

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА НА ПАРАМЕТРЫ СОЗДАВАЕМОГО ИМ ЗВУКОВОГО УДАРА*

В. М. ФОМИН, В. Ф. ВОЛКОВ, В. Ф. ЧИРКАШЕНКО

Институт теоретической и прикладной механики

им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, Россия

e-mail: fomin@itam.nsc.ru, volkov@itam.nsc.ru, chirash@itam.nsc.ru

We present the results of numerical studies of the effect of the lift redistribution over the length of supersonic passenger — carrying airliner's body on the sonic boom parameters and other aerodynamic characteristics due to the wing-tandem schema design. Computation of the gasdynamic flow characteristics in the perturbed domain and on the surface of the body was carried out using the numerical algorithm based on the approximation of the integral Euler equations. Quasi linear theory was used for calculation of the propagation of disturbances far away from the body. Essential reduction of the sonic boom level is shown to be due the middle zone effects as well as when the profile of sonic overpressure approaches the N-wave.

Введение

К сверхзвуковым пассажирским самолетам (СПС) предъявляются строгие экологические требования, ограничивающие уровень звукового удара (ЗУ). Опыт эксплуатации СПС первого поколения (Concorde, Ту-144) показал, что основной нерешенной проблемой для проведения регулярных полетов является уровень звукового удара, который на крейсерском режиме полета вдвое превышал приемлемую величину перепада статического давления на головной ударной волне (УВ), составляющую 50 Па.

Большое число исследований с 60-х годов прошлого века по настоящее время посвящено задаче минимизации звукового удара, например [1–7]. Все эти работы основаны на использовании квазилинейной теории Уизема [6], которая в [7] была распространена на комбинацию крыло + фюзеляж и в работе [8] — на случай нестационарного полета.

В работах [9, 10] показано, что исследование звукового удара можно разделить на две задачи: влияние состояния атмосферы и режима полета самолета на коэффициент затухания и влияние формы самолета и режима его обтекания на эпюру избыточного давления,

*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 05-01-08042).

© Институт вычислительных технологий Сибирского отделения Российской академии наук, 2006.

что существенно упростило изучение проблемы звукового удара. В работе [1] показано, что интенсивность ЗУ от исходной компоновки можно существенно уменьшить за счет смещения крыла в хвостовую часть фюзеляжа, уменьшения относительной толщины крыла и увеличения относительной площади миделя фюзеляжа, увеличения бортовой хорды крыла и других мероприятий.

В работе [2] в асимптотическом приближении теории [6], согласно которой на больших удалениях от тела (дальняя зона ЗУ) профиль возмущенного давления имеет N-образную форму, определена нижняя граница звукового удара от тонкого тела, движущегося в однородной атмосфере. Учитывая особенности средней зоны ЗУ, где на профиле возмущенного давления присутствуют отдельные ударные волны (например, от фюзеляжа и крыла), интенсивность которых меньше интенсивности результирующей ударной волны после их взаимодействия, в [3] показано, что путем соответствующего перераспределения заданной подъемной силы по длине самолета эффект средней зоны можно сохранить до высот, соответствующих крейсерскому полету. При этом уровень звукового удара можно обеспечить заметно меньшим нижней границы, определенной в [2].

Используя эффект средней зоны в виде реализации профиля возмущенного давления с конечным временем нарастания давления за головной ударной волной, в [4] удалось определить минимальные величины интенсивности головной ударной волны и максимального избыточного давления за ней, уровни которых оказались меньшими, чем определенные в [2]. В работе [5] аналогичный подход использован для минимизации интенсивности скачка и максимального давления за головной УВ с учетом хвостовой ударной волны. Установлены законы распределения подъемной силы по заданной длине тела, обеспечивающие минимальную интенсивность звукового удара.

В то же время, по оценкам работы [11], сверхзвуковой пассажирский самолет Concorde, конфигурация которого близка к оптимальной с точки зрения снижения ЗУ, не обеспечивает приемлемого уровня, и дальнейшее его уменьшение может быть достигнуто увеличением высоты полета или снижением взлетного веса самолета. Результаты работ ЦАГИ [12] также указывают на невозможность в настоящее время обеспечить допустимый уровень звукового удара, создаваемого самолетом с большим взлетным весом, без снижения его экономических показателей.

Надо заметить, что достигнутые результаты по минимизации ЗУ являются частными решениями, полученными в рамках допущений линейной теории без ограничений на аэродинамические характеристики самолета, поэтому имеют рекомендательный характер.

Проведение более достоверной минимизации параметров ЗУ от самолета с заданными весом и аэродинамическим качеством с помощью численных методов затруднено сложностью определения параметров создаваемого им звукового удара, обусловленной большим количеством факторов. В связи с этим в настоящее время используются комбинированные методы исследования. В работе [13] параметры возмущенного потока вблизи самолета определяются с помощью решения уравнений Эйлера и пересчитываются на большие удаления по квазилинейной теории [6]. Более достоверные результаты можно получить с помощью комплексного экспериментально-расчетного метода [14], основанного на измерении параметров возмущенного потока в аэродинамических трубах на контрольной поверхности вблизи модели и дальнейшем пересчете их на большие расстояния.

В теоретической работе [2] показано, что с помощью затупления тонкого тела можно снизить интенсивность ЗУ в дальней зоне по сравнению с исходным острым телом. Этот результат подтвержден экспериментально при исследовании влияния затупления на телах различной формы [15, 16]. При этом показано, что затупление тонкого тела действитель-

но приводит к снижению перепада давления на головной УВ и импульса положительной фазы относительно исходного острого тела, но при условии отсутствия промежуточного скачка, который в зависимости от конфигурации тела может формироваться вблизи его поверхности в результате перерасширения потока при обтекании затупления. При выполнении этого условия для определенной степени затупления тела обеспечивается минимальный уровень интенсивности и импульса УВ в дальней зоне. Физически эффект затупления объясняется увеличением интенсивности ударной волны вблизи тела и волны разрежения за ней, что приводит к нелинейному усилению процесса затухания УВ по сравнению с острым телом.

