

**ВЛИЯНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО КРЫЛУ НА ПАРАМЕТРЫ ЗВУКОВОГО УДАРА** УДК 533.69.011.72

**В.Ф. Волков**

**Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,  
630090 Новосибирск**

Оценка параметров звукового удара (ЗУ), создаваемого сверхзвуковыми пассажирскими самолетами (СПС), и способы его снижения вдоль трассы полета остаются актуальными задачами. Существующие асимптотические методы [1-3] позволяют с удовлетворительной точностью на больших расстояниях от источника возмущения производить оценку ЗУ. Применение этих методов для простых тел (тел вращения) не вызывает затруднений. Для реального СПС эта задача остается сложной из-за необходимости учета взаимного влияния крыла, фюзеляжа и мотогондол. Поэтому широкое распространение получили методы определения интенсивности ЗУ в дальнем поле, основанные на пересчете параметров течения с контрольной поверхности, взятой в ближнем поле от СПС [4-7]. Параметры течения на ней определяются из численного решения задачи обтекания реальной конфигурации или с помощью испытания модели в аэродинамических трубах [6, 7]. Из оценок, сделанных в [8], интенсивность звукового удара, создаваемого СПС, в основном зависит от распределения нагрузки по крылу, которое можно получить из численных расчетов или из экспериментов [9, 10]. В данной работе на основе теории распространения слабых ударных волн [1, 2, 4] анализируется зависимость между распределением давления по поверхности крыла СПС ТУ-144 и интенсивностью ЗУ.

Эффект подъемной силы крыла учитывается потенциалом скорости, который имеет вид [3, 11]

$$\varphi = \frac{1}{4\pi q} \iint \frac{z(x-x')\Delta P(x', y') dx' dy'}{[(y-y')^2 + z^2]\{(x-x')^2 - \beta^2[(y-y')^2 + z^2]\}^{1/2}}.$$

Здесь  $q = 0,5\rho_\infty W_\infty^2$  — скоростной напор;  $\beta = (M_\infty^2 - 1)^{1/2}$ ;  $\Delta P = (P_n - P_v)$  ( $P_n, P_v$  — давление на наветренной и подветренной стороне крыла соответственно);  $M_\infty$  — число Маха набегающего потока.

На больших расстояниях  $r$  от крыла возмущенная составляющая скорости в направлении оси  $x$  определится как [3]

$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} = -\frac{F(t, \theta)}{(2\beta r)^{1/2}}, \tag{1}$$

где

$$F(t, \theta) = \frac{1}{2\pi} \frac{\beta \cos \theta}{2q} \int_0^t \frac{Y''(\tau, \theta) d\tau}{(t-\tau)^{1/2}};$$

$Y''(\tau, \theta) = \partial Y'(\tau, \theta) / \partial \tau$ ;  $Y'(\tau, \theta) = \int_{\gamma_1}^{\gamma_2} \Delta P(\alpha, \gamma) d\gamma$  — изменение подъемной силы в направлении

$$\tau = \alpha - \beta \sin(\theta)\gamma \quad (\alpha = x' - \Psi(\eta), \quad \gamma = y' - \eta, \quad \theta = \arctg(y/z)). \tag{2}$$

