

КОЛЕБАНИЯ ТРЕУГОЛЬНОГО КОНИЧЕСКОГО КРЫЛА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

С помощью метода разложения по малым параметрам [1] определяются коэффициенты аэродинамических производных момента тангажа при гиперзвуковом обтекании колеблющегося тонкого конического крыла. Рассмотрены плоское треугольное крыло и коническое крыло, для которого сечение поверхности ударной волны при стационарном гиперзвуковом обтекании представляет собой гиперболу [2].

1. Пусть тонкое треугольное крыло расположено в гиперзвуковом потоке под углом атаки α . Ударная волна полагается присоединённой к боковым кромкам крыла. Газ идеальный и совершенный с отношением теплоёмкостей γ . Скорость набегающего потока V_∞ , а число $M_\infty \gg 1$. Плоскость Oxz декартовой системы координат $Oxyz$ проходит через боковые кромки крыла, а начало координат находится в вершине крыла. Крыло и все параметры течения полагаются симметричными относительно плоскости Oxy .

Малый параметр ϵ , характеризующий отношение плотностей при переходе газа через сильную ударную волну, которая образуется при обтекании нижней поверхности крыла, определяется по формуле

$$\epsilon = \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_\infty^2 \sin^2 \alpha} \ll 1. \quad (1)$$

Конические безразмерные переменные вводятся по формулам

$$\eta = y(\epsilon x \operatorname{tg} \alpha)^{-1}, \quad \zeta = z(\epsilon^{1/2} x \operatorname{tg} \alpha)^{-1}. \quad (2)$$

Поверхность крыла и поверхность ударной волны в конических переменных будут описываться соответственно соотношениями

$$\eta = \eta_w(\zeta), \quad \eta = \eta_s(\zeta), \quad |\zeta| \leq \zeta_k, \quad (3)$$

где $\zeta = \pm \zeta_k$ соответствует кромкам крыла.

С помощью метода разложения по малому параметру ϵ различными авторами решено большое количество задач о гиперзвуковом обтекании тел. В частности, в [2, 3] построено аналитическое решение для главных членов разложения при обтекании тонкого крыла, когда сечение поверхности ударной волны имеет форму гиперболы, т. е.

$$\eta = \eta_s(\zeta) = A - B\sqrt{1 + \beta^2 \zeta^2}. \quad (4)$$

Чтобы ударная волна была присоединённой, положительные константы A, B, β должны удовлетворять неравенству

$$A > B\sqrt{1 + 4\beta^2}. \quad (5)$$

В [2, 3] получены формулы для определения формы поверхности крыла и распределения давления на нём. В [2] приведены результаты рас-

чётов для определения формы поверхности крыла и распределения давления на ней для различных значений констант A, B, β . Изменяя значения указанных трёх констант можно получить разнообразные формы поверхностей крыла и главные члены разложения параметров течения при гиперзвуковом обтекании таких крыльев.

В [4] определение главных членов разложения решения задачи о гиперзвуковом обтекании плоского треугольного крыла сведено к решению краевой задачи для обыкновенного дифференциального уравнения третьего порядка.

2. Пусть тонкое треугольное коническое крыло, расположенное в гиперзвуковом потоке под углом атаки α , совершает малые колебания вокруг оси, параллельной оси Oz и расположенной в плоскости Oxz от оси Oz на расстоянии hb , где b – длина крыла в направлении оси Ox .

В [1] с помощью разложения по малым параметрам показано, что в этом случае коэффициенты аэродинамических производных моментов тангажа m_θ и m_ω , где θ – угол отклонения крыла от стационарного положения, ω – угловая скорость отклонения крыла, выражаются через $\eta_s(\zeta)$ и $\eta_w(\zeta)$ по формулам

$$\frac{m_\theta}{2 \sin 2\alpha} = - \left[\frac{2}{3} - h + k^2 \left(-\frac{1}{5} + \frac{h}{2} - \frac{h^2}{3} \right) G \right],$$

$$\frac{m_\omega}{2 \sin 2\alpha} = - \left[\frac{1}{2} - \frac{4}{3} h + h^2 + \left(\frac{1}{2} - \frac{2}{3} h \right) G \right], \quad (6)$$

$$G = \frac{1}{\zeta_k} \int_{-\zeta_k}^0 [\eta_s(\zeta) - \eta_w(\zeta)] d\zeta, \quad k = \frac{\omega b}{V_\infty \cos \alpha}, \quad (7)$$

где k – безразмерная частота колебаний.

