает уменьшение шума на местности за счет  
15 экранирования силовой установки фюзеляжем.

Наиболее предпочтительно величину уменьшения вертикального габаритного размера сечений фюзеляжа при переходе против направления полета, начиная от поперечного сечения, совпадающего с местом стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, до поперечного сечения, совпадающего с торцами клиньев торможения,  
20 выбирать из диапазона, заключенного в пределах от 25 до 35 процентов, а до поперечного сечения, совпадающего с торцами боковых обечаек воздухозаборников, - на величину, заключенную в диапазоне от 40 до 50 процентов.

Наиболее предпочтительно величину увеличения горизонтального габаритного размера фюзеляжа при переходе против направления полета, начиная от поперечного сечения, совпадающего с местом стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем,  
25 до поперечного сечения, совпадающего с торцами клиньев торможения, выбрать из диапазона, заключенного в пределах от 15 до 25 процентов, а до поперечного сечения, совпадающего с торцами боковых обечаек воздухозаборников, - из диапазона, заключенного в пределах от 20 до 30 процентов.

30 В частности, верхняя и нижняя поверхности обшивки хвостовой части фюзеляжа в соответствии с заявляемым решением могут быть соединены друг с другом в законцовке фюзеляжа по острой кромке. Такое решение обеспечивает отсутствие донного аэродинамического сопротивления. Минимум же волнового сопротивления хвостовой части фюзеляжа при сверхзвуковых скоростях полета обеспечивается уменьшением  
35 интенсивности разгона потока над верхней поверхностью за счет торможения потока, вызываемого влиянием нижней поверхности мотогондолы в этой же области. Сопряжение верхней и нижней поверхностей фюзеляжа не по острой кромке, а с образованием торца, приводит к появлению донного сопротивления.

Заявленное техническое решение иллюстрируется следующими материалами:

40 фиг.1 - общий вид самолета с Т-образным выполнением хвостового оперения в изометрии;

фиг.2 - общий вид самолета с Т-образным выполнением хвостового оперения сбоку,

фиг.3 - общий вид самолета с Т-образным выполнением хвостового оперения в плане,

фиг.4 - общий вид самолета с Т-образным выполнением хвостового оперения против

45 направления полета,

фиг.5 - фиг.9 - поперечные сечения и разрезы фюзеляжа с фиг.2,

фиг.10 - общий вид хвостовой части фюзеляжа самолета с Т-образным выполнением хвостового оперения в изометрии,

фиг.11 - общий вид самолета с V-образным выполнением хвостового оперения сбоку,  
фиг.12 - общий вид самолета с V-образным выполнением хвостового оперения в  
15 плане (вид сверху),

фиг.13 - общий вид снизу самолета с V-образным выполнением хвостового оперения,

5 фиг.14 - общий вид самолета с V-образным выполнением хвостового оперения против  
направления полета (вид М с фиг.11),

фиг.15 - общий вид самолета с V-образным выполнением хвостового оперения по  
направлению полета (вид Ж с фиг.11),

фиг.16 - продольный разрез хвостовой части фюзеляжа (вид Е-Е с фиг.12).

10 В соответствии с заявляемым решением самолет содержит фюзеляж 1, сопряженный  
с крылом 2 с передним наплывом 3, аэродинамические органы управления 4, силовую  
установку и пилон 8.

Герметичные отсеки фюзеляжа с кабиной пилотов и пассажирским салоном  
целесообразно разместить в носовой и центральной частях фюзеляжа, а для

15 удовлетворения требований по звуковому удару крыло 2 целесообразно соединить с  
хвостовой частью фюзеляжа.

Аэродинамические органы управления 4 самолета могут быть выполнены по Т-  
образной схеме, как показано на фиг.1 и 10, или по V-образной схеме, как показано на  
фиг.11-15. В рассматриваемом решении могут быть использованы и другие схемы

20 расположения аэродинамических органов управления.

Пилон 8 (см. фиг.10, 15, 16) размещен вблизи плоскости симметрии 7 самолета между  
мотогондолой 5 и верхней поверхностью 12 обшивки хвостовой части фюзеляжа.

Силовая установка самолета размещена над хвостовой частью фюзеляжа. Силовая  
установка содержит мотогондолу 5 с размещенными в ней турбореактивными  
25 двигателями и двумя сверхзвуковыми воздухозаборниками с прямоугольной формой  
поперечного сечения. Клинья сжатия 6 воздухозаборников размещены вертикально  
вблизи плоскости симметрии самолета 7 без зазора друг относительно друга над  
пилоном 8 (см. фиг.8-10, 14, 16).