В работе [16] на эквивалентных телах вращения показано, что при умеренных сверхзвуковых скоростях параметры ЗУ в дальней зоне, в отличие от предсказаний квазилинейной теории, существенно зависят от формы тела, а наиболее перспективными являются тела степенной формы, которые обеспечивают максимальные уровни возмущенного давления на поверхности тела вблизи его носка. Модифицированное с помощью сферического затупления степенное тело с показателем степени, близким к оптимальному по сопротивлению, обеспечивает снижение интенсивности головной УВ в два раза относительно исходного острого тела. Исследования влияния характера распределения нагрузки по крылу при заданной подъемной силе, форме в плане и длине корневой хорды на уровень ЗУ [17] также указывают на возможность существенного снижения параметров ЗУ в дальней зоне при оптимальном распределении нагрузки.

Следуя этой идеологии, в настоящей работе исследуется возможность снижения интенсивности звукового удара путем увеличения возмущенного давления вблизи носовой части самолета с помощью введения в компоновку переднего крыла, создающего часть заданной подъемной силы. Схематизированная компоновка с тандемным расположением крыльев рассматривалась в [2], где в рамках квазилинейной теории [6] показана возможность снижения уровня ЗУ в средней зоне.

Учитывая низкую достоверность полученных с помощью квазилинейной теории оценок параметров ЗУ, отсутствие аэродинамических характеристик исследуемых компоновок, которые являются критерием применимости данного способа управления параметрами звукового удара, и ограниченный диапазон определяющих задачу параметров, проведено данное исследование.

В настоящей работе рассматривается влияние на параметры ЗУ и аэродинамические характеристики перераспределения подъемной силы по длине корпуса путем организации тандемной схемы с различными соотношениями площадей переднего и заднего крыльев. За основу взята компоновка СПС весом 40 т, длиной 45 м, совершающего стационарный полет по прямолинейной траектории на высоте 18 000 м в условиях стандартной атмосферы.

1. Методы решения

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 [18]:

$$\iiint_{\Omega} \frac{\partial f}{\partial t} d\Omega + \iint_S \mathbf{F}(g) d\mathbf{S} = 0. \quad (1)$$

Здесь $f = [\rho, \rho v_x, \rho v_y, \rho v_z, E]^T$ — трансформированный столбец консервативных переменных; ρ — плотность; v_x, v_y, v_z — компоненты вектора скорости \mathbf{W} ; \mathbf{S} — вектор элемента площади ячейки; Ω — объем ячейки; E — полная энергия; $\mathbf{F}(g)$ — вектор потоковых функций; g — газодинамические параметры; t — время.

Стационарное решение задачи обтекания тела с заданным начальным полем потока находится методом установления в каждом сечении $x = \text{const}$.

Используемый численный алгоритм допускает счет как с выделением головной ударной волны в процессе решения задачи, так и сквозным методом.

Результаты решения этой задачи используются в качестве начальных данных для решения основной задачи и определения аэродинамических характеристик компоновки.

На втором этапе определялись параметры исходного профиля избыточного давления на фиксированном расстоянии от исследуемой модели. Для выполнения условия постоянства заданной подъемной силы, что необходимо для полета рассматриваемых компоновок заданного веса на фиксированной высоте, производились корректировки угла атаки, значения которых не превышали 2–3% от исходной величины $\alpha = 5^\circ$. По квазилинейной теории на больших расстояниях от источника возмущений деформированный профиль избыточного давления определяется соотношениями [2]

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

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

где

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

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

$$\Phi(\tau, \theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^\tau \frac{S''(t) dt}{\sqrt{(\tau - t)}} + \frac{\beta \cos(\theta)}{2\pi q} \int_0^\tau \frac{Y'(t, \theta) dt}{\sqrt{(\tau - t)}}. \quad (4)$$

Здесь $\beta = (M_\infty^2 - 1)^{\frac{1}{2}}$, $q = \frac{1}{2} \rho W_\infty^2$ — скоростной напор; $S(t)$ — функция распределения площади поперечного сечений по длине эквивалентного тела вращения летательного аппарата; $Y(t, \theta)$ — распределение локальных нагрузок по крылу. Первое слагаемое в (3) описывает влияние объема тела на интенсивность звукового удара, 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 ударных волн, число которых определяется поведением функции $\Phi(\tau, \theta)$.

2. Геометрическая модель исследуемой компоновки

Для формирования сложной аэродинамической компоновки использовался метод построения модели из базовых объектов высокого уровня. Применительно к задачам аэродинамики к таким объектам следует отнести корпус, крыло, стабилизатор. Характерная особенность этого метода заключается в том, что при удачно выбранных аналитических

соотношениях, описывающих геометрический объект, выполняются необходимые требования, такие как удобство интерфейса и открытость. Применительно к численному решению задач обтекания летательного аппарата удобство интерфейса при малом объеме определяющих параметров дает возможность мобильно производить изменение (варьировать) геометрии исследуемой конфигурации и выполнять параметрические расчеты с целью выявления физических закономерностей в поставленной задаче.

