



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64C 30/00 (2019.08); Y02T 50/12 (2019.08)

(21)(22) Заявка: 2019137973, 25.11.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
25.11.2019

Дата регистрации:
18.02.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 25.11.2019

(45) Опубликовано: 18.02.2020 Бюл. № 5

Адрес для переписки:

140180, Московская обл., г. Жуковский, ул.
Жуковского, 1, ФГУП "ЦАГИ", отдел 80

(72) Автор(ы):

Забродин Роман Владимирович (RU),
Ляпунов Сергей Владимирович (RU),
Новиков Андрей Павлович (RU),
Новиков Максим Павлович (RU),
Потапов Андрей Владимирович (RU),
Трифонов Александр Константинович (RU),
Шенкин Андрей Владимирович (RU),
Юдин Владимир Григорьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Центральный
аэрогидродинамический институт имени
профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП
"ЦАГИ") (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 188859 U1, 25.04.2019. CN
0108995803 A, 14.12.2018. EP 0000221204 A1,
13.05.1987.

(54) Сверхзвуковой гражданский самолет

(57) Реферат:

Полезная модель относится к области авиации, в частности гражданским сверхзвуковым самолетам (ГСС) с низким уровнем звукового удара (ЗУ).

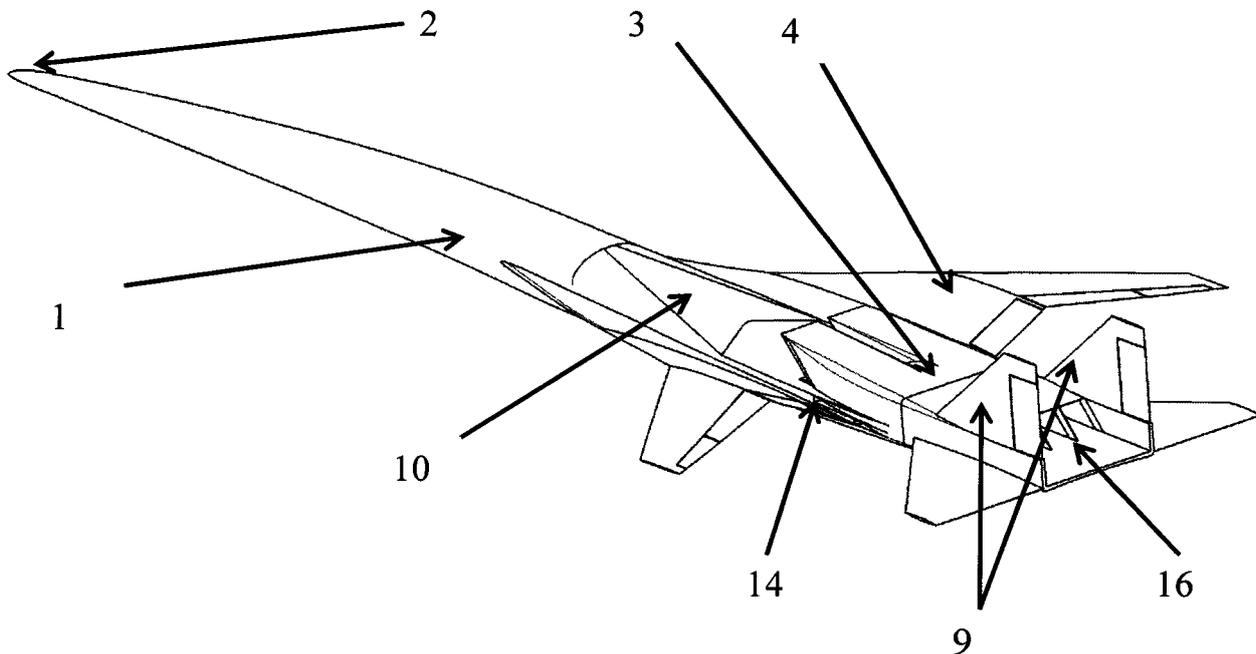
Сверхзвуковой самолет, содержит фюзеляж, соединенный с имеющим стреловидный передний наплыв крылом, расположенную сверху в хвостовой части фюзеляжа силовую установку, содержащую две пары инверсных воздухозаборников разделенных вертикальным клином слива пограничного слоя шириной 50%-55% ширины одного воздухозаборника, спарку четырех двигателей и сопл, горизонтальное и два вертикальных оперения, шасси, фюзеляж с затупленной носовой частью, передний наплыв крыла, имеющий дозвуковые передние кромки и поперечную V-образность 25°-27°, выполнен с изломом по передней кромке, так что его

