

03

Сравнительный анализ влияния различных моделей подвода энергии на волновое сопротивление трансзвукового профиля

© С.М. Аульченко, В.П. Замураев, А.П. Калинина

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск
Новосибирский государственный университет
E-mail: zamuraev@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 23 января 2012 г.

Проведен сравнительный анализ эффективности использования различных моделей внешнего подвода энергии при трансзвуковых режимах обтекания крылового профиля. Установлено, что снижение сопротивления профиля не зависит от способа подвода энергии, а определяется только ее величиной. Конкретный вид модели влияет только на локальные характеристики течения.

Влияние энергоподвода на трансзвуковое обтекание крыловых профилей исследовалось в работах [1–6] и др. Однако сравнительный анализ эффективности применения различных моделей энергоисточника не проводился. В [3,4] при исследовании обтекания профилей потоком с числом Маха $M_\infty = 0.8–0.85$ при импульсно-периодическом внешнем подводе энергии использовалась модель источника энергии, названная моделью мгновенного объемного энерговклада: задавалась полная подводимая энергия, которая распределялась по соответствующей зоне равномерно. Такая модель приближенно соответствует, например, использованию электрического разряда [4]. Для некоторых других типов источников энергии, например лазерного излучения, необходимо использовать модель с учетом зависимости поглощаемой энергии от плотности газа [5,6]. Вместе с тем на борту летательных аппаратов основным источником энергии является топливо. Поэтому интерес представляет модель, в которой подвод энергии осуществляется в результате горения топлива (например, водорода).

В данной работе проведен сравнительный анализ эффективности применения трех моделей энергоисточника: с мгновенным объемным энерговыделением, с мгновенным массовым энерговыделением и модель, в которой подвод энергии эквивалентен тепловыделению при сгорании водорода в потоке воздуха, обтекающего профиль. В частности, исследуется зависимость волнового сопротивления профилей от используемой модели источника энергии.

В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики идеального газа с источниковым членом в уравнении энергии

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{Q},$$

$$\mathbf{U} = (\rho, \rho u, \rho v, e), \quad \mathbf{F} = (\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, u(p + e)),$$

$$\mathbf{G} = (\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, v(p + e)), \quad \mathbf{Q} = (0, 0, 0, q).$$

Здесь оси координат x , y направлены соответственно вдоль хорды профиля и перпендикулярно ей и отнесены к ее длине b (координата x отсчитывается от носка профиля); время t отнесено к b/a_0 , компоненты скорости газа u , v и скорость звука a — к a_0 , плотность ρ — к ρ_0 ; давление p и полная энергия единицы объема газа e безразмерены параметром $c_0 a_0^2$; мощность q , подводимая к единице объема газа, отнесена к величине $c_0 a_0^3/b$; p_0 , a_0 — размерные давление и скорость звука в набегающем потоке; ρ_0 определяется из условия $p_0 = c_0 a_0^2$. При импульсном периодическом подводе энергии величина q определяется выражением $q = \Delta e f(t)$, где $f(t) = \sum_i \delta(t - i\Delta t)$; $\delta(t)$ — импульсная функция Дирака; Δt — период подвода энергии; Δe — энергия, подводимая к единице объема газа.

Система уравнений дополняется краевыми условиями на границах расчетной двухсвязной области, представляющей собой прямоугольник с внутренней границей, соответствующей контуру рассматриваемого крылового профиля. На левой, верхней и нижней границах этой области ставятся условия невозмущенного потока, на правой границе — „мягкие“ условия, на конуре профиля — условие непротекания.

Для численного решения сформулированной задачи используется конечно-объемная схема, уменьшающая полную вариацию. В рассматриваемой модели течения импульсный подвод энергии осуществляется

мгновенно, при этом изменения плотности газа и его скорости не происходит, увеличивается плотность энергии газа e в зоне ее подвода на величину Δe (соответственно увеличиваются температура и давление газа). Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений проводится в промежутках между моментами подвода энергии.