В данной работе описание контура поперечных сечений геометрической модели корпуса производилось с помощью гиперэллиптической функции, а геометрической моделью крыла является крыло самолета ТУ-144 с плоской срединной поверхностью [18]. Для рассматриваемой компоновки корпус представляет собой оживально-цилиндрическое тело с оживальной головной и хвостовой частями удлинением $\lambda = 4.5$, стыкуемыми с цилиндрической частью. Параметры n и μ , определяющие контур корпуса в поперечном сечении, принимали значение: в верхней полуплоскости $n_1 = 2$, $\mu = 1.4$, в нижней — $n_2 = 4$, $\mu = 0.55$. Здесь n — показатель степени, μ — соотношение полуосей в гиперэллиптической функции.

Формирование тандемных компоновок, позволяющих организовать перераспределение подъемной силы по длине корпуса, производилось при условии равенства суммарной площади переднего и заднего крыльев площади S_0 исходного крыла. Положение обоих крыльев, геометрически подобных крылу исходной компоновки, определялось заданием продольных координат $\bar{x} = x/L$ начала их бортовых хорд относительно носка корпуса.

Площадь переднего крыла определялась при помощи соотношения $S = \bar{S}S_0$, где \bar{S} — задаваемый параметр.

3. Результаты расчетов

Исходная компоновка СПС показана на рис. 1. На рис. 2 представлены результаты численного расчета в виде распределений площади поперечных сечений $S(x)$, производной

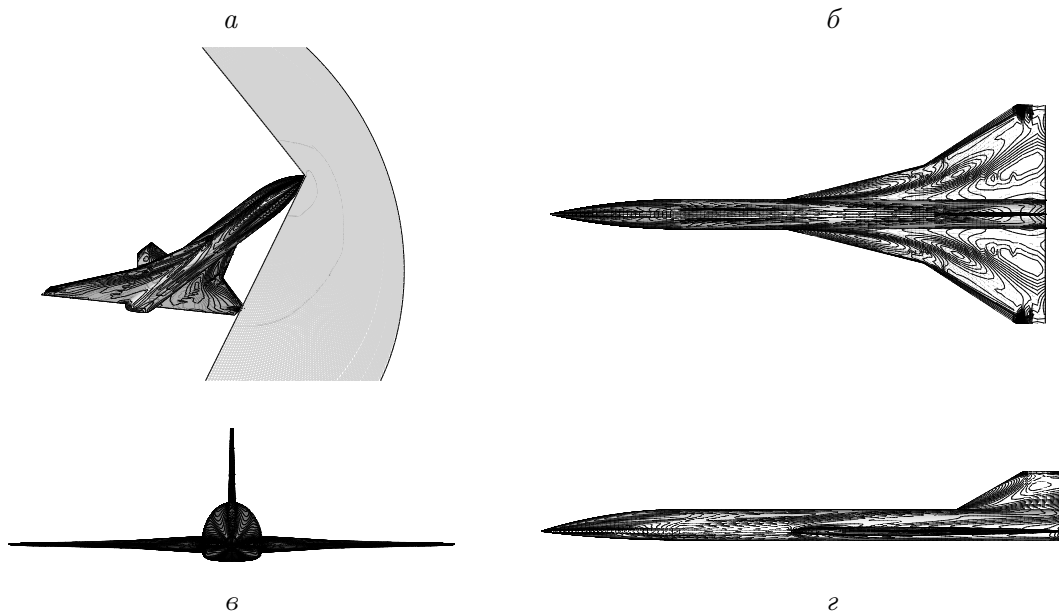


Рис. 1. Схема обтекания (а) и геометрия исходной компоновки (б — г): $M_\infty = 2$; $\alpha = 5^\circ$.

от подъемной силы $-Y'(x)$ по длине исходной компоновки, и определяемая ими согласно соотношению (3) функция Уизема $\Phi(\tau, \theta)$. Характерные особенности этой функции в виде локальных максимумов обусловлены влиянием отдельных элементов компоновки на формирование поперечных площадей эквивалентного тела и распределение подъемной силы. Так, на интервалах $\tau \in [0, 1]$, $\tau \in [1, 1.5]$, $\tau \in [1.5, 1.7]$ соответственно проявляется влияние корпуса, наплыва и базового крыла.

Эволюция возмущенного течения при распространении от исходной компоновки демонстрируется на рис. 3 в виде профилей относительного избыточного давления $\bar{p} = (p - p_\infty)/p_\infty$ за головной ударной волной (ГУВ) при различных удалениях от источника возмущений. Калибр $K = H/L = 400$ соответствует для реальной компоновки высоте крейсерского полета $H = 18\,000$ м.

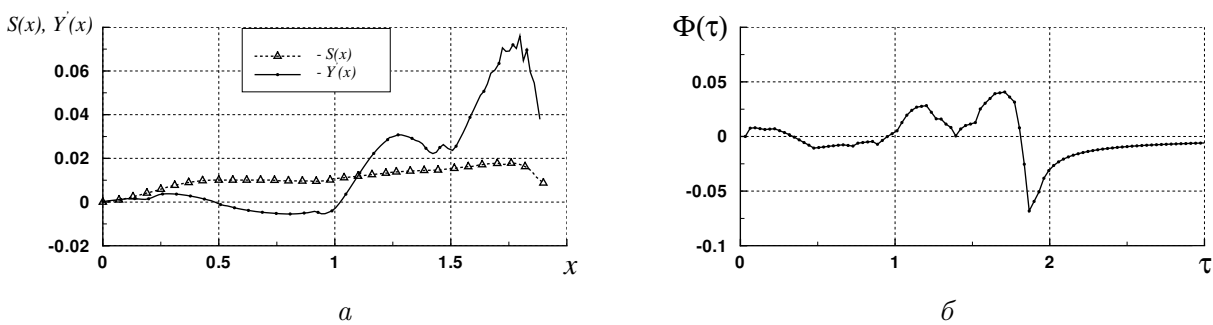


Рис. 2. Исходная компоновка: *a* — $S(x)$ — распределение площадей поперечных сечений, Y' — изменение производной от подъемной силы; *б* — функция Уизема.

