

ФОРМИРОВАНИЕ КОМПОНОВКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С ПОНИЖЕННЫМ УРОВНЕМ ЗВУКОВОГО УДАРА

¹Волков В.Ф., ¹Чиркашенко В.Ф.

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, Новосибирск, Россия, (630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1), e-mail: admin@itam.nsc.ru

Представлены результаты численных исследований по формированию нетрадиционной компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Определено влияние формы носовой части и корпуса, а также соотношения площадей переднего и заднего крыла на протяженность (по высоте) средней зоны звукового удара (области минимизации) и на дистанцию (в направлении полета) между головной и промежуточной ударными волнами. Определены основные закономерности формирования возмущенного течения при поперечном перераспределении объема фюзеляжа, а также при перераспределении подъемной силы в носовую часть во взаимосвязи с изменением аэродинамической эффективности компоновки. Показано, что применение носовой части в виде модифицированного степенного тела и переднего крыла площадью ($\bar{S}_1 = 0,25$) на несущем корпусе обеспечивает при приемлемом аэродинамическом качестве компоновки существенное (52%) эффективное уменьшение интенсивности звукового удара на местности по сравнению с эквивалентной по длине и площади крыла компоновкой «моноплан».

Ключевые слова: сверхзвуковой гражданский самолет, нетрадиционная компоновка, ударные волны, звуковой удар, эффективность воздействия волны звукового удара

CONFIGURATION OF THE SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT WITH THE DECREASED SONIC BOOM LEVEL

¹Volkov V.F., ¹Chirkashenko V.F.

¹Federal State Budget Scientific Institution Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russia(630090, Novosibirsk, Institutskaya Str., 4/1),e-mail: chirkash@itam.nsc.ru

The work presents the results of numerical researches on the non-conventional configuration (tandem arrangement of two wings on the fuselage). The effect of the nose part and body shapes is determined, as well as the influence of the ratio between the leading and rear wing areas on the extension (by altitude) of the mean zone of the sonic boom (minimization region) and on the distance (in the flight direction) between the head and intermediate shock waves. Major regularities in the forming disturbed flow are found at the transversal re-distribution of the fuselage volume, at the lifting force re-distribution into the nose part due to the changed aerodynamic efficiency of the configuration. It is shown that the nose part in the shape of the modified power-law body and leading wing of the area ($\bar{S}_1 = 0.25$) on the carrying body provides, with the acceptable fineness ratio, the essential (52%) effective reduction of the environmental sonic boom intensity as compared to the monoplane configuration of the wing of the equivalent length and area.

Keywords: supersonic civil aircraft, nonconventional configuration, shock waves, sonic boom, efficiency of the shock wave action

По мере накопления информации о воздействии звукового удара (ЗУ) на окружающую среду допустимый перепад давления на ударных волнах (УВ) периодически пересматривался и в ближайшее время согласно [12] составит 15 Па. Основные традиционные методы уменьшения уровня ЗУ заключаются в обеспечении на поверхности земли распределений возмущенного давления, характерных для средней зоны ЗУ. Достигается это соответствующим перераспределением по длине самолета объема и подъемной силы,

являющихся основными источниками возмущений. Однако для тяжелых самолетов (весом более 1000 кН) этот метод для классических компоновок (моноплан) неэффективен, что обусловлено увеличением вклада в интенсивность ЗУ подъемной силы при увеличении веса самолета. Обеспечение экономической эффективности самолета, определяющей его рыночную конкурентоспособность, затруднено противоречивостью требований к некоторым параметрам, определяющим уровень ЗУ и аэродинамическую эффективность самолета. В результате компоновка, удовлетворяющая ограничениям по ЗУ, не обладает аэродинамическим качеством, обеспечивающим потребную экономическую эффективность самолета. Так как параметры ЗУ определяются формой и режимом обтекания самолета, то данное ограничение может существенно повлиять на конфигурацию самолета и маршруты его полетов. В связи с этим, по общему мнению ведущих специалистов, основным препятствием на пути создания СПС-2 является ограничение на интенсивность звукового удара.

Для кардинального решения проблемы разрабатываются новые методы и подходы, обеспечивающие пониженный уровень ЗУ при приемлемой аэродинамической эффективности самолета. Это активные методы, основанные на формировании возмущенного течения путем внешнего энергетического воздействия [3,7], а также пассивные — направленные на разработку нетрадиционных компоновок и компоновочных схем.