корневая часть имеет стреловидность $\chi_{ПК}=75^\circ-78^\circ$, а концевая часть выполнена со стреловидностью $\chi_{ПК}=71^\circ-72^\circ$, консоли крыла, имеющие сверхзвуковые передние кромки с $\chi_{ПК}=45^\circ-50^\circ$ имеют небольшую отрицательную или нулевую поперечную V-образность $-4^\circ-0^\circ$, инверсные воздухозаборники выполнены с системой отсоса пограничного слоя с горизонтальных клиньев слива, две пары воздухозаборников разделены вертикальным клином слива пограничного слоя, силовая установка с плоскими регулируемым косыми соплами с регулированием площади критического сечения сопл и эжекторами в нижней части сопл, установлена между двумя киями, снабженными рулями направления, а поворотное горизонтальное оперение размещено в хвостовой

части фюзеляжа, имеющего подсечку перед воздухозаборником, выполненную в виде поверхности с положительной поперечной V-образностью и закруглением в плоскости симметрии самолета.

Полезная модель предназначена для разработки аэродинамической схемы и основных

элементов перспективных ГСС с максимальной взлетной массой 100 т-140 т, с уровнем звукового удара ≤ 72 dBA в крейсерском сверхзвуковом полете с числом $M=1,7-1,8$, способных обеспечить высокий уровень летно-технических и экологических характеристик, безопасность эксплуатации на всех режимах полета.



Фиг. 1

RU 196128 U1

RU 196128 U1

Полезная модель относится к гражданским сверхзвуковым самолетам (ГСС) с низким уровнем звукового удара (ЗУ), предназначенным для совершения крейсерского сверхзвукового полета над населенной сушей. В зависимости от исполнения салона, полезная модель сверхзвуковой гражданской самолет (СГС) может являться как
 5 сверхзвуковым деловым самолетом (СДС), так и сверхзвуковым пассажирским самолетом (СПС). Полезная модель предназначена для создания СГС с максимальной взлетной массой 100-140 т, с широким спектром транспортных задач, с уровнем звукового удара в крейсерском сверхзвуковом полете не более 72 dBA (в A-SEL метрике), шума при взлете и посадке в соответствии с действующими нормами ИКАО для
 10 реактивной гражданской авиации (глава 14). В рамках одной конфигурации, характеризуемой фиксированными параметрами внешних обводов, силовой установкой и максимальной взлетной массой, за счет изменения состава оборудования салона, предложена полезная модель для двух вариантов самолета - СДС с возможностью размещения до 20 пассажиров в салоне 1-го класса с VIP-зоной и СПС с возможностью размещения до 90 пассажиров в салоне смешанного класса (1-ый класс + экономический).

По предварительным оценкам самолет с уровнем громкости звукового удара на земле не более 72 dBA (в A-SEL метрике), определенным в условиях близких к условиям международной стандартной атмосферы (МСА), с коэффициентом отражения от поверхности земли $k_{отр}=2$, может выполнять крейсерский сверхзвуковой полет над
 20 населенной сушей (над зоной жилой застройки) днем и с некоторыми ограничениями в ночное время (на определенной дистанции от зоны жилой застройки). Именно для выполнения крейсерского сверхзвукового полета над населенной сушей с уровнем громкости звукового удара на земле не более 72 dBA может служить полезная модель СГС.