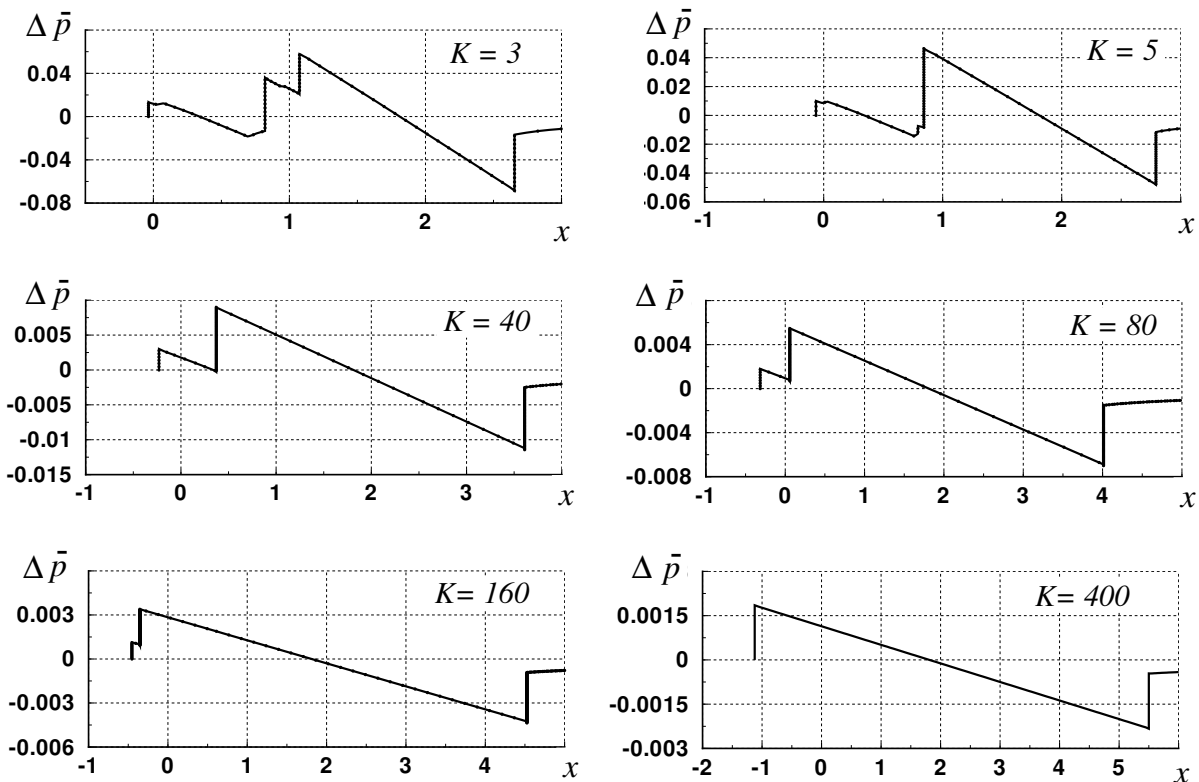


Рис. 3. Профили избыточного давления на различных расстояниях. Компоновка S_0 .

В ближней зоне ($K = 3$) лидирующей является ударная волна, генерируемая носовой частью корпуса. В зоне перерасширения потока формируются промежуточные ударные волны от наплыва и базового крыла. Профиль возмущенного давления замыкается хвостовой ударной волной.

На расстоянии $K = 5$ на профиле наблюдается одна промежуточная УВ, что является результатом произошедшего ранее взаимодействия промежуточных ударных волн от наплыва и базового крыла с соответствующим увеличением амплитуды результирующей волны. С увеличением удаления ($K = 5 \dots 160$) промежуточная ударная волна догоняет лидирующую волну от корпуса, и на расстоянии $K = 160$ происходит их слияние. Далее профиль давления, форма которого близка к N-образной, распространяется с существенно возросшей интенсивностью головной ударной волны.

4. Влияние площади переднего крыла на параметры звукового удара

Перераспределение подъемной силы по длине корпуса производилось при фиксированном положении переднего крыла $\bar{x}_1 = 0.25$.

Вблизи компоновки с передним крылом $\bar{S} = 0.1$ (рис. 4) на профиле возмущенного давления головная ударная волна сформирована в результате раннего взаимодействия ударных волн от корпуса, наплыва и базового переднего крыла. В отрицательной фазе волны наблюдается слабый промежуточный скачок, вызванный взаимодействием перерасширенного потока за передним крылом с поверхностью корпуса. Последующие промежуточные скачки на профиле обусловлены ударными волнами от наплыва и базового заднего крыла. По мере удаления от компоновки происходит слияние промежуточных УВ, в результате