Как было показано в работах [8, 9], проблему создания СПС-2 можно существенно приблизить к решению применением нетрадиционной компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Принцип минимизации интенсивности ЗУ, заключающийся в перераспределении возмущенного давления в носовую часть фюзеляжа [2, 11], легко реализуется на компоновке с двумя последовательно (тандемно) расположенными крыльями на фюзеляже. Достигается это вариациями основных параметров тандемной компоновки (соотношение площадей в плане и взаимное расположение переднего и заднего крыльев на фюзеляже). Эффект минимизации при этом обеспечивается сохранением определенной дистанции между головной УВ от носовой части компоновки и промежуточной УВ от заднего крыла при подходе волны ЗУ к поверхности земли. Эффективность воздействия волны ЗУ на наблюдателя существенно зависит от протяженности (в направлении полета) этой дистанции — ΔL . Естественно, эта дистанция зависит от соотношения площадей и взаимного расположения переднего и заднего крыла на корпусе. В то же время форма носовой части самолета может также существенно повлиять на этот параметр. В данной работе исследуется возможность увеличения аэродинамической эффективности компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев

на фюзеляже, и обеспечения дистанции между головной и промежуточной УВ, позволяющей эффективно снизить уровень звукового удара.

1. Методы расчета. В качестве исходной (базовой) принята компоновка СПС весом 40 т длиной 40 м, совершающего стационарный полет со скоростью, соответствующей двум скоростям звука, по прямолинейной траектории на высоте 18 000 м в условиях стандартной атмосферы. На первом этапе решалась задача сверхзвукового обтекания исследуемой компоновки. Газодинамические параметры возмущенного потока вблизи и на обтекаемых поверхностях определялись при помощи численной схемы, основанной на аппроксимации полных уравнений Эйлера в интегральной форме [1]. В результате определялись аэродинамические характеристики компоновки и параметры потока, используемые в качестве начальных данных для решения внешней задачи.

Для выполнения условия постоянства заданной подъемной силы, что необходимо для полета рассматриваемых компоновок заданного веса на фиксированной высоте, производились корректировки угла атаки, отклонения которого не превышали 5–10% от исходной величины $\alpha = 3.5^\circ$.

На втором этапе на основании квазилинейной теории [13] определялись параметры исходного профиля избыточного давления за головной УВ на фиксированном расстоянии от исследуемой модели. По квазилинейной теории на больших расстояниях r от источника возмущений деформированный профиль избыточного давления определяется соотношениями [4]:

$$\frac{\Delta p}{P_\infty} = \frac{\gamma \cdot M_\infty^2 \cdot \Phi(t, \theta)}{2 \cdot (2\beta)^{\frac{1}{2}} \cdot r^{\frac{1}{2}}} \quad (1)$$

$$x = \beta r - k_1 \Phi(\tau, \theta) r^{\frac{1}{2}} + \tau, \quad \left(k_1 = \frac{(\gamma + 1) M_\infty^2}{2^{\frac{1}{2}} \beta^{\frac{3}{2}}} \right) \quad (2)$$

Для комбинации корпус + крыло функция $\Phi(\tau, \theta)$ имеет вид:

$$\Phi(\tau, \theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^\tau \frac{S''(t) dt}{\sqrt{\tau - t}} + \frac{\beta \cdot \cos(\theta)}{2\pi \cdot q} \int_0^\tau \frac{Y'(t, \theta) dt}{\sqrt{\tau - t}}. \quad (3)$$

Здесь $S(t)$ — функция распределения площади поперечного сечения по длине эквивалентного тела вращения ЛА, $Y(t, \theta)$ — распределение локальных нагрузок по крылу.

Первое слагаемое в (3) описывает влияние объема тела на интенсивность ЗУ, а второе — влияние подъемной силы.

Полученное соотношение (3) позволяет в общем случае построить возмущенное движение газа на различных расстояниях от источника возмущений, когда в среде могут распространяться несколько УВ, число которых определяется поведением функции $\Phi(\tau, \theta)$.

2. Описание геометрии компоновок. Для формирования аэродинамической компоновки использовался метод построения модели из базовых объектов высокого уровня. Применительно к решаемой задаче это корпус, крылья, стабилизатор. При удачно выбранных аналитических соотношениях, описывающих геометрический объект, выполняются необходимые технологические требования (удобство интерфейса и открытость). Это позволяет мобильно изменять геометрию исследуемой конфигурации и тем самым проводить подробные параметрические расчеты для получения полной информации об исследуемом процессе.

Исходная компоновка (см. рис.1а) представляет собой корпус в виде цилиндрического тела с носовой частью удлинением $\lambda = 4,5$ в виде модифицированного степенного тела (показатель степени $n = 0,75$), сферическое затупление ($r_3 = 2r_3 / d_m = 0.2$) которого представлено в виде конуса с максимальным углом полураствора, обеспечивающим сверхзвуковое обтекание носовой части.