Уровень громкости ЗУ известных сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) первого поколения с максимальной взлетной массой $G \approx 190$ т, с $M_{крейс} \approx 2.0$, в начале крейсерского сверхзвукового полета составлял ≈ 105 dBA, перепад избыточного давления в головной ударной N-образной волне $\Delta P \approx 130$ Па. Параметр погонной нагрузки по
 30 длине фюзеляжа или отношение массы к длине фюзеляжа СПС первого поколения, характеризующий теоретическую возможность реализации минимальных значений уровня звукового удара, составлял около $G/L \approx 3$ т/м. Уровень громкости ЗУ подобных по форме и взаимному размещению основных элементов компоновок, например, с максимальной взлетной массой ≈ 130 т может составить ≈ 87 dBA, перепад избыточного давления в головной ударной N-образной волне $\Delta P \approx 110$ Па. Теоретически, перепад
 35 избыточного давления в головной ударной N-образной волне $\Delta P \sim G^{0.5}$. Приемлемый для реализации полетов над населенной сушей в дневное время уровень громкости звукового удара не более 72 dBA теоретически достижим для подобных компоновок с N-образной ударной волной при массе не более 20 т. Таким образом, простое
 40 масштабирование размерности самолета, с заимствованием компоновочных решений СПС первого поколения (форма и взаимное расположение основных элементов самолета), не может дать желаемого результата. Для приближения значений громкости звукового удара к теоретически минимальным, при разработке ЛА, кроме рационального выбора величины параметра погонной нагрузки G/L необходимо
 45 применение существенных изменений в аэродинамической компоновке ЛА, форме и взаимному размещению его основных элементов - фюзеляжа, крыла, силовой установки и оперения.

Из теории звукового удара известно, что специальная трансформация N-образной

ударной волны может обеспечить существенное снижение интенсивности ударной волны и уровня громкости звукового удара. Максимальный эффект достигается при трансформации как положительной, так и отрицательны фазы сигнатуры избыточного давления в ударной волне. При этом перепады избыточного давления в головной и замыкающей частях ударной волны должны быть меньше по абсолютной величине максимальных значений в положительной и отрицательной фазах, а дистанция во времени между головным ΔP и в магнитуде ΔP_{max} не менее 20 мс. Такая сигнатура избыточного давления в ударной волне близка по форме к сигнатуре ударной волны от эквивалентного летательному аппарату (ЛА) телу вращения с минимальным теоретическим значением уровня громкости звукового удара. Причем, эквивалентного по массе, длине и полетным параметрам - числу Маха и высоте полета ЛА. В современной технической литературе такие ударные волны называют модифицированными.

Все известные современные проекты ГСС (с максимальной взлетной массой более 100 т) с возможностью выполнения как пассажирских, так и деловых авиаперелетов, не обеспечивают в крейсерском сверхзвуковом полете уровень громкости звукового удара равный или менее 72 dBA.

Полезная модель предназначена для создания СГС с максимальной взлетной массой 100-140 т, с широким спектром транспортных задач, с уровнем громкости звукового удара в крейсерском сверхзвуковом полете не более 72 dBA, шума при взлете и посадке в соответствии с действующими нормами ИКАО (глава 14). Параметр погонной нагрузки СГС составляет $G/L \approx 1,75$ т/м.

Известен аналог, относящийся к сверхзвуковым административным самолетам (патент RU 2391254 С2, МПК В64С 30/00, В64С 1/38, 2008). Этот сверхзвуковой административный самолет (САС) содержит фюзеляж, стреловидное крыло, вертикальное оперение, шасси и силовую установку, состоящую из двух двигателей, сверхзвуковых воздухозаборников и сопел. Передняя часть фюзеляжа выполнена с уплощенным носовым обтекателем, который плавно сопрягается с кабиной пилотов и пассажирским салоном с круговыми сечениями. Передняя кромка корневой секции крыла выполнена закругленной и плавно сопрягается с фюзеляжем. Задняя кромка корневой секции крыла выполнена с изломом. На конце выступающей за вертикальное оперение части выполнен руль высоты, который объединен с горизонтальным оперением с относительной площадью 3% от площади крыла. Крыло выполнено с положительной поперечной V-образностью 3-9°. Сверхзвуковые воздухозаборники размещены над верхней поверхностью крыла по бокам фюзеляжа, а перед воздухозаборниками крыло и фюзеляж выполнены с поджатием. Перед воздухозаборниками выполнены перфорированные участки для забора пограничного слоя. Сверхзвуковые воздухозаборники содержат механизм управляемого перепуска воздуха из канала слива пограничного слоя в канал воздуховода к двигателю. Критическое сечение сверхзвукового сопла расположено над верхней поверхностью фюзеляжа между двумя киллями вертикального оперения. Плоское сопло выполнено с поворотной верхней створкой. Хвостовая часть фюзеляжа плавно переходит в плоскую в поперечном направлении поверхность и заканчивается рулем высоты. Хвостовой руль высоты содержит механизм смещения его вниз на взлетно-посадочных режимах. Оценки влияния предлагаемых авторами САС технических решений на уровень звукового удара на земле в виде формы сигнатур избыточного давления или оценок громкости звукового удара не представлены.