Энергия подводится в тонкой зоне, прилегающей к профилю перед невозмущенным положением замыкающего скачка уплотнения. При использовании модели источника с мгновенным объемным энерговыделением задавалась средняя за период подводимая мощность ΔN , так что при энергоподводе увеличение плотности энергии Δe равнялось $\Delta e = \Delta N / \Delta t / \Delta S$, где ΔS — площадь зоны подвода энергии. Во второй модели источника задавалась удельная мощность N (подвод энергии пропорционален локальной плотности газа), в результате чего увеличение плотности энергии $\Delta e = \rho N / \Delta t$. В третьей модели величина подводимой мощности q (средней за период при периодическом ее подводе) определяется из сравнения с мощностью, выделяющейся при полном сгорании водорода. Это дает интегральное уравнение для нахождения q

$$\int_t^{t+\Delta t} dt \int_{x_1}^{x_2} \int_0^{y_0(x)} q dy dx = \int_0^{y_0(x_1)} \rho u dy \frac{1}{a} Q \Delta t,$$

где x_1 и x_2 — границы зоны энергоподвода по x (левой и правой соответственно), $y_0(x)$ — верхняя граница зоны по y (она же толщина зоны); ρ и u — параметры потока на входе в зону энергоподвода; величина $Q = Hu/a_0^2$ (Hu — калорийность водорода) задается; a — коэффициент избытка воздуха.

Рассматривается обтекание симметричного профиля NASA-0012 под нулевым углом атаки при $M_\infty = 0.85$. Достижение периодического решения устанавливается по среднему значению коэффициента сопротивления профиля C_x .

Использование первой модели источника оправдано, если в пределах зоны энергоподвода состояние газа однородное. В противном случае необходимо пользоваться другой моделью источника. Это позволяет избежать ситуации, когда энергия должна подводиться в вакуум, который может возникнуть из-за разлета газа после предыдущего подвода

Значения коэффициента сопротивления профиля для разных моделей источника энергии при подводимой мощности $\Delta N \approx 0.02$ и $\Delta N \approx 0.04$

Модель источника	ΔN	C_x
Равномерный подвод ΔN в объем	0.02	0.0181
	0.0399	0.0094
Подвод, пропорциональный плотности	0.02001	0.0183
	0.0400	0.0096
Подвод, эквивалентный горению водорода	0.01996	0.0182
	0.0399	0.0096

энергии. В [3,4] при использовании первой модели для подводимой мощности $\Delta N = 0.02$ с периодом $\Delta t = 0.05$ в зоне с координатами $x = 0.433-0.528$ и в случае второй модели [5] при том же периоде и той же зоне для задаваемой удельной мощности $N = 400$, что давало близкое значение полной мощности $\Delta N = 0.02$ ($\Delta N = \int \rho N dS$, где интегрирование проводится по зоне энергоподвода), значения коэффициента сопротивления получились практически одинаковые (различие 4%). Такой результат оправдывал использование первой модели энергоисточника. Однако целью исследований [5] было изучение резонансных явлений, и факту близких значений коэффициента сопротивления при одной и той же подводимой мощности не было придано значение.

Дальнейшие исследования с применением третьей модели энергоисточника показали, что полученный выше результат не случаен. В таблице приведены значения подводимой мощности и коэффициента сопротивления для трех перечисленных моделей энергоисточника. Подвод энергии осуществлялся с периодом $\Delta t = 0.1$ в зоне с координатами $x = 0.3375-0.3468$ (непосредственно за миделем, где не возмущенный энергоподводом поток сверхзвуковой). Приведенные значения полной подводимой мощности ΔN и значения коэффициента сопротивления C_x получены в результате осреднения по интервалу времени, кратному периоду. При использовании моделей задавались: для модели 1 — $\Delta N = 0.02$ (0.04), для 2 — $N = 240$ (397), для 3 — $Q/a = 20.18$ (34.89). Считалось, что полет происходит на высоте 10 km и, следовательно, $Q = 40.37$.

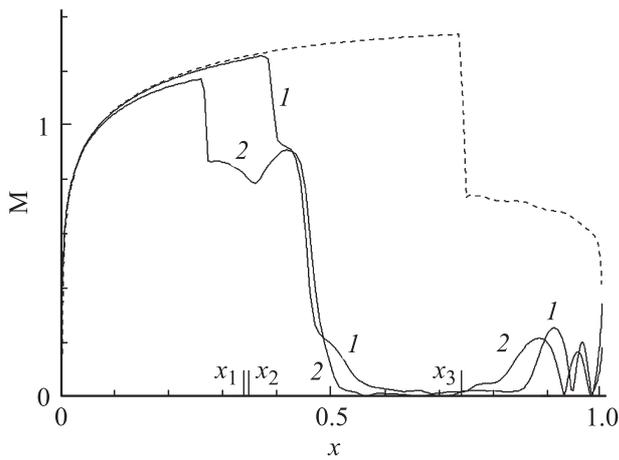


Рис. 1. Распределение числа Маха по контуру профиля для третьей модели энергоисточника. Кривая 1 — для подводимой мощности $\Delta N = 0.02$, кривая 2 — для $\Delta N = 0.04$, пунктирная линия — распределение числа Маха без энергоподвода; x_1, x_2 — границы зоны энергоподвода, x_3 — положение невозмущенного скачка уплотнения.