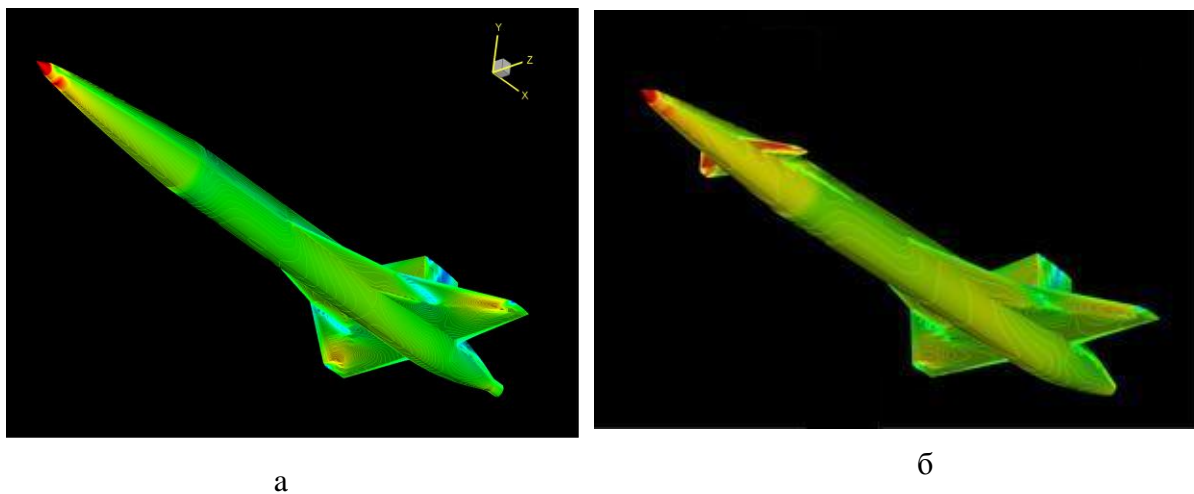


Рис. 1. Общий вид компоновок: а – базовая компоновка – моноплан $\bar{S}_1 = 0$, $m = 2$, $\mu = 1$; б – тандемная компоновка $\bar{S}_1 = 0.1$, $\bar{x}_1 = x_1 / l_\phi = 0.18$, $m = 2$, $\mu = 1$

Хвостовая часть фюзеляжа выполнена в виде оживала удлинением $\lambda = 2,6$. Крыло исходной компоновки (моноплан), состоящее из базового (трапециевидного) крыла и прикорневого наплыва, стыкуется с фюзеляжем по схеме среднеплан при нулевом угле заклинивания к оси фюзеляжа. Сверхзвуковая передняя кромка базового крыла (56°) на прикорневом наплыве переходит в дозвуковую (56°). Удлинение крыла составляет $\lambda = 1,5$ при относительной толщине симметричного ромбовидного профиля $\bar{c} = 3\%$.

Контур корпуса геометрической модели компоновки описывался с помощью гиперэллиптической функции, исходное уравнение которой в декартовой системе координат при $x = \text{const}$ имеет вид $\frac{y^m}{a^m} + \frac{z^m}{b^m} = 1$. Показатель степени m определяет форму контура в поперечном сечении корпуса, а параметр $\mu = b/a$ определяет соотношение полуосей эллипса.

Формирование tandemных компоновок (см. рис.1б), равных длине базовой компоновки, производилось из условия равенства суммарной площади переднего и заднего крыла площади крыла исходной компоновки — S_0 (моноплан). Относительная площадь, например, переднего крыла назначается заданием параметра $\bar{S}_1 = S_1 / S_0$, где S_1 и S_0 — площади переднего крыла tandemной компоновки и крыла исходной компоновки — моноплан, соответственно.

В качестве заднего крыла использовалось крыло с наплывом, геометрически подобное крылу, установленному на исходной компоновке. В качестве переднего крыла использовалось стреловидное трапецевидное крыло, геометрически подобное базовому крылу исходной компоновки.

Относительное расположение крыльев на корпусе tandemной компоновки проводилось заданием относительной продольной координаты начала бортовой хорды переднего крыла от носика фюзеляжа $\bar{x}_1 = x_1 / l_\phi$ при фиксированном положении задней кромки заднего крыла, где l_ϕ — длина фюзеляжа.

3. Результаты исследований. Нетрадиционная компоновка, выполненная по схеме tandemного расположения крыльев на корпусе, обладая существенным преимуществом — увеличение протяженности средней зоны (области минимизации) ЗУ путем перераспределения возмущенного давления в носовую часть компоновки, имеет ряд недостатков. Происходит уменьшение аэродинамического качества ($\Delta K \sim 0,5$) tandemной компоновки, что в большей мере обусловлено формированием перед задним крылом неоднородного потока, создаваемого при обтекании переднего крыла. Кроме того, существует проблема обеспечить вблизи поверхности земли определенную дистанцию (в направлении полета) между головной и промежуточной УВ от заднего крыла, протяженность которой обеспечивает эффективное уменьшение воздействия волны звукового удара.

Увеличение аэродинамической эффективности. Для повышения несущих свойств tandemной компоновки в качестве заднего крыла, в отличие от [9], установлено трапецевидное крыло с прикорневым наплывом, площадь в плане которого составляет 10% от площади базового крыла. В качестве носовой части использовалось модифицированное

степенное тело [5]. Это тело, полученное заменой носовой части степенного тела заданного удлинения на сферическое, касательное к степенной поверхности затупления, является перспективным телом, позволяющим обеспечить пониженный уровень ЗУ при приемлемом уровне аэродинамического сопротивления.