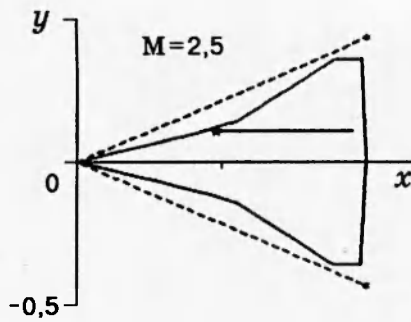


Рис. 1

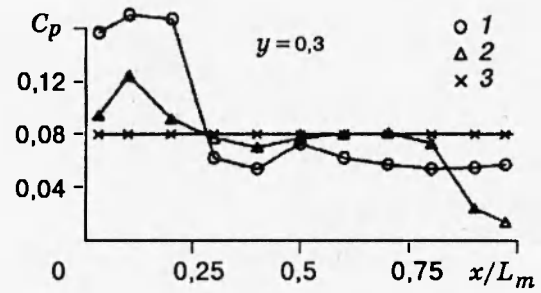


Рис. 2

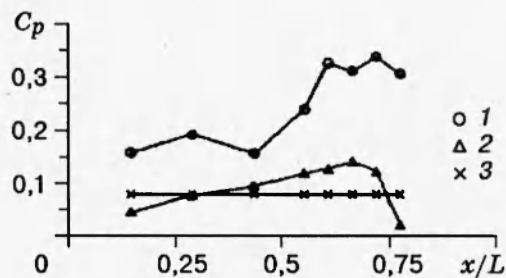


Рис. 3

Функции  $x = \Psi(\eta)$ ,  $y = \eta$  описывают переднюю кромку крыла, а координата  $y$  — боковое удаление от трассы полета. Характеристическая координата  $t = x - \Psi(\eta) - \beta r$  ( $r = (y^2 + z^2)^{1/2}$ ) ограничена неравенством  $t \geq \alpha - \beta \sin(\theta)\gamma$ . Пределы интегрирования  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  находятся как точки пересечения прямой (2) с кромкой крыла.

Для определения влияния характера распределения давления на поверхности крыла заданной геометрии в плане на параметры ЗУ были использованы следующие варианты данных при фиксированной подъемной силе: 1) результаты экспериментального исследования местных аэродинамических характеристик крыла СПС в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН [9]; 2) результаты численных исследований этого же крыла, взятые из работы [10]; 3) равномерно нагруженное крыло.

Форма крыла в плане показана на рис. 1. Крыло состоит из наплыва и базового крыла. Штриховой линией обозначен след конуса Маха на координатной плоскости  $Oxy$ .

На рис. 2 для трех вариантов представлены профили нагрузки  $\Delta C_p(\bar{x}) = C_{pн} - C_{pв}$  вдоль местной хорды крыла в сечении  $\bar{y} = 0,3$ . Здесь  $\bar{x} = x/L_m$ ;  $\bar{y} = y/L_r$ ;  $L_m$ ,  $L_r$  — длина местной хорды и полуразмах крыла;  $C_{pн}$ ,  $C_{pв}$  — коэффициенты давления на нижней и верхней поверхности. Начало координаты  $\bar{x}$  смещено в переднюю кромку крыла, и первые точки на кривых  $\Delta C_p(\bar{x})$  на рис. 2 соответствуют значениям  $\Delta C_p$  в окрестности передней кромки. На рис. 1 эта окрестность на линии  $\bar{y} = 0,3$  показана звездочкой. На рис. 2–5 точки 1–3 отвечают номерам вариантов.

Для профилей  $\Delta C_p(x)$  (рис. 2) основное отличие кривых 1–3 приходится на интервал  $\bar{x} < 0,2$ . Заметим, что аналогичный характер поведения кривых  $\Delta C_p(\bar{x})$  наблюдается и в других сечениях ( $\bar{y} = \text{const}$ ). Распределение нагрузки вдоль окрестности передней кромки представлено на рис. 3, где  $L$  — длина корневой хорды крыла.

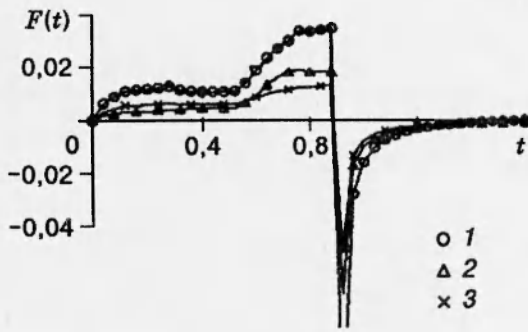


Рис. 4

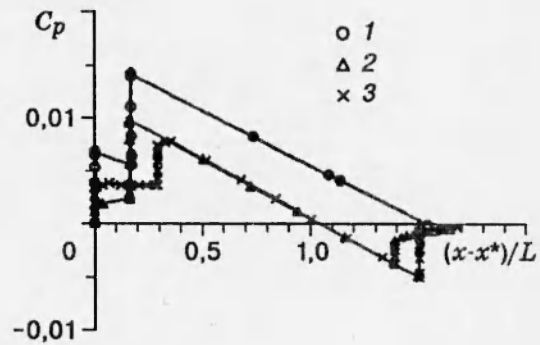


Рис. 5

На рис. 4 приведены функции  $F(t)$  для всех трех вариантов распределения локальных нагрузок на крыле. Характерные особенности кривой 3 при  $\Delta C_p = \text{const}$  на всей площади крыла определяются геометрией крыла в плане. Эти особенности наблюдаются и в кривых 1 и 2. При сопоставлении результатов на рис. 2–4 можно видеть, что расхождения значений функции  $F(t)$  кривых 1–3 соответствуют разнице величин локальных нагрузок в окрестности передних кромок крыла.

