

УДК 518.4:533.4:629.7

СВЕРХЗВУКОВОЙ ГРАЖДАНСКИЙ САМОЛЕТ С ПОНИЖЕННЫМ УРОВНЕМ ЗВУКОВОГО УДАРА

Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф.

*ФГБУН «Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича»
Сибирского отделения РАН, Новосибирск, e-mail: chirkash@itam.nsc.ru*

Представлены результаты численных исследований влияния относительной площади переднего крыла и формы носовой части на формирование средней зоны звукового удара (области минимизации) от компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Показано, что модифицированное степенное тело, используемое в качестве носовой части, обеспечивает протяженность средней зоны, превышающую высоту крейсерского полета, и дистанцию между головной и промежуточной ударными волнами позволяющую существенно уменьшить эффективность воздействия волны звукового удара. Снижение интенсивности головной ударной волны относительно соответствующей величины для эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме моноплан, составляет 40% при уменьшении аэродинамического качества на 2%.

Ключевые слова: сверхзвуковой полет, ударная волна, звуковой удар, нетрадиционная компоновка, воздействие волны звукового удара

SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT WITH THE DECREASED SONIC BOOM LEVEL

Volkov V.F., Chirkashenko V.F.

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, e-mail: chirkash@itam.nsc.ru

The paper presents the results of numerical investigation of the effect of relative area of the leading wing and nose part shape on the forming middle zone of the sonic boom (minimization region) with the tandem-location of the wings of the fuselage. It is demonstrated that the modified power-law body used as the nose part provides the middle-zone length above the cruising flight altitude, as well as the distance between the head and intermediate shock waves, which permits significantly reducing the sonic boom affect.

Keywords: supersonic flight, shock wave, sonic boom, unconventional configuration, sonic boom wave affect

Экологические ограничения, установленные на эксплуатацию сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2), заключаются в обеспечении приемлемого шума на местности, снижение вредных выбросов продуктов сгорания топлива в атмосферу и обеспечение приемлемого уровня звукового удара (ЗУ), создаваемого самолетом при полете на сверхзвуковых скоростях. По мере накопления информации о воздействии ЗУ на окружающую среду допустимый перепад давления на ударных волнах (УВ) периодически ужесточался и в ближайшее время, согласно [7], составит 15 Па.

Основные традиционные методы уменьшения уровня ЗУ заключаются в разнесении по пространству вблизи поверхности земли отдельных УВ, генерируемых основными элементами компоновки. Достигается такое распределение давления, характерное для средней зоны ЗУ, 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) не эффективен, что обусловлено увеличением вклада в ЗУ подъемной силы. Обеспечение экономической

эффективности самолета, определяющей его рыночную конкурентоспособность, затруднено противоречивостью требований к некоторым параметрам, определяющим уровень ЗУ и аэродинамическое качество самолета. В результате компоновка с пониженным уровнем ЗУ не обладает приемлемым аэродинамическим качеством. В связи с этим признано, что основным препятствием на пути создания СПС-2 является ограничение на интенсивность звукового удара.

Как было показано в [5,6] проблему создания СПС-2 можно существенно приблизить к решению применением нетрадиционной компоновки, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Эта компоновка позволяет реализовать принцип минимизации ЗУ, заключающийся в перераспределении возмущенного давления в носовую часть фюзеляжа. 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 (ΔL) между головной УВ от носовой части компоновки и промежуточной УВ от заднего крыла при подходе волны ЗУ к поверхности земли. Эффективность воз-

действия волны ЗУ на наблюдателя, находящегося на поверхности земли, существенно зависит от протяженности этой дистанции (в направлении полета) при заданной скорости самолета.

Данная работа направлена на определение способов обеспечения вблизи поверхности земли дистанции между головной и промежуточной УВ позволяющей эффективно снизить уровень ЗУ при приемлемой аэродинамической эффективности СПС.

1. Методы расчета

Определяется формирование возмущенного течения при полете компоновки СПС весом 40 т длиной 40 м, совершающего стационарный полет по прямолинейной траектории на высоте 18 000 м со скоростью, соответствующей числу Маха $M=2$, в условиях стандартной атмосферы. На первом этапе решалась задача сверхзвукового обтекания исследуемой компоновки. Газодинамические параметры на поверхности и в окрестности тела определялись при помощи численной схемы, основанной на

аппроксимации уравнений Эйлера в интегральной форме [1]. По результатам решения определялись аэродинамические характеристики компоновки и исходные данные для решения внешней задачи.