30 Наиболее предпочтительно стык 9 передней кромки наплыва 3 крыла с фюзеляжем  
разметить в поперечном сечении фюзеляжа с относительной координатой:

$$\lambda = \frac{L_x}{L_{\phi}},$$

где  $L_x$  - координата, отсчитываемая от носа фюзеляжа,  $L_{\phi}$  - общая длина фюзеляжа,  
35 значение которой заключено в диапазоне от 50 до 60 процентов. При этом мотогондолу  
5 наиболее предпочтительно сместить в направлении против полета относительно  
места стыка 9 передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, выбрав величину  
расстояния от стыка 9 передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем до торца 10  
клиньев сжатия воздухозаборников из диапазона, заключенного в пределах от 25 до  
40 40 процентов от общей длины фюзеляжа.

Фюзеляж 1 самолета выполнен с округлой формой поперечного сечения, по крайней  
мере, на большей части его длины. Как показано на фиг.1, 4-9, фюзеляж самолета в  
носовой, срединной и частично в хвостовой частях выполнен с округлой формой  
поперечного сечения. Верхнюю 12 и нижнюю 13 поверхности обшивки фюзеляжа  
45 наиболее целесообразно соединить друг с другом в законцовке фюзеляжа по острой  
кромке 14, как показано на фиг.11, 13, 15, 16, ориентируя ее перпендикулярно  
плоскости симметрии 7 самолета.

При переходе против направления полета фюзеляж самолета выполнен с плавным  
изменением вертикального и горизонтального габаритных размеров поперечного

сечения, как показано на фиг.1, 2, 11-13. При этом при переходе против направления полета от сечения фюзеляжа, расположенного в месте стыка 9 передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, фюзеляж самолета выполнен с плавным уменьшением вертикального габаритного размера поперечного сечения и плавным увеличением горизонтального габаритного размера поперечного сечения.

Наиболее предпочтительно вертикальный габаритный размер поперечного сечения фюзеляжа при переходе против направления полета фюзеляж самолета, начиная от поперечного сечения, совпадающего с местом стыка 9 передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, до поперечного сечения, совпадающего с торцами 10 клиньев торможения, уменьшить на величину от 25 до 35 процентов, а до поперечного сечения, совпадающего с торцами 11 боковых обечаек воздухозаборников, - на величину от 40 до 50 процентов. Горизонтальный габаритный размер поперечного сечения фюзеляжа при этом наиболее предпочтительно увеличить на величину от 15 до 25 процентов и на величину от 20 до 30 процентов соответственно.

В полете при обтекании самолета набегающим сверхзвуковым потоком на элементах конструкции самолета возникают скачки уплотнения, веера волн разрежения, вихревые течения и прочие особенности потока.

На взлетно-посадочных режимах и некоторых других режимах полета на передней кромке наплыва крыла возникает вихревое течение, которое за счет удаленного размещения воздухозаборников от наплыва крыла отводится от воздухозаборников.

При обтекании верхней поверхности фюзеляжа накопленный пограничный слой отводится от воздухозаборников в пространство между мотогондолой и фюзеляжем.

При полете самолета на крейсерском режиме со сверхзвуковой скоростью вокруг хвостовой части самолета у него формируется структура сверхзвукового течения.

Во-первых, при обтекании сверхзвуковым потоком клиньев торможения на них образуются скачки уплотнения. Эти скачки распространяются под относительно небольшим углом к плоскости симметрии самолета в направлении против полета от передней кромки вертикальных клиньев воздухозаборников. Указанные скачки уплотнения смыкаются в один скачок в районе внешней обечайки воздухозаборников. Эти объединенные скачки распространяются далее над верхней поверхностью крыла.

Во-вторых, скачки уплотнения возникают при обтекании набегающим потоком пилона. Этот скачок уплотнения располагается в области между фюзеляжем и мотогондолой и распространяется под относительно небольшим углом к плоскости симметрии самолета в направлении против полета. Наличие этого скачка уплотнения приводит к некоторому увеличению толщины пограничного слоя в области его влияния.

В-третьих, в области задних кромок крыла и фюзеляжа находятся замыкающие скачки уплотнения. Замыкающий скачок уплотнения фюзеляжа взаимодействует с областью разрежения потока, которая располагается на нижней поверхности мотогондолы за хвостовой частью фюзеляжа. В результате несколько растет давление в этой области.

### Формула изобретения

1. Сверхзвуковой самолет, содержащий фюзеляж, выполненный с округлой формой поперечного сечения, по крайней мере, на большей части его длины, при этом при переходе против направления полета фюзеляж самолета, по крайней мере, в носовой и хвостовой частях выполнен с плавным изменением вертикального и горизонтального габаритных размеров поперечного сечения, крыло с передним наплывом, расположенную над хвостовой частью фюзеляжа силовую установку, снабженную

мотогондолой с размещенными в ней турбореактивными двигателями и двумя сверхзвуковыми воздухозаборниками с прямоугольной формой поперечного сечения, отличающийся тем, самолет снабжен пилоном, размещенным вблизи плоскости симметрии самолета между мотогондолой и обшивкой хвостовой части фюзеляжа, при этом клинья сжатия воздухозаборников размещены вертикально вблизи плоскости симметрии самолета над пилоном без зазора друг относительно друга.