Оценки влияния, предлагаемых авторами САС, технических решений на уровень

звукового удара на земле в виде формы сигнатур избыточного давления или оценок громкости звукового удара не представлены. Примененная в САС аэродинамическая схема размещения воздухозаборников над крылом, по бортам фюзеляжа, по мнению самих авторов, возможно приведет к проблемам с неравномерностью потока на входе в двигатели, связанной с «вихрями, сходящими с места сочленения крыла и фюзеляжа». Передняя часть фюзеляжа САС, выполненная с уплощенным носовым обтекателем, также не улучшает параметры потока перед силовой установкой, как при выполнении полета без скольжения, так и со скольжением.

Известен сверхзвуковой деловой самолет (СДС), описанный в патенте RU 2212360 С1, МПК В64С 30/00, В64С 1/00, 2003. СДС выполнен по аэродинамической схеме «утка» (с передним горизонтальным оперением). Сверхзвуковой самолет содержит фюзеляж, крыло, расположенную в хвостовой части фюзеляжа силовую установку с установленным на ней вертикальным оперением, шасси. В месте соединения фюзеляжа с крылом на верхней части фюзеляжа выполнен косой срез, переходящий в горизонтальную площадку (подсечку), на которой расположены воздухозаборники силовой установки. Варианты отличаются различной поперечной V-образностью по размаху крыла. В первом случае корневая часть крыла с передним наплывом имеют нулевую поперечную V-образность, а консоли крыла имеют положительную поперечную V-образность. Во втором случае корневая часть крыла с передним наплывом имеют поперечную V-образность, большую, чем имеют консоли крыла. Изобретение направлено на улучшение шумовых характеристик. По мнению авторов, летательный аппарат, выполненный по предложенным схемам, будет иметь лучшие характеристики по уровню шума на местности по сравнению с аналогами и меньшие параметры звукового удара.

Расчетные оценки влияния предлагаемых авторами технических решений на уровень звукового удара на земле в виде формы сигнатур избыточного давления или оценок громкости звукового удара не представлены. Предложенная в описании изобретения к патенту аэродинамическая схема СДС с передним горизонтальным оперением не позволяет рассчитывать на трансформацию сигнатуры избыточного давления в отрицательной фазе ударной волны.

Известен, принятый за прототип, сверхзвуковой самолет, предназначенный для демонстрации в крейсерском сверхзвуковом полете уровня громкости ЗУ на земле не выше 65 dBA (патент RU 188859 U1, 2019). Этот сверхзвуковой самолет (СС) содержит фюзеляж, стреловидное крыло сложной формы в плане, расположенную сверху в хвостовой части фюзеляжа однодвигательную силовую установку, содержащую расположенный над фюзеляжем инверсный воздухозаборник, двигатель и сопло, горизонтальное и вертикальное оперения. Фюзеляж самолета имеет затупленную носовую часть. Наплыв крыла имеет дозвуковые передние кромки и поперечную V-образность 25° - 27° . Наплыв крыла имеет излом по передней кромке со стреловидностями $\chi_{ПК}=76^{\circ}$ - 78° в бортовой части и $\chi_{ПК}=70^{\circ}$ - 72° в концевой. Консоли крыла со сверхзвуковыми передними кромками $\chi_{ПК}=43^{\circ}$ - 47° и поперечной V-образностью -3° - 2° . Инверсный воздухозаборник выполнен с системой отсоса пограничного слоя с клина слива. Поворотное горизонтальное оперение размещено в хвостовой части фюзеляжа, имеющего подсечку перед воздухозаборником, выполненную в виде поверхности с положительной поперечной V-образностью 5° - 8° . Соотношение массы к длине самолета $G/L \approx 0.69$ т/м. Силовая установка с плоским регулируемым косым соплом с регулированием площади критического сечения сопла, установлена между двумя килями, снабженными рулями направления. В составе силовой установки СС один

двигатель. Создание такого СС в ближайшей перспективе не представляется возможным из-за отсутствия двигателя.