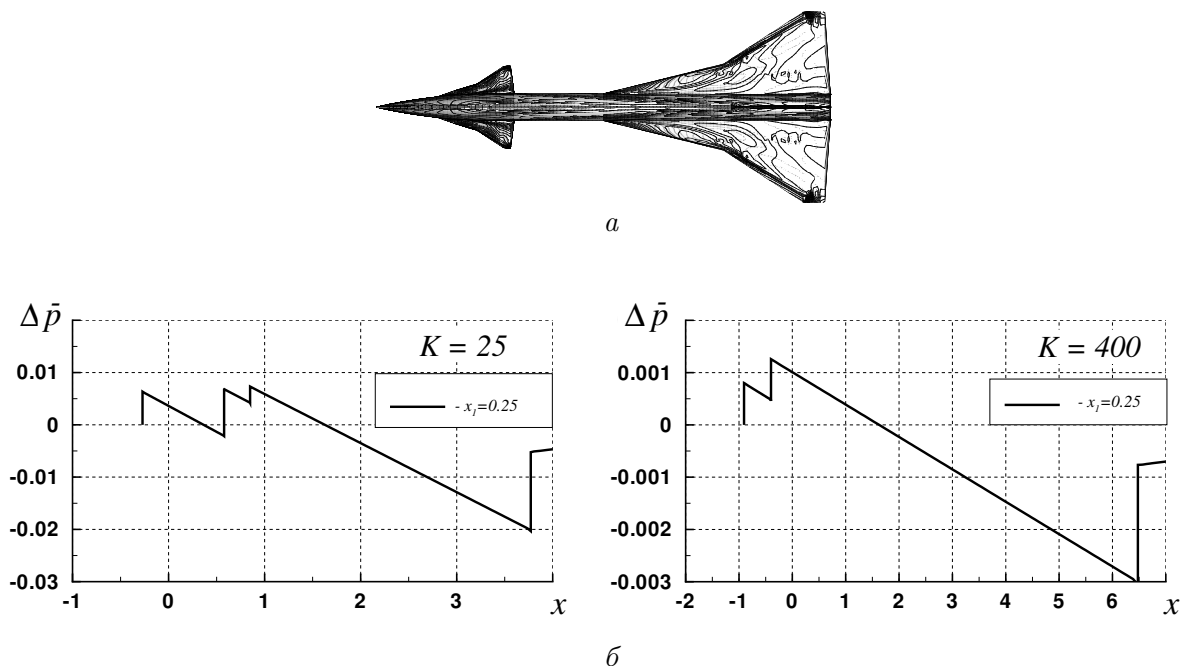


Рис. 4. Геометрия компоновки (а); профили избыточного давления на различных расстояниях (б); $\bar{S} = 0.1$, $\bar{x}_1 = 0.25$.

чего на профиле за головной ударной волной присутствует лишь одна промежуточная УВ ($K = 400$). При этом интенсивности головной и промежуточной ударных волн существенно меньше интенсивности головной ударной волны исходной компоновки.

Структура возмущенного потока при дальнейшем увеличении площади переднего крыла практически не меняется. На крейсерской высоте полета ($K = 400$) наблюдаются незначительные изменения интенсивностей головной и промежуточной ударных волн и немонотонность изменения расстояния между ними (рис. 5, $K = 400$, $\bar{S} = 0.3$).

При $\bar{S} \geq 0.5$ профиль давления на крейсерской высоте полета имеет форму, близкую к N -волне, которая сохраняется до $\bar{S} = 0.6$ (рис. 6, $K = 400$). На профиле давления компоновки $\bar{S} = 0.7$ вновь наблюдается промежуточная ударная волна, которая присутствует при дальнейшем увеличении площади переднего крыла вплоть до $\bar{S} = 1$.

Результаты исследования влияния перераспределения несущей поверхности по длине компоновки представлены для крейсерской высоты полета в виде зависимостей от относительной площади \bar{S} переднего крыла: величин перепадов статического давления $\Delta p = (p - p_\infty)$ [кг/м²] на головной и промежуточной ударных волнах, аэродинамического качества и безразмерного импульса положительной фазы профиля избыточного давления ($\bar{I}_+(\bar{S}) = \int_{x_u}^{x_0} \Delta \bar{P} d\bar{x}$), которые показаны на рис. 7.

Величины приведенных перепадов давления определены за отраженной УВ при коэффициенте отражения, равном 2. Анализ этих данных показывает, что снижение интенсивности ЗУ относительно исходной компоновки на крейсерской высоте полета обеспечивается в диапазоне $0.1 \leq \bar{S} \leq 1.0$ как за счет эффекта средней зоны, так и при N -образной форме профиля давления. При этом эффективность снижения интенсивности ЗУ сильно зависит от соотношения площадей переднего и заднего крыльев.

В диапазоне $\bar{S} = 0.1 \dots 0.4$ за счет эффекта средней зоны наблюдается существенное снижение уровня избыточного давления на головную ударную волну, достигающего 60 %