2. Сверхзвуковой самолет по п.1, отличающийся тем, что величина расстояния от стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, до торца клиньев сжатия воздухозаборников заключена в диапазоне от 25 до 40 процентов от общей длины фюзеляжа.

3. Сверхзвуковой самолет по п.2, отличающийся тем, что при переходе против направления полета от сечения фюзеляжа, расположенного в месте стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, фюзеляж самолета выполнен с плавным уменьшением вертикального габаритного размера поперечного сечения и плавным увеличением горизонтального габаритного размера поперечного сечения.

4. Сверхзвуковой самолет по п.3, отличающийся тем, что при переходе против направления полета, начиная от поперечного сечения, совпадающего с местом стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, до поперечного сечения, совпадающего с торцами клиньев торможения, вертикальный габаритный размер поперечного сечения фюзеляжа уменьшается на величину, заключенную в диапазоне от 25 до 35 процентов, а до поперечного сечения, совпадающего с торцами боковых обечаек воздухозаборников, - на величину, заключенную в диапазоне от 40 до 50 процентов.

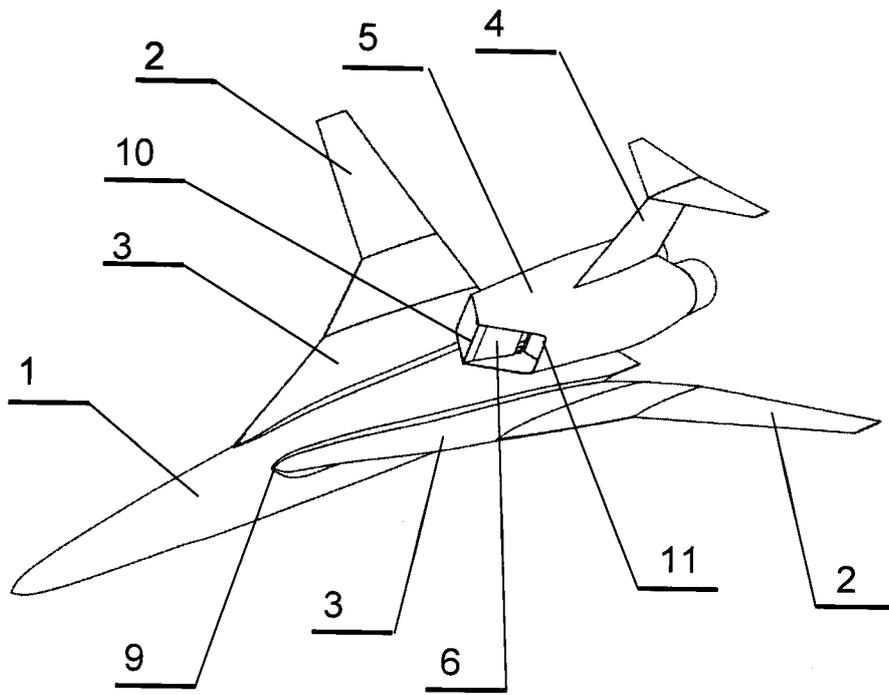
5. Сверхзвуковой самолет по п.3, отличающийся тем, что при переходе против направления полета, начиная от поперечного сечения, совпадающего с местом стыка передней кромки наплыва крыла с фюзеляжем, до поперечного сечения, совпадающего с торцами клиньев торможения, горизонтальный габаритный размер поперечного сечения фюзеляжа увеличивается на величину, заключенную в диапазоне от 15 до 25 процентов, а до поперечного сечения, совпадающего с торцами боковых обечаек воздухозаборников, - на величину, заключенную в диапазоне от 20 до 30 процентов.

6. Сверхзвуковой самолет по п.3, отличающийся тем, что верхняя и нижняя поверхности обшивки хвостовой части фюзеляжа соединены друг с другом в законцовке фюзеляжа по острой кромке.