На втором этапе определялся профиль возмущенного давления на фиксированном удалении от компоновки (r_o) с использованием соотношений (1-3):

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

$$x = \beta r - k_1 \Phi(\tau, \theta) r^{\frac{1}{2}} + \tau,$$

где
$$\left(k_1 = \frac{(\gamma+1)M_\infty^2}{2^{\frac{1}{2}} \beta^{\frac{3}{2}}} \right). \quad (2)$$

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.

Полученные профили давления с использованием результатов работы [2], основанной на квазилинейной теории [8], пересчитывались на большие расстояния.

2. Описание геометрии компоновок

Исходная компоновка (см. рис. 1а) представляет собой корпус в виде цилиндрического тела с носовой частью удлинением $\lambda = 4.5$ в виде оживала или модифицирован-

ного степенного тела (показатель степени $n = 0.75$), сферическое затупление которого представлено в виде конуса с максимальным углом полураствора, обеспечивающим сверхзвуковое обтекание носовой части. Крыло исходной компоновки (моноплан), состоящее из базового трапецевидного крыла и прикорневого наплыва, стыкуется с фюзеляжем по схеме среднеплан при нулевом угле заклинивания к оси фюзеляжа. Сверхзвуковая передняя кромка базового крыла на прикорневом наплыве переходит в дозвуковую. Удлинение крыла составляет $\lambda = 1.5$ при относительной толщине симметричного ромбовидного профиля $\bar{c} = 3\%$.

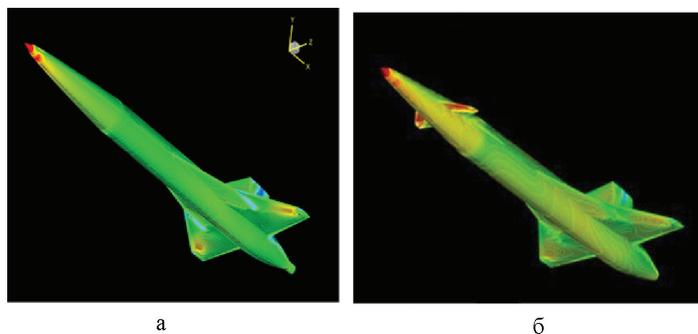


Рис. 1. Общий вид компоновок:
 а – базовая компоновка – моноплан ($S_1 = 0, m = 2$); б – тандемная компоновка ($\bar{S}_1 > 0.1, \bar{x}_1 = x_1 / L_\phi = 0.1, m = 2, \mu = 1$)

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) равной длины базовой компоновки (моноплан) производилось из условия равенства суммарной площади переднего и заднего крыла площади крыла базовой компоновки – S_0 . 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 базовой компоновки, соответственно. В качестве заднего крыла использовалось крыло с наплывом, геометрически подобное крылу исходной компоновки. В качестве переднего крыла устанавливалось стреловидное трапецевидное крыло, геометрически подобное базовому крылу исходной компоновки.

Вариации расположения крыльев на корпусе проводились при фиксированном положении задней кромки основного (заднего) крыла путем изменения координаты начала бортовой хорды переднего крыла от носка фюзеляжа $\bar{x}_1 = x_1 / L_\phi$, где L_ϕ – длина фюзеляжа.

3. Результаты исследований

Tandemная компоновка, обладая способностью увеличить протяженность средней зоны ЗУ за счет перераспределения подъемной силы по корпусу, имеет некоторые недостатки. Это снижение аэродинамической эффективности и проблема обеспечить на крейсерском режиме полета волну ЗУ сохраняющую дистанцию между головной и промежуточной УВ вблизи поверхности земли, которая обеспечивает эффективное уменьшение воздействия ЗУ.