Входное устройство СГС выполнено в виде двух пар инверсных нерегулируемых воздухозаборников, разделенных вертикальным клином слива пограничного слоя, с шириной 50%-55% от ширины одного воздухозаборника.

Предлагаемая полезная модель СГС рассматривает возможность «полной» модификации сигнатуры и реализацию уровня громкости звукового удара на земле не более 72 dBA в сверхзвуковом крейсерском полете при числах $M=1,7-1,8$, на высотах более 14 км для самолетов с максимальной взлетной массой 100-140 т.

Задачей и техническим результатом полезной модели СГС является разработка аэродинамической схемы ГСС с максимальной взлетной массой 100-140 т, обеспечивающего уровень громкости звукового удара на земле не более 72 dBA в крейсерском сверхзвуковом полете на высотах от 14 км до 19 км при числах $M=1,7-1,8$.

Задача и технический результат достигаются тем, что сверхзвуковой гражданский самолет содержит фюзеляж, стреловидное крыло сложной формы в плане, силовую установку, поворотное горизонтальное оперение, два вертикальных оперения с рулями направления, самолет выполнен с отношением массы к длине самолета $G/L=1,7-1,8$ т/м, силовая установка из спарки четырех двигателей, интегрированных в хвостовую часть фюзеляжа, расположена в плоскости симметрии самолета над крылом и фюзеляжем и содержит две пары инверсных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия, разделенных вертикальным клином слива пограничного слоя шириной 50%-55% от ширины одного воздухозаборника, с пакетом четырех плоских косых сопел с регулированием площади критического сечения и плоскими эжекторами в нижней части сопел, стреловидную подсечку перед воздухозаборниками, первая поверхность с положительным углом наклона к строительной горизонтали самолета $6^\circ-7^\circ$, с положительной поперечной V-образностью и с закруглением в плоскости симметрии, вторая поверхность плоская и горизонтальная. Носовая часть фюзеляжа выполнена с близкими к круговым поперечными сечениями и удлинением $\lambda_{\text{нос}}=11$ и с нарастанием площади поперечного сечения $ds_{\text{нос}}/dx=0,184-0,19$, удлинением фюзеляжа $\lambda_{\text{фюз}}=19,5-20$, относительной площадью миделя фюзеляжа $S = 0,0345 - 0,035$, с относительной площадью поворотного горизонтального оперения $S_{\text{го}} = 0,15 - 0,17$ и коэффициентом статического момента горизонтального оперения $A_{\text{го}}=0,16-0,2$. Поперечная V-образность консолей крыла со стреловидностью $\chi_{\text{ПК}}=45^\circ-48^\circ$ нулевая или отрицательная до $-4,0$.

Аэродинамическая схема СГС и основной технический результат в виде модифицированной ударной волны иллюстрируются на графических материалах: на фигуре 1 показан вид с задней полусферы сверху; на фигуре 2 показан вид с передней полусферы сверху; на фигуре 3 показана N-образная сигнатура избыточного давления в ударной волне на земле; на фигуре 4 показана модифицированная сигнатура избыточного давления в ударной волне на земле, характерная для аэродинамической схемы самолета, представленной в полезной модели.

Предлагаемая полезная модель (Фиг. 1, Фиг 2) содержит ряд технических решений и выполнена в нормальной аэродинамической схеме, с фюзеляжем сложной формы 1 с затупленной носовой частью 2, интегрированной в его верхнюю хвостовую часть гондолы силовой установки 3, с крылом сложной формы в плане 4, имеющим развитую поперечную V-образность в наплыве с дозвуковыми передними кромками 5 и 6 и