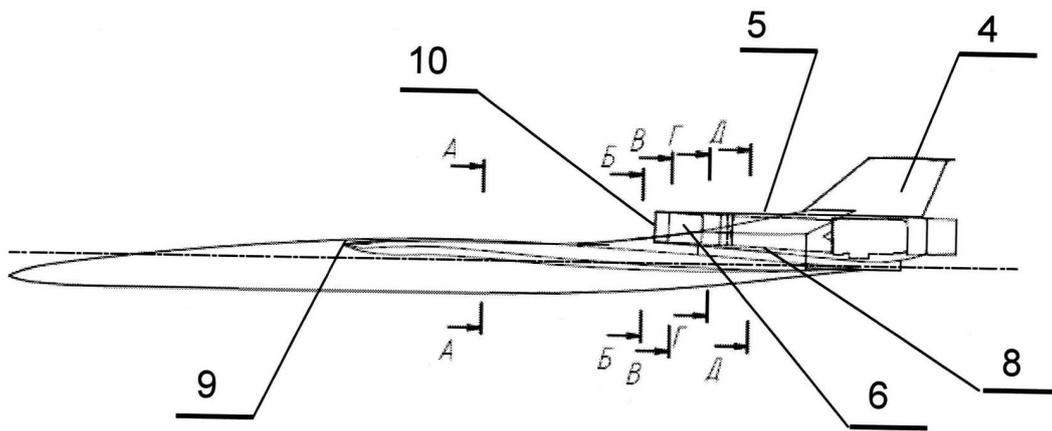
35

40

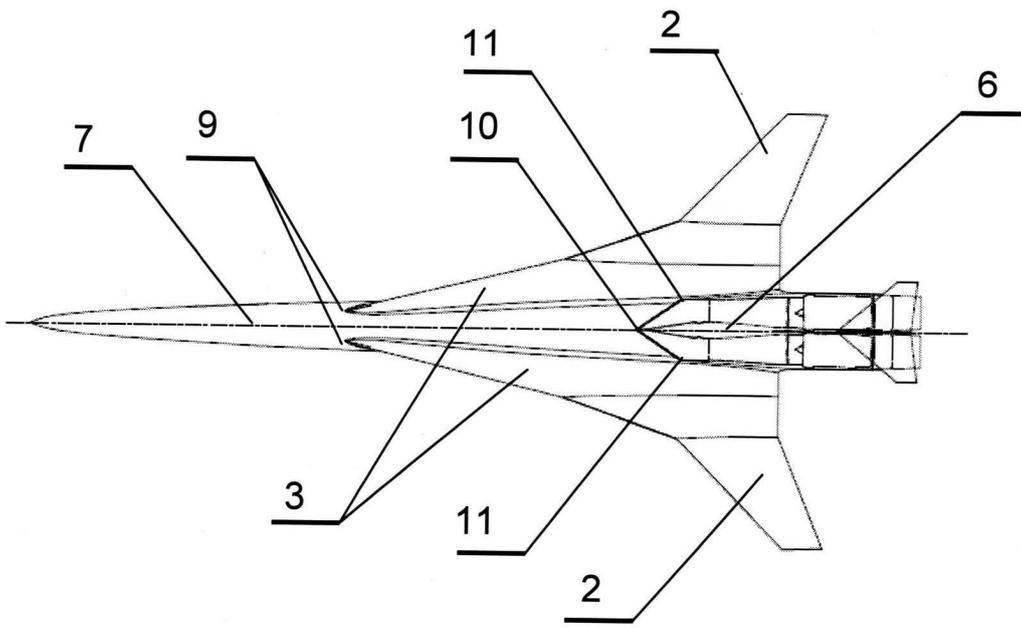
45



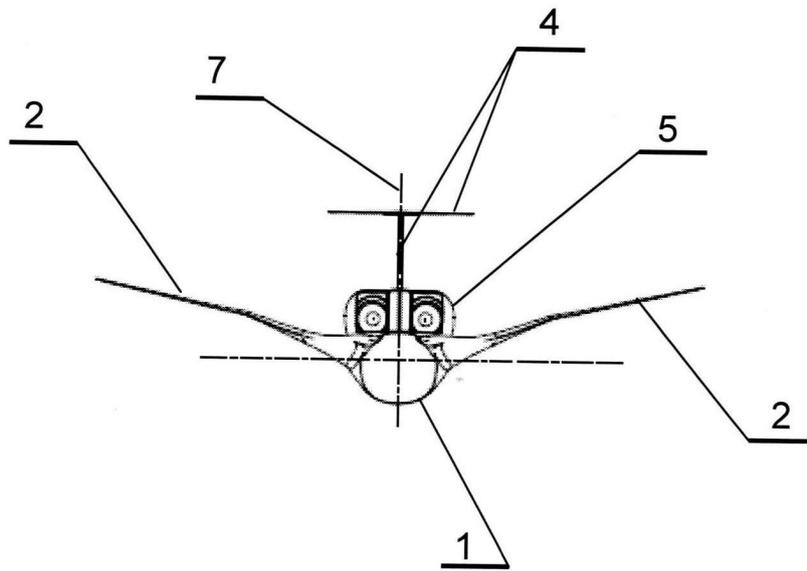
Фиг. 1



Фиг. 2