По линейной теории [11] коэффициент давления определяется соотношением  $C_p = -2u$ , которое совместно с (1) и уравнением линии Маха второго приближения

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

дает решение в виде деформированного профиля волны на расстоянии  $r$  от тела.

Неоднозначность решения в форме профиля волны устраняется путем введения разрывов, положение и интенсивность которых определяются по методам работ [1, 2].

По представленным на рис. 5 результатам расчета можно судить о влиянии на параметры профиля волны распределения давления на крыле. На рис. 5 даны три профиля волны давления на плоскости, отстоящей от плоскости крыла на расстоянии  $r = z/L = 10$  ( $x^*$  — координата головной ударной волны). Для рассматриваемых вариантов полей давлений на крыле заметно влияние характера нагрузок в окрестности передней кромки крыла. Это хорошо видно из сопоставления рис. 3 и 5. Первый профиль генерируется крылом, сильно возмущающим поток передними кромками крыла. Вторым профилем обусловлен слабым возмущением потока от передних кромок наплыва и сильным возмущением на кромках базового крыла, что снижает импульс положительной фазы профиля на 48%, а интенсивность головного скачка давления уменьшает на 28%. Передние кромки крыла мало возмущают поток для третьего профиля, что приводит к снижению значений импульса и интенсивности скачка на 50 и 30% по сравнению с первым профилем.

Результаты расчетов показывают, что форма профиля волны в ближней зоне в значительной степени определяется формой крыла в плане, параметры профиля волны и параметры ЗУ на больших расстояниях от тела зависят от характера распределения нагрузок по поверхности крыла.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Whitham G. B. The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. 1952. V. 5, N 3. P. 301–338.
2. Уизем Дж. Линейные и нелинейные волны. М.: Мир, 1977.
3. Walkder F. The shock pattern of a wing-body combination far from the flight path // Aeron. Quart. 1958. V. 9, N 2. P. 164–194.
4. Рыжов О. С. Затухание ударных волн в стационарных течениях // ПМТФ. 1961. № 6. С. 36–43.
5. Дулов В. Г., Рудаков А. И. Пространственные сверхзвуковые течения на больших расстояниях от тела конечного объема // ПМТФ. 1972. № 3. С. 77–83.
6. Затолока Е. Н., Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н. Система измерений параметров звукового удара в аэродинамических трубах с использованием ЭВМ. Новосибирск, 1983. (Препр. / СО АН СССР. ИТПМ; № 21).
7. Brodetsky M. D., Volkov V. F., Derunov E. K., Koshcheyev A. B. The far field sonic bang parameters study on the basis of the experimental data in the vicinity of supersonic passenger aircraft model // International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 1992. P. 19–22.
8. Morris J. An investigation of lifting effects on the intensity of sonic booms // J. of the Roy. Aeron. Soc. 1960. V. 64, N 598. P. 610–616.
9. Бродецкий М. Д., Кошечев А. Б., Черемухин Г. А. Экспериментальное исследование распределенных аэродинамических характеристик неплоских крыльев при сверхзвуковых скоростях // Исследования по аэродинамике неплоских крыльев. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1977. С. 144–159.
10. Бродецкий М. Д., Боковиков Ю. Г., Кошечев А. Б., Махнин А. М. Исследование аэродинамических характеристик неплоских крыльев при сверхзвуковых скоростях // Вопросы газодинамики. Новосибирск, 1975. С. 183–186.
11. Сирс У. Р. Общая теория аэродинамики больших скоростей. М.: Изд-во АН СССР, 1962.

*Поступила в редакцию 11/XI 1994 г.,  
в окончательном варианте — 5/XII 1994 г.*

---