3. По формулам (6), (7) проводились расчёты для гиперзвукового обтекания колеблющегося плоского крыла для случая $\alpha=20^\circ$, $\zeta_k=4.5$, $\gamma=1.4$, $k=0.25; 0.5; 1.0$. Результаты расчётов представлены в таблице коэффициентов аэродинамических производных момента тангажа.

h	m_θ $k=0.25$	m_θ $k=0.5$	m_θ $k=1.0$	m_ω
0.0	-0.8490	-0.8248	-0.7279	-0.9657
0.1	-0.7223	-0.7037	-0.6295	-0.7641
0.2	-0.5954	-0.5816	-0.5267	-0.5882
0.3	-0.4681	-0.4585	-0.4197	-0.4380
0.4	-0.3407	-0.3342	-0.3084	-0.3135
0.5	-0.2129	-0.2089	-0.1927	-0.2148
0.6	-0.0849	-0.0825	-0.0728	-0.1417
0.7	0.0434	0.0450	0.0515	-0.0949
0.8	0.1719	0.1736	0.1800	-0.0727
0.9	0.3008	0.3032	0.3129	-0.0768
1.0	0.4299	0.4339	0.4501	-0.1066

Расчёты, проведённые для треугольных крыльев с различными формами поверхности, в частности, для $A=1.5$, $B=0.5$, $\beta=0.5$, $A=4.5$, $B=1.5$, $\beta=1.0$ и для других случаев, дали значения коэффициентов аэродинамических производных, близкие к значениям, указанным в таблице коэффициентов. Это связано с тем, что для тонких треугольных крыльев с произвольной формой поверхности согласно закону сохранения массы в первом приближении $G=0.5$ в случае, когда при гиперзвуковом обтекании ударная волна оказывается присоединённой к боковым кромкам. Распределение нестационарной добавки давления на колеблющемся в гиперзвуковом потоке крыле с присоединённой к боковым кромкам ударной волной вычисляется по формулам работы [3]. Из этих формул видно, что распределение нестационарной добавки давления на поверхности крыла существенно зависит от формы поверхности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Hui W. H., Hemdan H. T. Unsteady and steady aerodynamic force of slender delta wings according to thin shock layer theory // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1977. Vol. 23, № 4. P. 238 – 251.
2. Сапунков Я. Г. Пример приближённого аналитического решения задачи о гиперзвуковом обтекании треугольного крыла // Аэродинамика: Нелинейные проблемы: Межвуз. сб. науч. тр. Саратов: Изд-во Саратов. ун-та, 1997. Вып. 14(17). С. 84 – 91.
3. Сапунков Я. Г. Стационарное и нестационарное гиперзвуковое обтекание конического крыла // Аэродинамика: Ударно-волновые процессы: Межвуз. сб. науч. тр. Саратов: Изд-во Саратов. ун-та, 2001. Вып. 15(18). С. 53 – 60.
4. Сапунков Я. Г. К задаче о гиперзвуковом обтекании плоского треугольного крыла // Аэродинамика: Плоские и осесимметричные течения жидкости: Межвуз. сб. науч. тр. Саратов: Изд-во Саратов. ун-та, 1988. Вып. 11(14). С. 42 – 50.

УДК 533.6011

Я. Г. Сапунков, Г. П. Шиндяпин, В. А. Поршнев, О. Н. Федоренко

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ*

В статье исследуется движение детонационной волны и продуктов детонации в камере детонационного двигателя. Камера представляет собой трубу постоянного сечения S , конечной длины l , закрытую с одного конца и заполненную взрывчатой смесью.

1. Постановка задачи. Детонационная волна создаётся у закрытого конца камеры и распространяется по взрывчатой смеси к открытому её концу. Требуется определить распределение газодинамических параметров

* Работа выполнена при поддержке Министерства образования РФ, научно-технической программы, проект № 01.01.030.