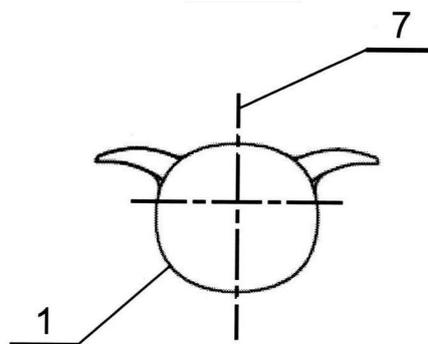


Фиг. 3

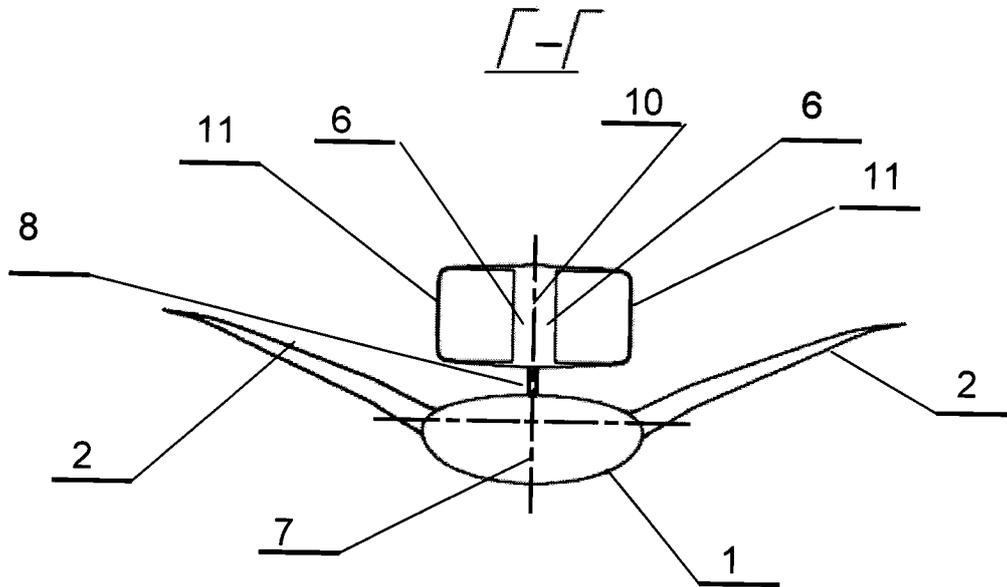
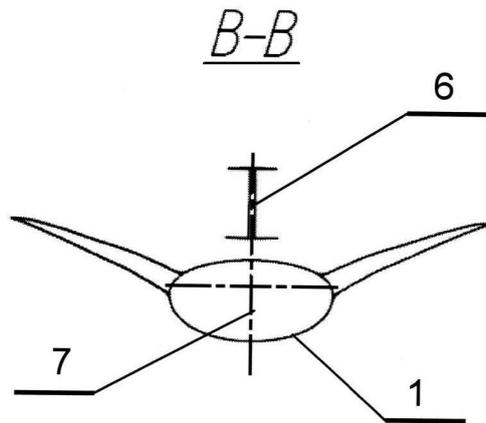
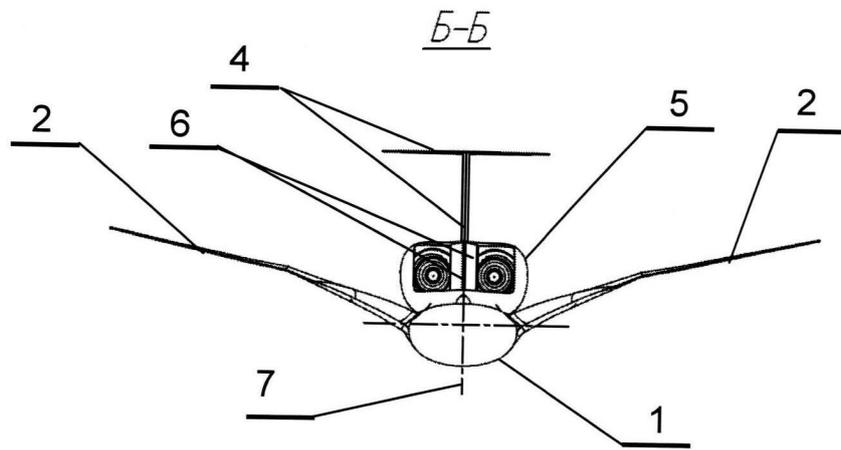