На рис. 1 приведено распределение числа Маха по контуру профиля для третьей модели энергоисточника при подводимой мощности $\Delta N = 0.02$ и $\Delta N = 0.04$ (соответственно кривые 1 и 2 для момента времени непосредственно перед подводом энергии). Положение невозмущенного подводом энергии замыкающего скачка уплотнения определяется координатой $x_3 \approx 0.74$. Из рисунка видно, что при $\Delta N = 0.02$ структура течения успевает частично восстановиться перед следующим подводом энергии. Замыкающий скачок уплотнения хотя и смещается вверх по потоку (и притом значительно), но даже не достигает зоны подвода энергии. Число Маха в зоне энергоподвода больше 1.2, и за промежуток времени, равный периоду, относительно небольшое возмущение сносится на расстояние вдоль контура $\Delta x \approx 0.12$, что на порядок больше размера зоны. При $\Delta N = 0.04$ структура течения не успевает восстановиться за период. Замыкающий скачок уплотнения устанавливается вверх по потоку от зоны.

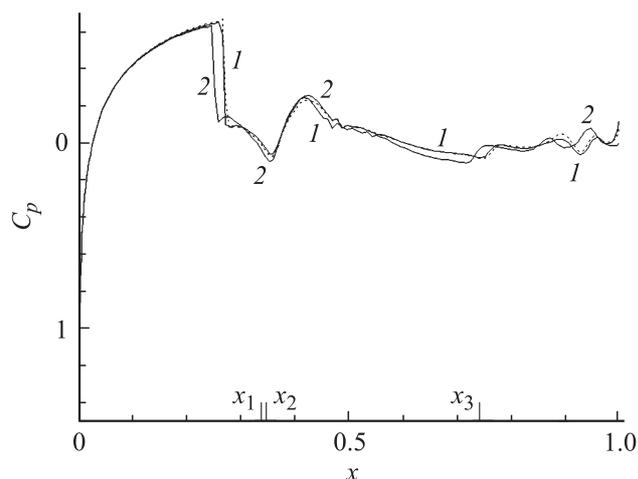


Рис. 2. Распределение коэффициента давления по контуру профиля для трех моделей энергоисточника при $\Delta N = 0.04$. Кривая 1 — объемный энергоклад, 2 — массовый энергоклад, пунктирная линия — энергоклад, пропорциональный тепловыделению при горении. x_1, x_2, x_3 те же, что на рис. 1.

На рис. 2 приведено распределение коэффициента давления по контуру профиля для трех моделей энергоисточника при $\Delta N = 0.04$. Видно, что положение замыкающего скачка и его интенсивность близки для первой и третьей моделей, но отличаются от второй.

Как видно из таблицы, при использовании всех трех моделей практически одинаковым значениям подводимой мощности отвечают близкие значения коэффициента волнового сопротивления профиля. Это означает, что снижение сопротивления профиля не зависит от способа подвода энергии, а определяется только ее величиной. Конкретный вид модели влияет только на локальные характеристики течения. Выбор конкретной модели должен определяться степенью поглощения энергии, запасенной на борту летательного аппарата, в зоне ее подвода. Результаты [5] показывают, что в случае второй модели (например, при использовании лазерного излучения) поглощаемая энергия существенно зависит от частоты.

Список литературы

- [1] Головизнин В.П., Красовская И.В. // ЖТФ. 1999. Т. 69. В. 5. С. 15–19.
- [2] Стародубцев М.А. // Учен. зап. Центр. аэрогидродинамического ин-та. 2007. Т. 38. № 1/2. С. 36–40.
- [3] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 1. С. 6–11.
- [4] Аульченко С.М., Замураев В.П., Знаменская И.А., Калинина А.П., Орлов Д.М., Сысоев Н.Н. // ЖТФ. 2009. Т. 79. В. 3. С. 17–27.
- [5] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2010. Т. 36. В. 12. С. 8–15.
- [6] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ЖТФ. 2011. Т. 81. В. 11. С. 13–22.