близкую к нулевой или небольшую отрицательную V-образность консолей со
 сверхзвуковыми передними кромками 7, поворотное горизонтальное оперение 8 и двух
 килевое вертикальное оперение с рулями направления 9. В верхней части фюзеляжа
 имеется косой срез (подсечка), выполненный в виде поверхности 10 с положительным
 5 углом наклона к строительной горизонтали самолета $6^\circ \dots 7^\circ$ и поперечной
 положительной V-образностью с закруглением в плоскости симметрии, переходящий
 в горизонтальную площадку 11 перед воздухозаборником силовой установки для
 размещения воздухозаборников 12 силовой установки, разделенных вертикальным
 10 клином слива пограничного слоя в плоскости симметрии самолета шириной $50\% \dots 55\%$
 от ширины одного воздухозаборника 13. Крыло сложной формы в плане 4 с
 стреловидностью передних кромок наплыва крыла 5 до первого излома $\chi_{ПК}=76^\circ-78^\circ$
 и стреловидностью передних кромок наплыва крыла 6 до второго излома $71^\circ-72^\circ$.
 Стреловидность передних кромок консолей 7 крыла $45^\circ-48^\circ$. Наплывные части 5 и 6
 15 крыла имеют развитую положительную поперечную V-образность $25^\circ-27^\circ$. V-образность
 консолей 7 крыла минимальная или нулевая $-4^\circ-0$. Силовая установка снабжена
 инверсными нерегулируемыми воздухозаборниками с системой отсоса 14 пограничного
 слоя с горизонтальных клиньев слива 15, плоскими косыми соплами с регулированием
 площади критического сечения и эжекторами на нижней панели сопла 16. В составе
 силовой установки (СУ) рассматривается ТРДД перспективной разработки ФГУП
 20 «ЦИАМ» ТРДЦ-РС с размером тяги 14000 кгс. В варианте с этими двигателями в
 составе СУ максимальная взлетная масса СГС оценена в ≈ 125 т.

С целью обеспечения продольной статической устойчивости на дозвуковых,
 транзвуковых и сверхзвуковых режимах полета, обеспечения приемлемой угловой
 25 скорости отрыва носового колеса на взлете, относительная площадь поворотного
 горизонтального оперения 8 (ГО) СГС составляет $0,15\%-17\%$ от площади крыла. В
 конфигурации с $\alpha_{ГО}=0-2^\circ$, при значениях коэффициента статического момента
 горизонтального оперения 8 $A_{ГО}=0,16-0,2$, обеспечивается формирование
 модифицированной (фигура 4) ударной волны СДС/СПС на земле (с трансформацией
 30 положительной и отрицательной фаз сигнатуры, по сравнению с обычной N-образной
 волной (фигура 3)). Для реализации громкости звукового удара на земле не более 72
 dBA, аэродинамическая схема СДС/СПС сформирована таким образом, что значения
 перепадов избыточного давления в головной и замыкающей частях ударной волны
 меньше значений максимального и минимального перепада давления в сигнатуре
 35 ударной волны (фигура 4). Причем, эта модификация сигнатуры сохраняется на
 протяжении всего крейсерского полета при изменении полетной массы от 115 т на
 высоте 14 км в начале, до 80 т и высоты 18 км в конце крейсерского сверхзвукового
 полета. Расчетные сигнатуры избыточного давления в ударных волнах на земле,
 определены в условиях близких к МСА, с коэффициентом отражения от поверхности
 40 земли $k_{отр}=2$. В начале крейсерского сверхзвукового полета перепад избыточного
 давления в головной волне, определенный классическим методом (с нулевым временем
 нарастания возмущений), составляет около 24,6 Па, максимальный перепад избыточного
 давления в положительной фазе сигнатуры около 58 Па. Причем, дистанция во времени
 между этими значениями ΔP составляет более 20 мс. В конце крейсерского полета
 45 перепад избыточного давления в головной волне, определенный классическим методом,
 составляет около 24 Па, максимальный перепад давления в положительной фазе
 сигнатуры около 48 Па. Дистанция во времени между этими значениями ΔP также
 составляет более 20 мс. В начале и в конце крейсерского полета СГС достигается

модификация сигнатуры в зоне положительных и отрицательных значений избыточного давления (фигура 4). Характер обычной N-образной сигнатуры избыточного давления в ударной волне на земле представлен на фигуре 3. По предварительным оценкам, громкость звукового удара на земле в начале и в конце крейсерского сверхзвукового полета СГС при числе $M=1.8$ на высотах от 14 км до 18 км составит не более 72 dBA и 66 dBA, соответственно в начале и в конце крейсерского сверхзвукового полета.