Характерной особенностью исследуемой компоновки является повышенное отношение площади поперечного сечения фюзеляжа к площади крыла $\bar{S}_\phi = S_{\text{мид.ф.}} / S_k = 0.076$. Эта особенность позволяет без особых конструктивных ограничений увеличить несущую способность фюзеляжа путем деформации поперечных сечений корпуса в плоскости Y, Z (см. рис. 2).



Рис. 2. Компоновка моноплан $\mu = b/a = 0.75$: а - вид спереди, б - контур поперечного сечения корпуса

Для реализации этой идеи проведены численные исследования по влиянию поперечного перераспределения объема фюзеляжа на аэродинамическую эффективность компоновки и параметры создаваемого ею звукового удара. Основные размеры и форма поперечных сечений деформированной поверхности фюзеляжа определялись из условия равенства площадей исходного и деформированного сечения (круг и эллипс):

$R^2(x) = a(x) \cdot b(x)$, где $R(x)$ – уравнение образующей исходного осесимметричного корпуса, а $a(x), b(x)$ — функции изменения полуосей гиперэллипса вдоль продольной оси корпуса самолета. Основным параметром, определяющим степень деформации сечения (объема) корпуса, является величина $\mu = b/a$. При этом размеры полуосей эллипса в зависимости от μ и R определяются соотношениями: $a = R / \sqrt{\mu}$ и $b = R \cdot \sqrt{\mu}$ (см. рис. 1).

Предельная величина параметра μ определяется из условия назначения приемлемой высоты салона, определяемой размером $b = 1,1$ м, что при $R = 1,4265$ м соответствует $\mu = 0.595$, а большая полуось эллипса $a = R / \sqrt{\mu} = 1,4265 / 0,595^{0,5} = 1,8493$ м. Следовательно, практически без ограничений по высоте салона для среднестатистического пассажира поперечный размер данного варианта фюзеляжа на

$2\Delta a = 2(1,8493 - 1,4265) = 2 * 0,4228 = 0,8456$ м больше исходного, что позволяет установить, как минимум, дополнительный ряд пассажирских кресел и тем самым увеличить пассажировместимость самолета при заданной длине и объеме фюзеляжа.

Результаты исследований по влиянию степени поперечного перераспределения объема фюзеляжа представлены на рисунке 3 в виде профилей относительного избыточного статического давления $\Delta\bar{p}(\bar{x}) = (p(\bar{x}) - p_\infty(\bar{x})) / p_\infty(\bar{x})$, определенных в продольной плоскости симметрии на различных удалениях ($K = H/l_\phi$) от исходной компоновки ($\bar{S}_1 = 0$) при различной степени деформации фюзеляжа (μ). Здесь p_∞, p — статическое давление в невозмущенном и возмущенном потоке, а $\bar{x}_1 = x_1 / l_\phi$ — продольная координата в направлении набегающего потока, отнесенная к длине фюзеляжа компоновки.

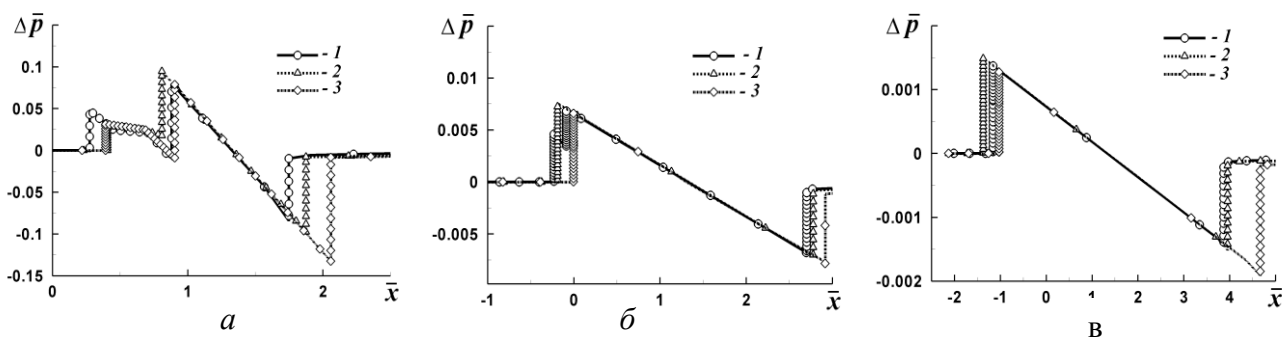


Рис. 3. Профили относительного избыточного статического давления на различных удалениях от компоновок (моноплан $\bar{S}_1 = 0$, носовая часть — модифицированное степенное тело $n = 0,75, \bar{r}_3 = 0,2, \mu$ — var): 1 — $\mu = 1,0$, 2 — $\mu = 0,75$, 3 — $\mu = 0,65$; а — $K = 1,33$, б — $K=50$, в — $K= 450$