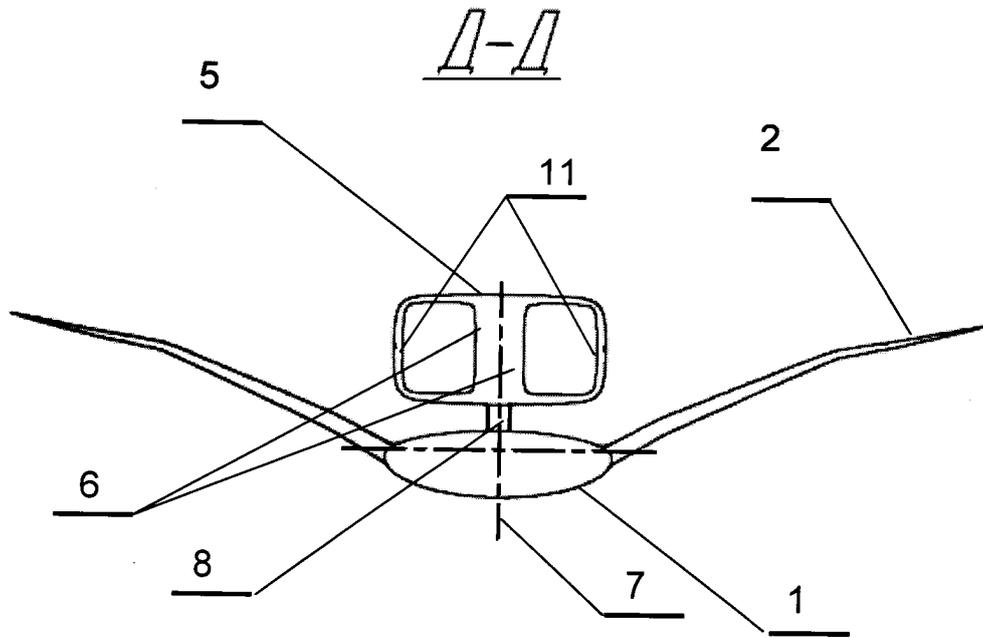
Фиг. 4

A-A

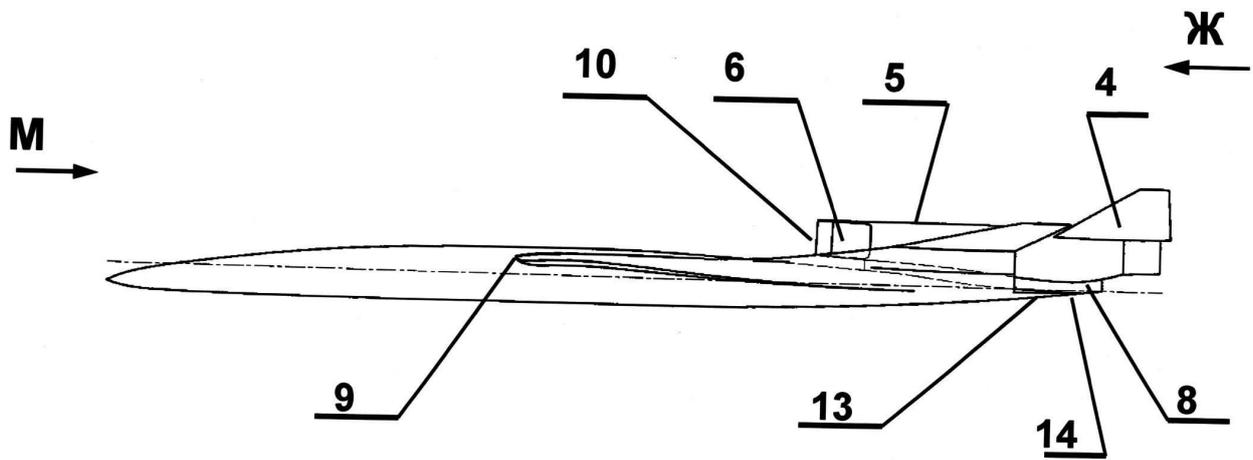


Фиг. 5

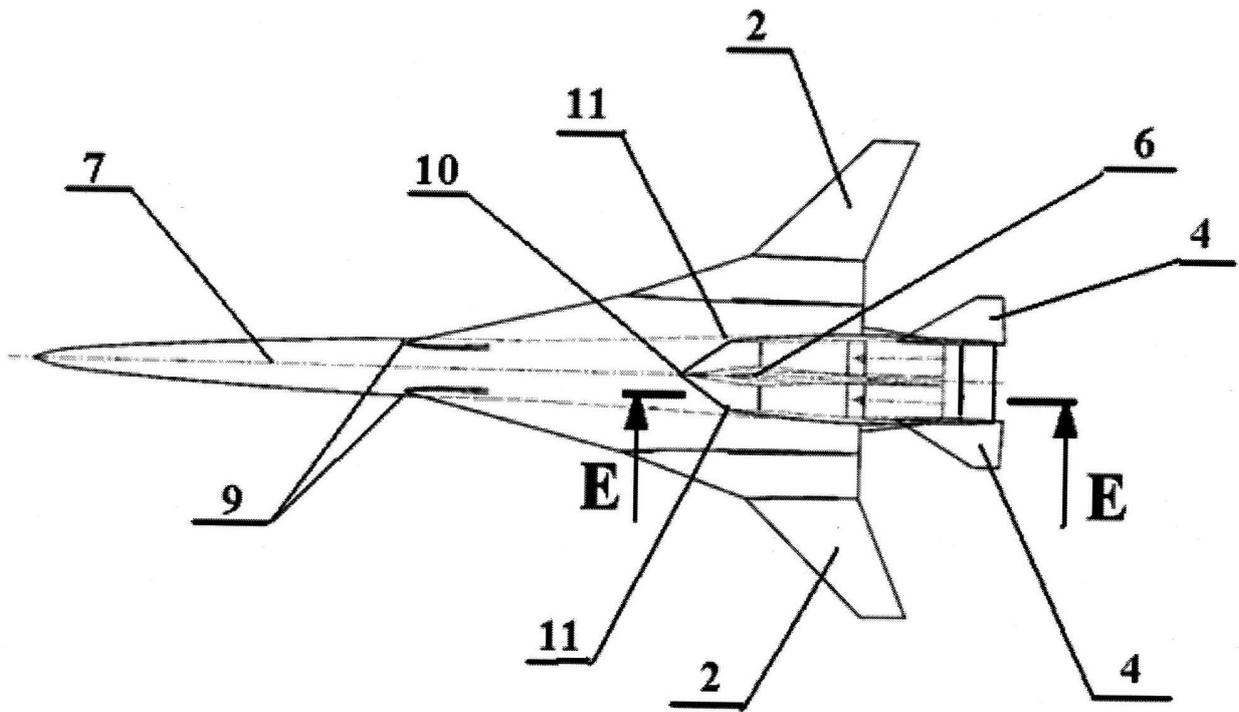