Предлагаемая полезная модель может быть использована при разработке аэродинамической схемы и основных элементов сверхзвукового гражданского самолета с максимальной взлетной массой 100 т-140 т, с широким спектром транспортных задач, с возможностью размещения до 20 пассажиров в салоне 1-го класса с VIP-зоной и до 90 пассажиров в салоне смешанного класса, способного обеспечить высокий уровень летно-технических и экологических характеристик, безопасность эксплуатации на всех режимах полета

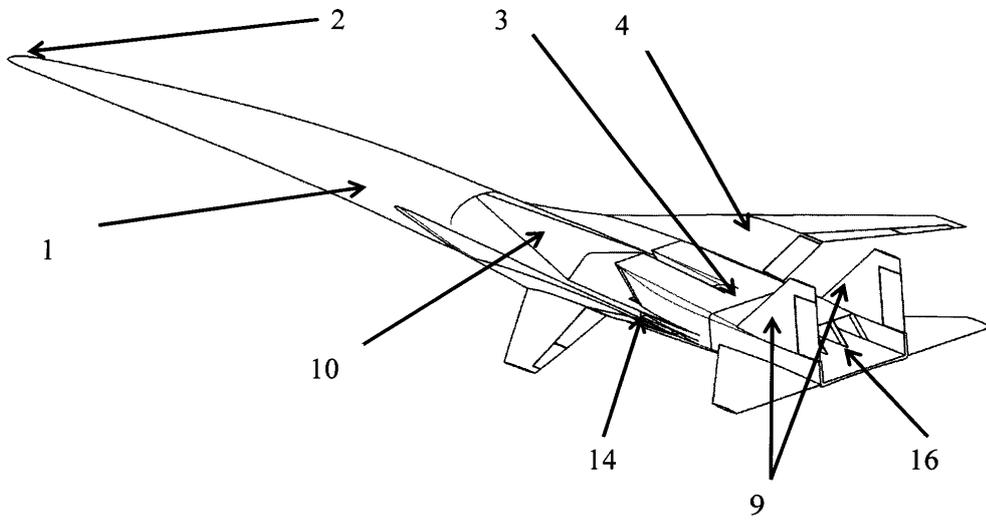
15 (57) Формула полезной модели

1. Сверхзвуковой гражданский самолет, содержащий фюзеляж, стреловидное крыло сложной формы в плане, силовую установку, поворотное горизонтальное оперение, два вертикальных оперения с рулями направления, отличающийся тем, что самолет выполнен с отношением массы к длине самолета $G/L=1,7-1,8$ т/м, силовая установка из спарки четырех двигателей, интегрированных в хвостовую часть фюзеляжа, расположена в плоскости симметрии самолета над крылом и фюзеляжем, содержит две пары инверсных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия, разделенных вертикальным клином слива пограничного слоя шириной 50%-55% от ширины одного воздухозаборника, с пакетом четырех плоских косых сопел с регулированием площади критического сечения и плоскими эжекторами в нижней части сопел, стреловидную подсекку перед воздухозаборниками, первая поверхность с положительным углом наклона к строительной горизонтали самолета $6^\circ \dots 7^\circ$, с положительной поперечной V-образностью и с закруглением в плоскости симметрии, вторая поверхность плоская и горизонтальная.