В ближней зоне ЗУ (см. рис. 3а) интенсивность головной УВ компоновки в зависимости от степени поперечного перераспределения объема корпуса ведет себя немонотонно. При уменьшении μ от 1 до 0,75 интенсивность уменьшается на 30% с последующим незначительным увеличением при $\mu = 0,65$. За головной УВ, практически независимо от степени деформации корпуса, наблюдается участок близкого к постоянному давлению, генерируемого степенной поверхностью ($n = 0,75$) носовой части. Объясняется это различным темпом затухания интенсивности головной УВ, определенным степенью деформации корпуса. Ниже по потоку формируется область расширения, которая обусловлена центрированной волной разрежения, генерируемой на линии пересечения степенной и цилиндрической поверхностей носовой части и корпуса. Надо отметить существенное влияние степени деформации корпуса на формирование течения в области взаимодействия волны разрежения с УВ от заднего крыла. При $\mu = 0,75$ область постоянного давления за головной УВ, в отличие от вариантов $\mu = 0,65$ и 1, замыкается непосредственно головной УВ

от заднего крыла без формирования волны разрежения. Это обстоятельство, учитывая повышенную интенсивность УВ от крыла, способствует уменьшению протяженности средней зоны.

При увеличении поперечной деформации объема корпуса ($\mu < 1$) наблюдаются увеличение длины волны ЗУ за счет отрицательной фазы и увеличение интенсивности хвостовой УВ. Увеличение длины волны можно объяснить увеличением эффективной длины эквивалентного тела вращения, полученного по сверхзвуковому правилу площадей для деформированного корпуса.

В результате большей скорости распространения ударная волна, генерируемая крылом, в рассмотренном диапазоне деформаций корпуса довольно быстро приближается к головной УВ компоновки, что хорошо наблюдается уже при удалении $K = 50$ (рис. 3б). На больших удалениях (см. рис. 3в) профили возмущенного давления, генерируемые компоновками при рассмотренных вариантах деформации корпуса, как и следовало ожидать, имеют форму, близкую к N-образной, что является следствием произошедшего взаимодействия УВ от крыла и носовой части фюзеляжа. Интенсивность головной УВ изменяется незначительно, увеличиваясь на 2,5% при $\mu = 0,75$ с последующим уменьшением на 4% при $\mu = 0,65$ относительно соответствующей величины для компоновки с осесимметричным корпусом ($\mu = 1$).

Увеличение аэродинамического качества компоновки в результате поперечного перераспределения объема корпуса обеспечивается при слабом изменении волнового сопротивления, в основном за счет увеличения подъемной силы. При степени деформации корпуса $\mu = 0,75$ аэродинамические качества увеличиваются до $K = 6,97$, что превышает соответствующую величину для исходного осесимметричного варианта компоновки на величину $\Delta K = 0,44$, соответствующую практически 7%. При $\mu = 0,65$ аэродинамическое качество находится на том же уровне и заметно уменьшается при $\mu < 0,65$.

Надо отметить, что полученные результаты удовлетворительно согласуются с данными, полученными в работе [12]. Показано, что параметры возмущенного течения в дальней зоне обтекаемого тела ($M = 2$) с поперечным перераспределением объема при степени деформации $\mu = b/a \geq 0,5$ могут быть определены по теории Уизема, в предположении независимости распространения возмущений в каждой азимутальной плоскости.

Для проведения дальнейших исследований компоновок с тандемным расположением двух крыльев на фюзеляже принята компоновка, обладающая максимальным аэродинамическим качеством, объем корпуса которой перераспределен в поперечном направлении при $\mu = 0,75$. Полученное увеличение аэродинамического качества за счет

деформации корпуса практически компенсирует потери качества тандемной компоновки ($\mu = 1$), полученные за счет отрицательной интерференции между передним и задним крылом.