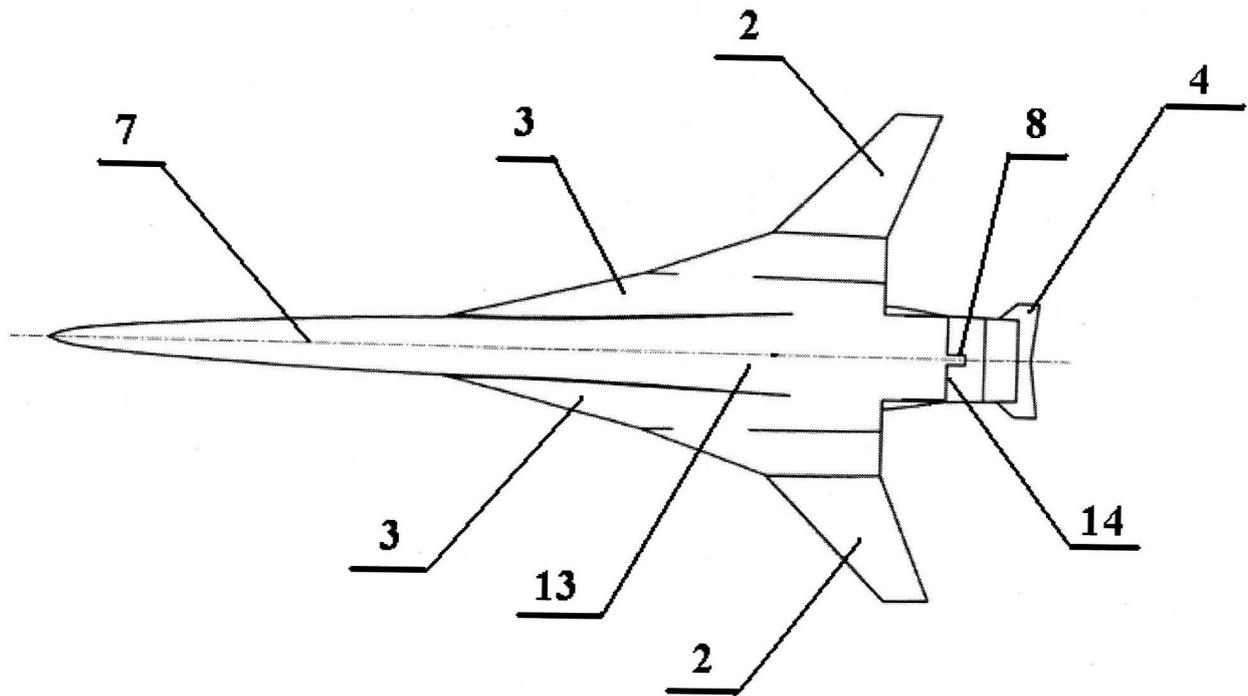
Фиг. 9



Фиг. 11

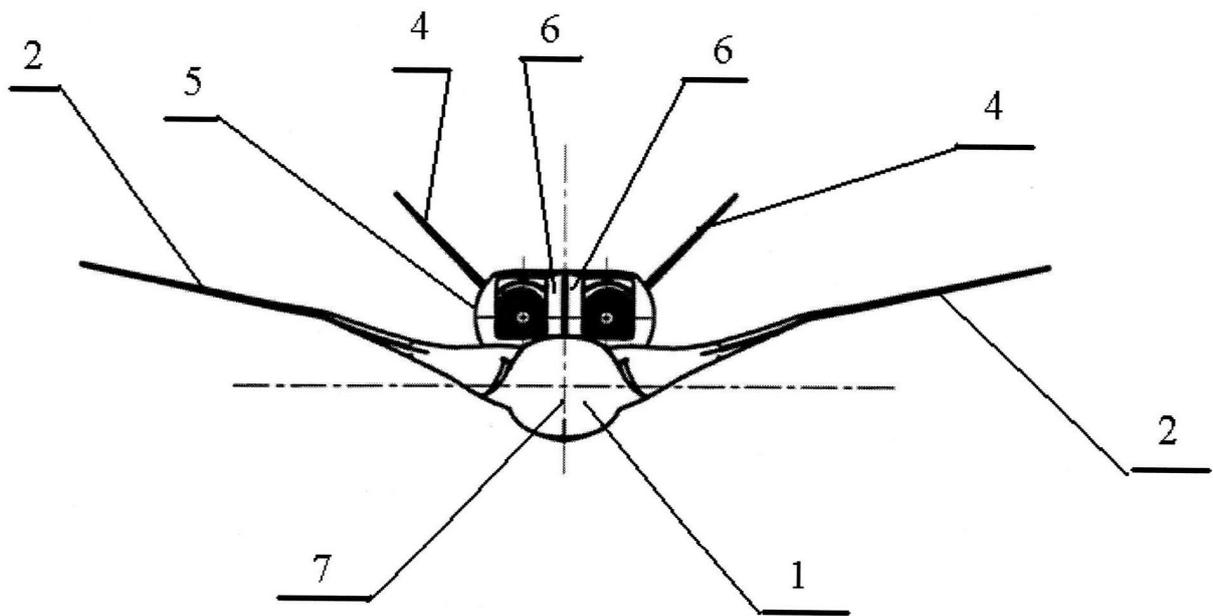


Фиг. 12