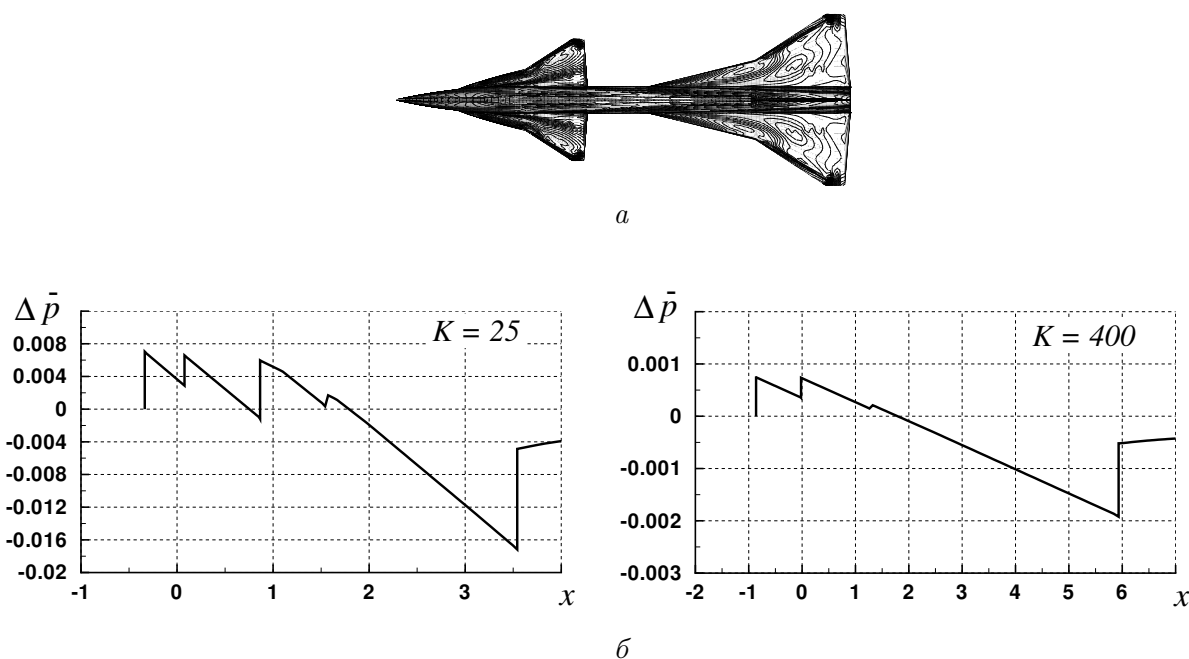


Рис. 5. Геометрия компоновки (а); профили избыточного давления на различных расстояниях от СПС (б); $\bar{S} = 0.3$, $\bar{x}_1 = 0.25$.

для значений $\bar{S} = 0.3 \dots 0.4$. Вместе с тем в этом диапазоне с увеличением \bar{S} уменьшается интенсивность промежуточной УВ, достигая минимума при $\bar{S} = 0.3$.

Значительное изменение параметров звукового удара реализуется в интервале изменения площади переднего крыла $0.4 < \bar{S} < 0.7$. Так, с увеличением до $\bar{S} = 0.5$ возрастает интенсивность головной ударной волны, а профиль давления трансформируется в N-образную форму, которая сохраняется до $\bar{S} = 0.6$ (см. рис. 6, а). Тем не менее возросшие уровни интенсивности головной ударной волны остаются ниже по сравнению с исходной компоновкой на 18 и 13% соответственно для $\bar{S} = 0.5$ и 0.6. Увеличение площади переднего крыла до $\bar{S} = 0.7$ приводит к формированию на профиле избыточного давления промежуточной УВ (см. рис. 6, б). Наблюдаемое при этом снижение уровня звуково-