Увеличение протяженности области минимизации ЗУ. Согласно результатам исследований [2, 3] для рассмотренных тандемных компоновок с параметрами ($\bar{S}_1 = 0.1$ $\bar{x}_1 = 0.18 - 0.25$) дистанция в направлении полета между головной УВ и промежуточной УВ от заднего крыла вблизи поверхности земли составляла $\Delta \bar{l} = \Delta l / l_\phi = 0,07 - 0,25$, где L_ϕ — длина корпуса компоновки. При заданной скорости полета самолета $V_c = M * a$, где M число Маха полета, a — скорость звука на высоте полета, время пролета этой дистанции определяется соотношением $\Delta t = \Delta \bar{l} * l_\phi / 2 * 295,1 \text{ м/с} = \Delta \bar{l} * l_\phi / 590,2 \text{ с}$. Этот параметр является характерным временем, определяющим частоту воздействия головной и промежуточной УВ на неподвижного наблюдателя на поверхности земли $f = 1/\Delta t = 1/\Delta l / V_c, 1/c$. Величины этих частот для приведенных данных при длине фюзеляжа компоновки $l_\phi = 45 \text{ м}$ составляют $f = 2 * 295,1 / 0,07 * 45 = 187,4 \text{ Гц}$ и $52,5 \text{ Гц}$ (для $\Delta \bar{l} = 0,25$). Для того чтобы воздействие головной и промежуточной УВ воспринималось наблюдателем в виде отдельных хлопков, что согласно [13] снижает эффективность воздействия, частота должна быть $f < 20 \text{ Гц}$, что соответствует временам $\Delta t > 50 \text{ мс}$. В противном случае ($f > 20 \text{ Гц}$), что наблюдается на приведенных примерах, эти хлопки воспринимаются наблюдателем в виде сплошного шума с уровнем давления, соответствующим максимальному избыточному давлению.

Большой вклад в увеличение протяженности средней зоны ЗУ (области минимизации) вносит переднее крыло компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Сочетание носовой части в виде модифицированного степенного тела с передним крылом тандемной компоновки должно содействовать увеличению протяженности области минимизации интенсивности звукового удара. Ударная волна от затупления, процесс затухания которой затянут на большие удаления благодаря протяженному участку практически постоянного давления за фронтом, способствует увеличению скорости распространения головной УВ и тем самым увеличению протяженности средней зоны.

Результаты исследований по влиянию относительной площади переднего крыла на формирование и распространение волны ЗУ, генерируемой тандемной компоновкой с носовой частью в виде модифицированного степенного тела, представлены на рисунке 4. Начало бортовой хорды переднего крыла установлено на постоянном удалении от носка фюзеляжа ($\bar{x}_1 = 0,1$), поперечное перераспределение объема которого выполнено при $\mu = 0,75$.

В ближней зоне в продольной плоскости симметрии компоновки (рис. 4а) наблюдается сложный характер течения, структура которого заметно перестраивается с изменением относительной площади переднего крыла. Область возмущенного компоновкой потока ограничена головной и хвостовой ударными волнами с формированием внутренних скачков давления, волн сжатия и разрежения.

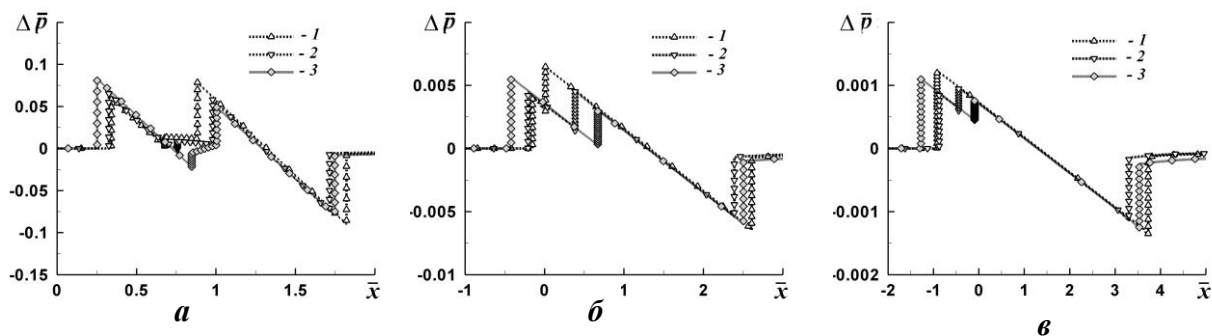


Рис. 4. Профили относительного избыточного статического давления на различных удалениях от тандемной компоновки (носовая часть – модифицированное степенное тело $\mu = 0,75$, $\bar{x}_1 = 0,1$, $\bar{S}_1 - \text{var}$): 1 — $\bar{S}_1 = 0,1$, 2 — $\bar{S}_1 = 0,2$, 3 — $\bar{S}_1 = 0,3$; а — $K=1,33$, б — $K=50$. в — $K=450$

За головной УВ, сформированной в результате произошедшего (на удалении $K < 1,33$) взаимодействия ударных волн от носовой части корпуса и переднего крыла, формируется волна разрежения. Ниже по потоку волна разрежения замыкается скачком давления, генерируемым прикорневым наплывом заднего крыла, с последующей областью сжатия, ограниченной промежуточной УВ, генерируемой задним крылом. С увеличением относительной площади переднего крыла наблюдается увеличение интенсивности скачка давления и градиента волны сжатия, генерируемых при обтекании прикорневого наплыва заднего крыла. Увеличение интенсивности головной УВ, особо заметное при площади переднего крыла $\bar{S}_1 > 0,2$, обеспечивает увеличение скорости ее распространения, что способствует увеличению дистанции между головной и промежуточной ударными волнами. В результате соответствующего уменьшения площади заднего крыла (при увеличении \bar{S}_1) и снижении его несущих свойств из-за отрицательной интерференции между передним и задним крылом интенсивность УВ от заднего крыла уменьшается, что также способствует увеличению расстояния между головной и промежуточной ударными волнами. При распространении возмущений на большие удаления протяженность средней зоны звукового удара (область минимизации) определяется динамикой распространения сформировавшихся в условиях ближней зоны ударных волн, генерируемых передним и задним крылом. Уже при небольшом удалении $K=50$ (см. рис. 4б) профили давления имеют трехскачковую структуру, определенную головной и промежуточной ударными волнами, а также замыкающей возмущенное течение хвостовой ударной волной. На удалении, соответствующем высоте