Согласно результатам исследований [5, 6] для рассмотренных tandemных компоновок с параметрами ($\bar{S}_1 = 0.1 - 0.2$, $\bar{x}_1 = 0.18 - 0.25$) 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 $V = Ma$, где M – число Маха полета, a – скорость звука на высоте полета, время пролета этой дистанции определяется

соотношением $\Delta t = \Delta \bar{L} L_\phi / 2 \cdot 295.1 \text{ м/с} = \Delta \bar{L} L_\phi / 590.2 \text{ с}$. Этот параметр является характерным временем определяющим частоту воздействия головной и промежуточной УВ на неподвижного наблюдателя на поверхности земли $f = 1/\Delta t = 1/\Delta L/V$, 1/с. Величины частот для приведенных выше данных при длине фюзеляжа компоновки $L_\phi = 45 \text{ м}$ составляют $f = 2 \cdot 295.1 / 0.07 \cdot 45 = 187.4 \text{ Гц}$ и 52.5 Гц (для $\Delta \bar{L} = 0.25$). Для того, чтобы воздействие головной и промежуточной УВ воспринималось наблюдателем в виде отдельных хлопков, что согласно [3] снижает эффективность воздействия, частота должна находиться в инфразвуковом диапазоне $f < 20 \text{ Гц}$, 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, что увеличивает эффективность воздействия возмущенного давления.

Для увеличения протяженности средней зоны возмущенного волной ЗУ течения в качестве носовой части tandemной компоновки использовалось модифицированное степенное тело [4]. Модифицированное, путем замены носовой части степенного тела заданного удлинения на сферическое, касательное к степенной поверхности затупление, является перспективным телом, позволяющим обеспечить пониженный уровень ЗУ при приемлемом уровне аэродинамического сопротивления. Ударная волна от затупления, процесс затухания которой затянута на большие удаления благодаря протяженному участку практически постоянного давления за фронтом, способствует увеличению скорости распространения головной УВ и тем самым увеличению протяженности средней зоны. Увеличение площади переднего крыла, обеспечивающее увеличение интенсивности и соответственно скорости распространения головной УВ, также способствует увеличению протяженности средней зоны.

На рис. 2 представлены результаты расчетов по влиянию относительной площади переднего крыла, при фиксированном его положении на корпусе ($\bar{x}_1 = 0.1$), на распространение волны ЗУ от схематизированной компоновки с носовой частью в виде модифицированного степенного тела. Возмущенное течение представлено в виде профилей относительного избыточного статического давления на $(\Delta \bar{p}(\bar{x}) = (p(\bar{x}) - p_\infty(\bar{x})) / p_\infty(\bar{x}))$, определенных в направлении полета в про-

дольной плоскости симметрии на различных удалениях по высоте ($K = H/L_\phi$) от компоновки с указанными на рисунке параметрами. Здесь p, p_∞ – статическое давление в возмущенном и невозмущенном

поток, а $\bar{x} = x / L_\phi$ – продольная координата в направлении набегающего потока (x), отнесенная к длине фюзеляжа компоновки (L_ϕ).

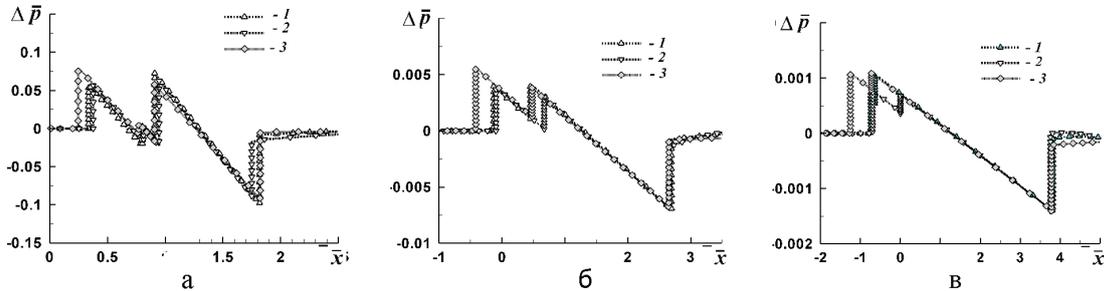


Рис. 2. Профили относительного избыточного статического давления генерируемые компоновками с носовой частью в виде модифицированного степенного тела: 1,2,3 – тандемные компоновки ($\bar{x}_1 = 0.1, \bar{S}_1 - var$), 4 – \bar{S}_1 моноплан ($\bar{S}_1 = 0$): 1 – $\bar{S}_1 = 0.1, 2 - \bar{S}_1 = 0.2, 3 - \bar{S}_1 = 0.3$; а – $K=1.33$, б – $K=50$, в – $K=450$