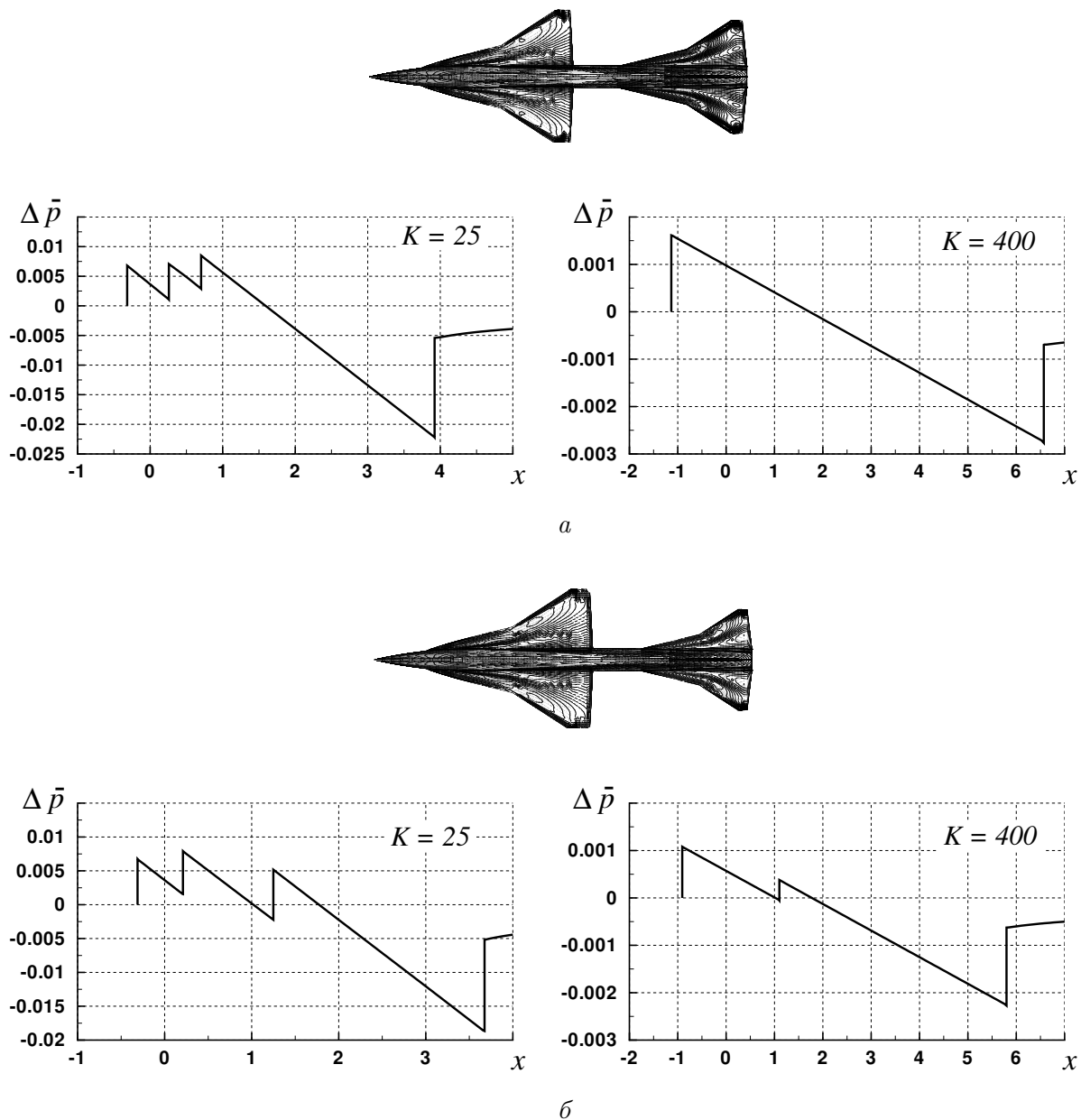


Рис. 6. Геометрия компоновки и профили избыточного давления на различных расстояниях от СПС: а — $\bar{S} = 0.6$; б — $\bar{S} = 0.7$, $\bar{x}_1 = 0.25$.

го удара обеспечивается за счет эффектов средней зоны. Изменение площади переднего крыла до $\bar{S} = 1$ приводит к непрерывному увеличению интенсивности головной ударной волны и снижению интенсивности промежуточной УВ. Характерной особенностью диапазона $0.7 \leq \bar{S} \leq 1$ является существенное уменьшение интенсивности промежуточной УВ, уровень которой заметно меньше, чем реализованные в диапазоне $0.1 \leq \bar{S} \leq 0.4$, что, очевидно, вызвано существенным уменьшением площади заднего крыла. Уровни снижения интенсивности головной ударной волны относительно исходной компоновки в данном диапазоне заметно ниже реализованных при $\bar{S} = 0.1 \dots 0.4$ и составляют от 42 до 23 %, что обусловлено существенным увеличением площади переднего крыла.

Необходимым условием при анализе результатов по управлению параметрами ЗУ является определение внесенных при этом изменений в аэродинамические характеристики рассмотренных компоновок относительно исходной конфигурации, в частности аэродинамического качества. Изменение аэродинамического качества в зависимости от \bar{S} , представленное на рис. 7, б, указывает на небольшое ($\approx 4\%$) его увеличение при $\bar{S} = 0.1$ с дальнейшим немонотонным снижением во всем рассмотренном диапазоне \bar{S} . Монотонность падения аэродинамического качества нарушается при $\bar{S} = 0.6$, где реализуется его локальный максимум. Дальнейшее увеличение площади переднего крыла ($\bar{S} > 0.6$), приводящее к появлению на профиле давления промежуточной УВ, практически не влияет на аэродинамическое качество, величины которого примерно на 27 % меньше, чем у исходной компоновки. Наибольший градиент падения аэродинамического качества с увеличением \bar{S} наблюдается в диапазоне $0.1 \leq \bar{S} \leq 0.4$, где реализуется максимальное снижение уровня звукового удара за счет эффектов средней зоны.

Одной из характеристик, определяющих степень воздействия ЗУ на окружающую среду, является величина импульса положительной фазы профиля давления (рис. 7, в). Вид-

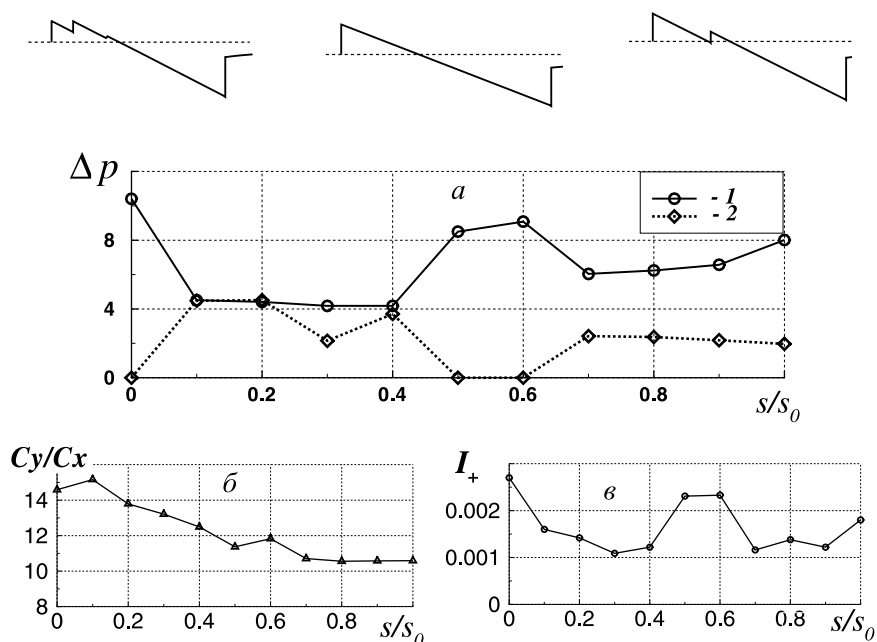


Рис. 7. Зависимость параметров звукового удара и аэродинамического качества от соотношения площадей несущих поверхностей $\bar{x} = 0.25$: а — 1 — головная УВ, 2 — промежуточная УВ; б — изменение аэродинамического качества; в — изменение импульса положительной фазы профиля.

но, что в области максимального снижения уровня ЗУ существенно уменьшается импульс избыточного давления, достигающего при $\bar{S} = 0.3$ локального минимума, величина которого на 60 % меньше, чем у исходной компоновки. В диапазоне $0.5 \leq \bar{S} \leq 0.6$, обеспечивающем на крейсерской высоте полета форму профиля, близкую к N-образной, величина возросшего импульса практически не меняется, оставаясь меньше на 15 % относительно исходной компоновки. В результате эффекта средней зоны для $\bar{S} = 0.7$ заметно снижение импульса практически до минимального уровня, обеспечиваемого компоновкой. Дальнейшее возрастание площади предельного крыла приводит к увеличению импульса с достижением при $\bar{S} = 1$ максимума, величина которого на 33 % меньше импульса, создаваемого исходной компоновкой.