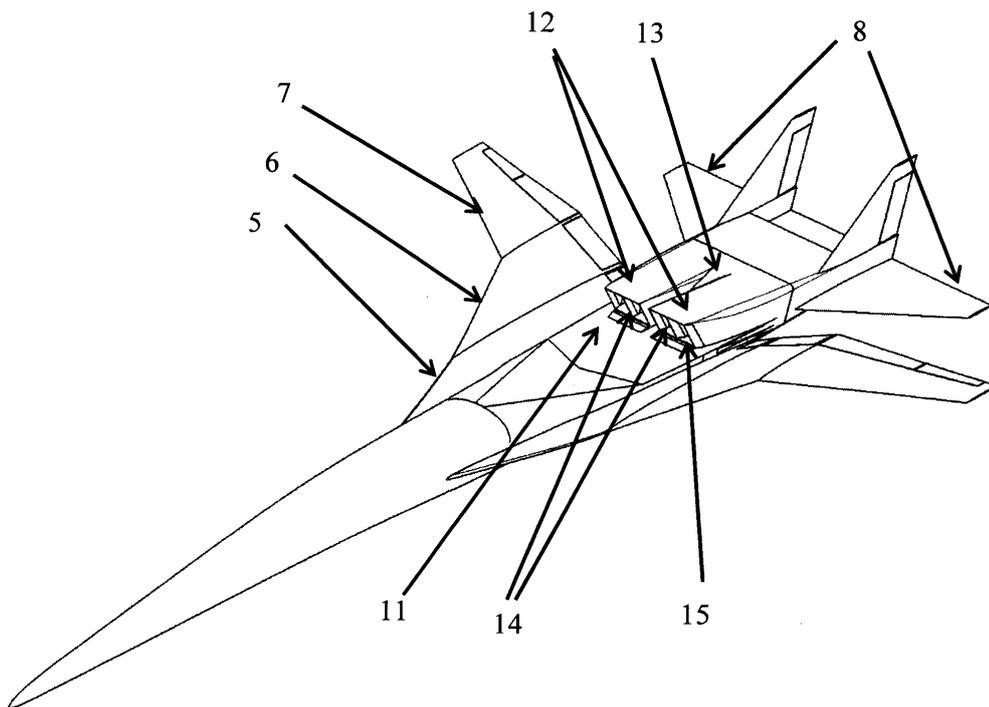
2. Сверхзвуковой гражданский самолет по п. 1, отличающийся тем, что с носовой частью фюзеляжа с близкими к круговым поперечным сечениям и удлинением $\lambda_{\text{нос}}=11$ и с нарастанием площади поперечного сечения $ds_{\text{нос}}/dx=0,184-0,19$, удлинением фюзеляжа $\lambda_{\text{фюз}}=19,5-20$, относительной площадью миделя фюзеляжа $S = 0,0345 - 0,035$, с относительной площадью поворотного горизонтального оперения $S_{\text{го}} = 0,15 - 0,17$ и коэффициентом статического момента горизонтального оперения $A_{\text{го}}=0,16-0,2$.

3. Сверхзвуковой гражданский самолет по п. 1, отличающийся тем, что поперечная V-образность консолей крыла со стреловидностью $\chi_{\text{ПК}}=45^\circ-48^\circ$ нулевая или отрицательная до $-4^\circ-0$.

1

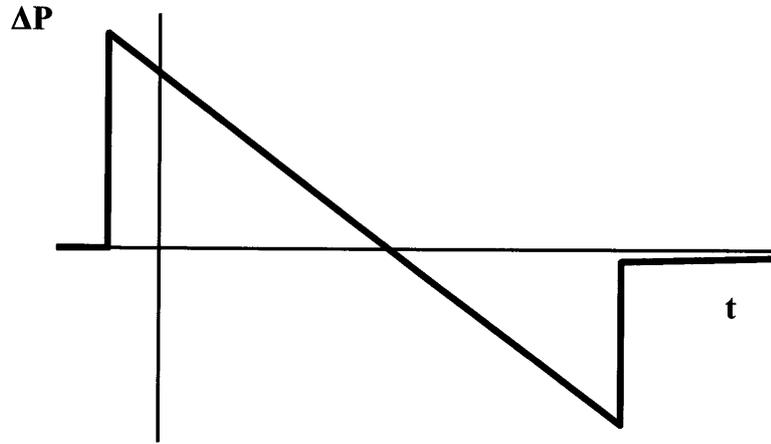


Фигура 1

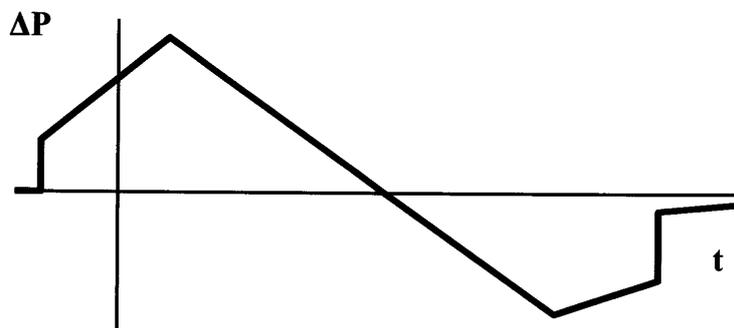


Фигура 2

2



Фигура 3



Фигура 4