В ближней зоне компоновок (рис. 2а) профили возмущенного давления в результате произошедшего (при $K < 1.33$) взаимодействия УВ от носовой части фюзеляжа и переднего крыла имеют трехскачковую конфигурацию. Обусловлены эти скачки давления головной УВ, промежуточной УВ, генерируемой задним крылом, и замыкающей возмущенное течение хвостовой ударной волной. Средняя зона ЗУ, определяющая область минимизации интенсивности головной УВ, формируется динамикой распространения головной и промежуточной ударных волн. К основным параметрам, определяющим скорость перемещения этих УВ и соответственно их взаимное расположение вплоть до взаимодействия, можно отнести: интенсивность УВ, градиент волны разрежения следующей за УВ, и параметры потока перед промежуточной УВ. Смещение переднего крыла к носу фюзеляжа ($\bar{x}_1 = 0.1$) обеспечивает уже при небольших удалениях от компоновки взаимодействие УВ, генерируемых его носовой частью и передним крылом. Возросшая при этом интенсивность головной УВ компоновки и соответственно скорость ее распространения способствуют увеличению дистанции между головной и промежуточной ударными волнами. Уменьшение несущей поверхности заднего крыла при увеличении \bar{S}_1 и его несущих свойств под влиянием скоса потока, генерируемого передним крылом, приводит к уменьшению скорости УВ от заднего крыла, что также способствует увеличению протяженности средней зоны.

Фактически в ближней зоне (рис. 2а) компоновок ($\bar{S}_1 = 0.1$ и 0.2) интенсивности

головных УВ практически равны, что сохраняется до больших удалений (см. рис. 2б, в) при совпадении фронтов УВ в пространстве. Интенсивность головной УВ при $\bar{S}_1 = 0.3$ существенно выше, что обеспечивает заметное смещение ее вверх по потоку. При этом наблюдается уменьшение интенсивности волны разрежения следующей за УВ от заднего крыла. Дальнейшее формирование средней зоны при удалении на большие расстояния определяется в основном динамикой распространения УВ от задних крыльев. На удалении $K = 50$ при $\bar{S}_1 = 0.2$ (рис. 2б) наблюдается уменьшение скорости распространения УВ от заднего крыла, что сохраняется до $K = 450$ (см. рис. 2в), обеспечивая увеличение протяженности средней зоны. На удалении $K = 450$ на волне ЗУ генерируемой компоновкой ($\bar{S}_1 = 0.1$) практически начинается процесс взаимодействия головной УВ и промежуточной УВ от заднего крыла, что приводит к завершению средней зоны. Интенсивность головной УВ компоновки с наибольшей площадью переднего крыла ($\bar{S}_1 = 0.3$) на крейсерской высоте полета ($K = 450$) заметно увеличивается (см. рис. 2в), но протяженность средней зоны при этом уменьшается относительно соответствующей величины для компоновки с $\bar{S}_1 = 0.2$. Таким образом на крейсерской режиме полета компоновка при $\bar{S}_1 = 0.2$ обеспечивает максимальную протяженность средней зоны при минимальной интенсивности головной УВ.

Для сравнения полученных результатов с исходной ситуацией на рис. 3 представ-

лены профили возмущенного давления, генерируемые тандемными компоновками, отличающимися только носовыми частями, а также

эквивалентной по длине и площади крыла компоновкой выполненной по схеме моноплан с модифицированной степенной носовой частью.

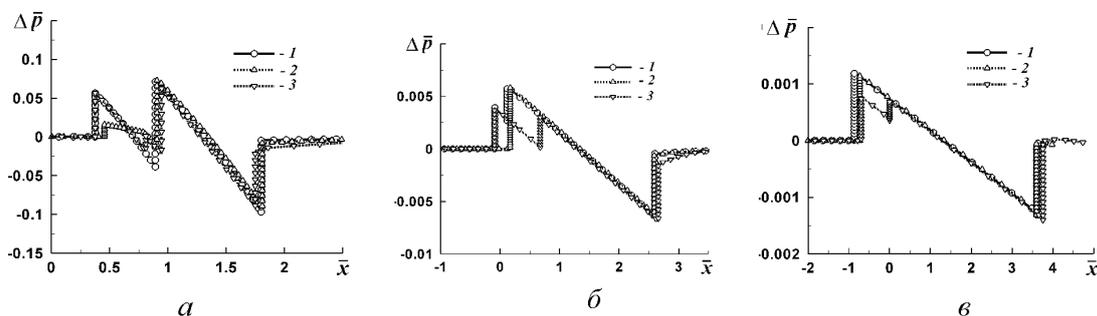


Рис. 3. Профили относительного избыточного статического давления, генерируемые тандемными компоновками ($\bar{S}_1 = 0.2$, $\bar{x}_1 = 0.1$):