Согласно полученным результатам, наиболее перспективной компоновкой в данной постановке задачи является вариант $\bar{S} = 0.1$, которая за счет эффекта средней зоны обеспечивает снижение интенсивностей головной и промежуточной ударных волн на 60 % и снижение на 41 % импульса положительной фазы волны ЗУ при незначительном увеличении аэродинамического качества по сравнению с исходной компоновкой. Минимальное воздействие на окружающую среду оказывает компоновка $\bar{S} = 0.3$, которая также за счет эффекта средней зоны обеспечивает снижение интенсивностей головной и промежуточной ударных волн и импульса положительной фазы волны ЗУ, соответственно составляющих 60, 79 и 60 %, но при этом аэродинамическое качество снижается на 9.5 % относительно исходной компоновки. Эффективность снижения уровня ЗУ компоновок, обеспечивающих на крейсерском режиме полета N-образный профиль волны ($\bar{S} = 0.5 \dots 0.6$), существенно ниже. Максимальное снижение интенсивности головной ударной волны и импульса при этом, реализуемое для $\bar{S} = 0.5$, составляет 18 и 15 % при снижении аэродинамического качества на 22 % относительно исходной компоновки.

Заключение

На основе численных исследований показано, что путем перераспределения подъемной силы по длине корпуса СПС можно существенно снизить параметры ЗУ как за счет эффектов средней зоны, так и при сохранении формы профиля, близкой к N-образной. Применительно к СПС весом 40 т, совершающему крейсерский полет на высоте 18 000 м, определена компоновка с $\bar{S} = 0.1$ и $\bar{x} = 0.25$, обеспечивающая за счет эффектов средней зоны максимальное снижение уровня звукового удара, составляющее 60 % при увеличении аэродинамического качества на 4 % относительно исходной компоновки.

Задачи численного моделирования обтекания тел многократно обсуждалась на научных семинарах, руководимых Н.Н. Яненко, который отмечал актуальность численных исследований аэродинамики летательных аппаратов и стимулировал их дальнейшее развитие.

Список литературы

- [1] Жилин Ю.Л. Влияние компоновки самолета, режима его полета и состояния атмосферы на интенсивность звукового удара // Тр. ЦАГИ. М., 1967. Вып. 1094. С. 14–22.
- [2] JONES L.B. Lower bounds for sonic bangs in the far field // Aeron. Quart. 1967. Vol. 18, pt 1. P. 1–21.

- [3] FERRI A., ISMAIL A. Report on sonic boom studies. Pt 1: Analysis of configurations // Second Conf. on Sonic Boom Research / Ed. by Schwarz. NASA SP-180. 1968. P. 73–88.
- [4] GEORGE A.R., SEEBASS R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks // AIAA J. 1971. N 10. P. 2091–2093.
- [5] SEEBASS R., GEORGE A.R. Sonic-boom minimization // J. of Acoustical Society of America. 1972. Vol. 51, N 2. P. 686–694.
- [6] WHITHAM G.B. The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. 1952. Vol. 5, N 3. P. 301–338.
- [7] WALKER F. The shock pattern of a wing-body combination far from the flight path // Aeron. Quart. 1958. Vol. 9, N 2. P. 164–194.
- [8] RAO P.S. Supersonic bangs // Aeron. Quart. 1956. Vol. VII, N 1–2.
- [9] ЖИЛИН Ю.Л. О звуковом ударе // Учен. зап. ЦАГИ. 1971. Т. II, № 3.
- [10] HAEYS W.D., HAEFELI R.C., KULSRUD H.E. Sonic Boom Propagation in a Stratified Atmosphere With Computer Program. NASA CR-1299. 1969.
- [11] PARKER M.A. The sonic boom problem // Aircraft Engng. 1968. Vol. 40, N 8. P. 30–38.
- [12] ВАСИЛЬЕВ Л.Е., ПОПОВ С.И., СВИЩЕВ Г.Р. Авиация XXI. Прогнозы и перспективы // Техника воздушного флота. 1994. Т. 68, № 1–2. С. 14–17.
- [13] MAKINO Y., AOYAMA T., IWAMIYA T. Numerical optimization of fuselage geometry to modify sonic-boom signature // J. Aircraft. 1999. Vol. 36, N 4. P. 668–674.
- [14] ЧИРКАШЕНКО В.Ф., ЮДИНЦЕВ Ю.Н. Развитие методики измерений параметров звукового удара в сверхзвуковых аэродинамических трубах. Новосибирск, 1983. (Препр. № 6–83 ИТПМ СО АН СССР).
- [15] ВОЛКОВ В.Ф., ЧИРКАШЕНКО В.Ф., ЮДИНЦЕВ Ю.Н. Влияние затупления тонкого тела на параметры звукового удара // Газодинамика и физическая кинетика. Новосибирск, 1974.
- [16] ЧИРКАШЕНКО В.Ф., ЮДИНЦЕВ Ю.Н. Параметры ударных волн от тел вращения в однородной атмосфере // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1984. Вып. 3. С. 16–21.
- [17] ВОЛКОВ В.Ф. Влияние распределения давления по крылу на параметры звукового удара // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 2. С. 99–102.
- [18] ВОЛКОВ В.Ф. Численное исследование пространственных течений в окрестности сложных конфигураций // Вычисл. методы и программирование. 2004. Т. 5. С. 62–73.

Поступила в редакцию 4 апреля 2006 г.