крейсерского полета $K=450$ (см. рис. 4в), участок средней зоны при минимальной интенсивности головной УВ обеспечивает тандемная компоновка с площадью переднего крыла $\bar{S}_1=0,2$. Однако дистанция между головной и промежуточной ударными волнами (порядка 19 м) при заданной скорости преодолевается за 0,0324 с, что соответствует частоте 30,9 Гц.

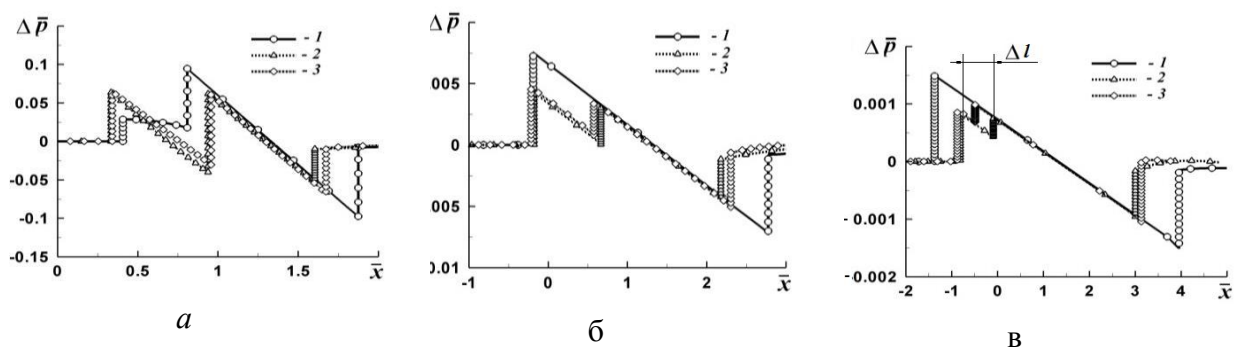


Рис. 5. Профили относительного избыточного статического давления на различных удалениях (по высоте) от компоновок: 1 — компоновка «моноплан» — $\bar{S}_1 = 0$, носовая часть модифицированное степенное тело, $\lambda=4,5$, $\mu=0,75$, $n = 0,75$, $\bar{r}_3 = 0,2$; 2 — тандемная компоновка $\bar{x}_1 = 0,1$, $\bar{S}_1 = 0,25$, носовая часть — модифицированное степенное тело, $\lambda=4,5$, $\mu = 0,75$, $n = 0,75$, $\bar{r}_3 = 0,2$; 3 — тандемная компоновка $\bar{x}_1 = 0,1$, $\bar{S}_1 = 0,25$, носовая часть оживало, $\lambda=4,5$, $\mu = 0,75$

Следовательно, полученное уменьшение интенсивности ЗУ неэффективно, так как наблюдателем на поверхности земли воздействие определяется максимальной амплитудой избыточного давления. Для увеличения дистанции между головной и промежуточной УВ при приемлемой интенсивности головной УВ исследованы варианты компоновки с площадью переднего крыла $\bar{S}_1 = 0,25$, имеющие носовые части в виде оживала и модифицированного степенного тела. На рисунке 5 представлены параметры ЗУ для двух тандемных компоновок с различными носовыми частями и эквивалентной по длине и площади крыла компоновки «моноплан» с носовой частью в виде модифицированного степенного тела.

Несмотря на особенности затухания головной УВ, генерируемой модифицированным степенным телом, в ближней (рис. 5а) и средней (рис. 5б) зонах величины интенсивностей головных УВ от тандемных компоновок со степенной и оживальной носовой частью практически одинаковые. Это указывает на то, что при данном соотношении несущих поверхностей и положении переднего крыла ($\bar{x}_1 = 0,1$) процесс затухания головной УВ компоновки на этих удалениях определяется в основном передним крылом ($\bar{S}_1 = 0,25$). Основное отличие в структуре возмущенного течения, генерируемого тандемными