1 – носовая часть – оживало, 3 – носовая часть – модифицированное степенное тело;
2 – компоновка – моноплан ($\bar{S}_1 = 0$, носовая часть – модифицированное степенное тело):
а – $K=1.33$; б – $K=50$; в – $K=450$

Видно, что протяженность средней зоны (по высоте) формируемой компоновкой с оживальной носовой частью, в отличие от компоновки с модифицированной степенной носовой частью, ограничивается небольшим удалением ($K < 100$) (рис. 3б, в). Обусловлено это, по видимому, формированием течения (см. рис. 3а) в области взаимодействия волн разрежения следующих за головными УВ с соответствующими УВ от задних крыльев. При практически равных интенсивностях головных УВ компоновка с оживальной носовой частью генерирует УВ от заднего крыла, интенсивность которой заметно превышает соответствующую величину для компоновки с модифицированной степенной носовой частью. Соответствующее увеличение скорости распространения промежуточной УВ и является основной причиной уменьшения протяженности средней зоны. Протяженность средней зоны (по высоте) от тандемной компоновки с модифицированной степенной носовой частью существенно превышает высоту крейсерского полета, обеспечивая вблизи поверхности земли дистанцию (в направлении полета) между головной и промежуточной УВ от заднего крыла $\Delta \bar{L} = 0.78$, что соответствует частоте $f = 18.8$ Гц. При данных условиях наблюдателем на поверхности земли перепады давления на головной и промежуточной УВ воспринимаются как два скачка. Интенсивность головной УВ на 40 % меньше соответствующей величины эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме моноплан.

Закключение

Таким образом, показано влияние относительной площади переднего крыла и фор-

мы носовой части на формирование средней зоны ЗУ от компоновки выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Использование носовой части в виде модифицированного степенного тела при относительной площади переднего крыла $\bar{S}_1 = 0.2$ обеспечивает максимальную протяженность средней зоны, превышающую высоту крейсерского полета, и дистанцию (в направлении полета) между головной и промежуточной УВ существенно уменьшающую эффективность воздействия волны ЗУ. Уменьшение интенсивности головной УВ относительно эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме моноплан, составляет 40 %, при уменьшение аэродинамического качества на 2 %.

Работа выполнена при поддержке РФФИ по проекту.

Список литературы

1. Волков, В.Ф. Численное исследование пространственных течений в окрестности сложных конфигураций/ В.Ф. Волков // Выч. методы и программирование. – 2004. – Т.5. С. 62 – 73.
2. Рыжов, О.С. Затухание ударных волн в стационарных течениях/ О.С. Рыжов // ПМТФ. – 1961. – № 6. С. 36–40.
3. Чернышев, С.Л. Звуковой удар/ С.Л. Чернышев // Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). – М.: Наука, 2011. – 351 с.
4. Чиркашенко, В.Ф. Параметры ударных волн от тел вращения в однородной атмосфере/ В.Ф. Чиркашенко, Ю.Н. Юдинцев // Известия СО АН СССР. Сер. Техн. Наук. – Вып.3, 1984, С. 16–21.
5. Фомин, В.М. Численное исследование влияния аэродинамической компоновки СПС на параметры, создаваемого им звукового удара/ В.М. Фомин, В.Ф. Волков, В.Ф. Чиркашенко // Вычислительные технологии. Том 11, часть 2, Специальный выпуск, 2006, С. 64–74.
6. Фомин, В.М. Влияние компоновки сверхзвуковых самолетов на параметры звукового удара // Журнал Теплофизика и эрмеханика. Т.18, №4, 2011. С. 525 – 542.
7. Wlezien, R. Quiet supersonic platform program / R. Wlezien, L. Veitch // AIAA Paper 2002-0143. – 2002, 17 p.
8. Whitham, G.B. The flow pattern of a supersonic projectile/ G.B. Whitham // Comm. Pure Appl. Math. – 1952. V. 5, № 3, P. 301–338.