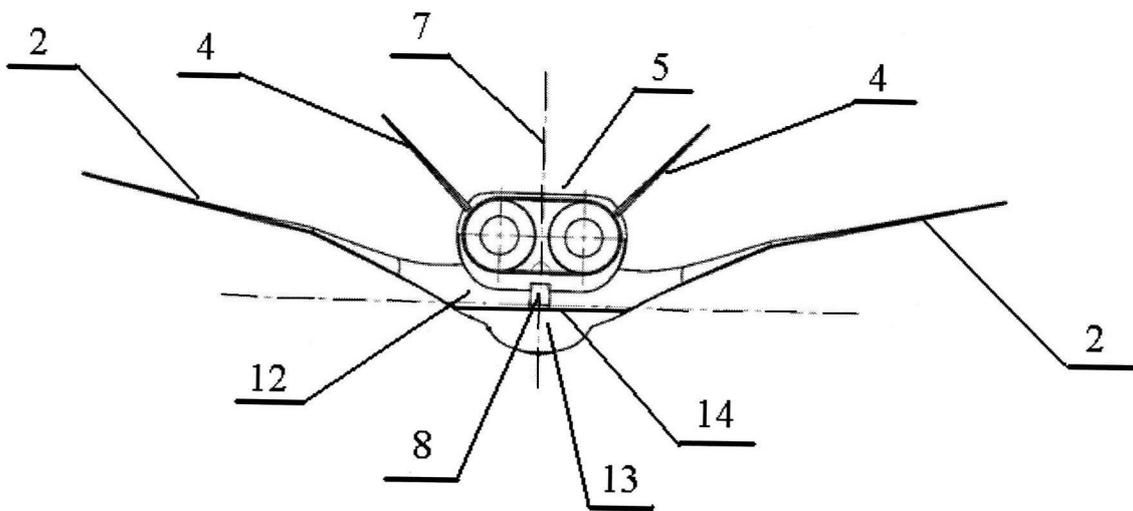
Фиг. 13

### Вид М



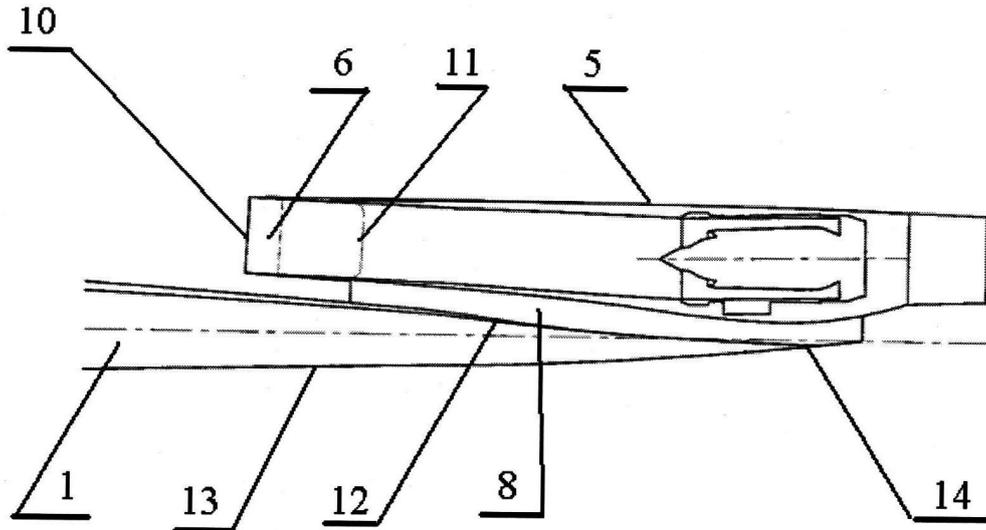
Фиг. 14

### Вид Ж



Фиг. 15

**Е - Е**



Фиг. 16