компоновками с разными носовыми частями (см. рис. 5 а, б), заключается в увеличении интенсивности волны разрежения, распространяющейся за головной УВ от компоновки со степенной носовой частью, в области УВ от заднего крыла. Эта особенность обусловлена центрированной волной разрежения, формирующейся на стыке степенной и цилиндрической поверхностей фюзеляжа. По-видимому, это дополнительное разрежение привело к снижению скорости звука и тем самым — скорости распространения УВ от заднего крыла компоновки со степенной носовой частью относительно соответствующей УВ компоновки с оживальной носовой частью. В результате на удалении, соответствующем высоте крейсерского полета (рис. 5в), при практически равных интенсивностях головных УВ протяженность средней зоны формируемой компоновкой с носовой частью в виде модифицированного степенного тела заметно больше и составляет 29,7 м. Реализуемая в полете частота следования головной и промежуточной ударных волн составляет практически 20 Гц, что указывает на эффективное уменьшение воздействия волны звукового удара. Уменьшение интенсивности головной УВ тандемной компоновки ($\bar{S}_1 = 0,25$, $\bar{x}_1 = 0,1$, $\mu = 0,75$) относительно головной УВ, эквивалентной по длине и площади крылу компоновки, выполненной по схеме «моноплан» ($\bar{S}_1 = 0$, $\mu = 0,75$), составляет 52% при уменьшении аэродинамического качества на 1,8%. При полете данной схематизированной компоновки в условиях стандартной атмосферы перепад давления на головной ударной волне на местности составит 23,4 Па

Заключение

На основании полученных данных по влиянию поперечного перераспределения объема фюзеляжа компоновки СПС, выполненной по тандемной схеме расположения двух крыльев на корпусе, показано, что аэродинамическое качество тандемной компоновки может быть заметно (10–13%) увеличено при степени деформации фюзеляжа $\mu = 0,75–0,65$ практически без увеличения уровня звукового удара.

По результатам влияния относительной площади переднего крыла и формы носовой части определена компоновка со степенной носовой частью ($\bar{S}_1 = 0,25$, $\mu = 0,75$), обеспечивающая за счет эффекта средней зоны уменьшение интенсивности головной УВ (на 52%) относительно эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме «моноплан». Уменьшение эффективности воздействия волны ЗУ на окружающую среду реализовано обеспечением потребной дистанции между головной и промежуточной ударными волнами.

Список литературы

1. Волков В.Ф. Численное исследование пространственных течений в окрестности сложных конфигураций // Выч. методы и программирование. — 2004. — Т. 5. С. 62–73.
2. Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Влияние затупления тонкого тела на параметры звукового удара // Сб. Газодинамика и физическая кинетика. – 1974. – ИТПМСО АН СССР, Новосибирск. С. 129–131.
3. Гаранин А.Ф., Третьяков П.К., Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Управление параметрами ударных волн путем подвода массы и энергии // Изв. АН, Сер. МЖГ, 2001, № 5. — С. 193–201.
4. Рыжов О.С. Затухание ударных волн в стационарных течениях // ПМТФ. — 1961. — № 6. С. 36–40.
5. Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю. Н. Параметры ударных волн от тел вращения в однородной атмосфере // Известия СО АН СССР. Сер. Техн. Наук. - Вып.3, 1984, С. 16–21.
6. Чернышев С.Л. Звуковой удар // Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). – М.: Наука, 2011. – 351 с.
7. Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М. Управление параметрами звукового удара с помощью криогенного воздействия на обтекание летательного аппарата // Проблемы и достижения прикладной математики и механики: к 70-летию академика В.М. Фомина: сб. научн. труд. Новосибирск: Параллель, 2010, С. 375–413.
8. Фомин В.М., Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Численное исследование влияния аэродинамической компоновки СПС на параметры создаваемого им звукового удара // Вычислительные технологии. – 2006. — Т. 11. Ч. 2, Специальный выпуск. С. 64–74.
9. Фомин В.М., Чиркашенко В. Ф., Волков В. Ф., Харитонов А. М. Влияние компоновки сверхзвуковых самолетов на параметры звукового удара // Журнал Теплофизика и аэромеханика. – 2011. Т. 18, № 4. С. 525–542.
10. Chirkashenko V.F., Yudinsev Yu. N. The Impact of Conical Wings Aspect Ratio on Induced Sonic Boom Characteristics // International Conference on the Methods of Aerophysikal Research. — Novosibirsk, Russian. – 1994. — Proceedings, Part 1, P. 82–87.
11. Jones L. B. Lower Bounds for Sonic Bangs in the Far Field // Aeronautical Quarterly. — 1967. — Vol. 18, № 1. P. 1–21.
12. Wlezien R., Quiet supersonic platform program // AIAA Paper 2002–0143. — 2002, 17 p.
13. Whitham G.B. The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. — 1952. V. 5, № 3, P. 301–338.

Рецензенты:

Коротаева Т.А., д.ф.-м.н., с.н.с. Института теоретической и прикладной механики СО РАН,
г. Новосибирск;

Зудов В.Н., д.ф.-м.н., в.н.с. Института теоретической и прикладной механики СО РАН,
г. Новосибирск.