

Подъемная сила и положение фокуса волнолетов
при малых скоростях полета.

Волнолёты относятся к сверх- и гиперзвуковым летательным аппаратам, которые обладают более благоприятными аэродинамическими характеристиками, чем летательные аппараты традиционных форм [1,2]. Наряду с имеющимися обширными численными и экспериментальными исследованиями волнолетов разных конфигураций при больших числах Маха представляется целесообразным провести оценку их несущих характеристик при малых скоростях полета, соответствующих режимам взлета и посадки.

1. Практически все конфигурации волнолетов относятся к так называемым "тонким" телам, характеризующихся тем, что их поперечные размеры малы по сравнению с длиной. Поэтому для оценки аэродинамических характеристик таких конфигураций можно воспользоваться теорией тонкого тела. В рамках этой теории получены следующие формулы для расчета несущих свойств (производной коэффициента подъемной силы по углу атаки) и положения фокуса относительно носка конфигурации в долях ее длины [3]:

$$C_{y_a}^{\alpha} = \frac{2m_0}{\rho S}, \quad \bar{x}_F = 1 - \frac{1}{m_0 L} \int_0^L m(x) dx,$$

где $m(x)$ - присоединенная масса поперечных сечений по длине конфигурации, $0 \leq x \leq L$, m_0 - значение присоединенной массы на донном срезе ($x=L$), S - характерная площадь (площадь в плане). Рассматриваются конфигурации без протока и поэтому в носовой части $m(0)=0$.

Согласно формулам для расчета производной $C_{y_a}^{\alpha}$ необходимо знать величину присоединенной массы только на донном срезе, тогда как для определения положения фокуса - значения присоединенных масс во всех поперечных сечениях по длине конфигурации.

Нетрудно заметить, что у конических и пирамидальных тел, линейные размеры поперечных сечений которых меняются по длине пропорционально продольной координате x , а значения присоединенных масс равны $m(x)=m_0(x/L)^2$, фокус располагается на $2/3$ длины. Выбирая соответствующий закон изменения поперечных сечений, можно получить требуемое положение фокуса относительно центра масс конфигурации.

Применим формулы к определенному классу волнолетов. Значения присоединенных масс поперечных сечений определялись численными методами, разработанными на кафедре аэрогидродинамики ХАИ.

2. Пирамидальные конфигурации с V-образным поперечным сечением (волнолеты с одним плоским скачком).

Геометрическими параметрами поперечного сечения на донном срезе являются: размах l , угол раскрытия верхних граней 2β и относительная толщина в плоскости симметрии $\bar{c}=t/l$, где t - расстояние между верхней и

нижней поверхностями. При $\bar{c} = 0.5ctg\beta$ нижняя поверхность становится плоской и конфигурация принимает вид трехгранной пирамиды; значениям $c=0$ соответствуют V-образные тонкие крылья.

Несущие свойства конфигураций Cy_a^α сравниваются с характеристикой $Cy_{a\text{кр}}^\alpha$ плоского треугольного крыла, одинаковой площади в плане: $\bar{C}y_a^\alpha = Cy_a^\alpha / Cy_{a\text{кр}}^\alpha$. Результаты расчетов для конфигураций с углами раскрытия $\beta = \frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{4}$ и $\frac{\pi}{3}$ при различных относительных толщинах ($0 \leq \bar{c} \leq 0.5ctg\beta$) представлены на рис. 1.

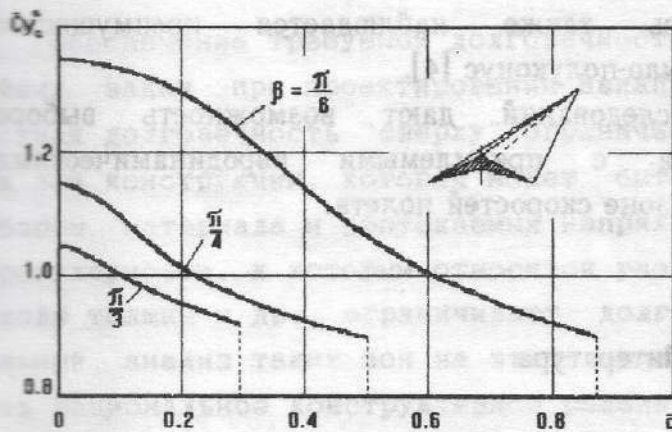


Рис. 1.

С увеличением относительной толщины, что соответствует увеличению объема несущие характеристики конфигураций снижаются. Имеется диапазон изменения параметра \bar{c} , при котором подъемная сила конфигурации выше, чем у плоского треугольного крыла. С увеличением угла раскрытия 2β несущие характеристики конфигурации понижаются. Аналогичные результаты получены и на гиперзвуковом режиме обтекания

волнолетов [2].

3. Конфигурации с несущими поверхностями и корпусом.

Рассмотрены следующие формы (Рис. 2): плоское крыло с полуконусом (позиция 1), с пирамидальным корпусом в основании прямоугольный треугольник (позиция 2), V-образное крыло с углом раскрытия, равным $\frac{\pi}{2}$, и коническим сектором (позиция 3). Конфигурации 1 и 3 относятся к волнолетам с одним коническим скачком, конфигурация 2 - волнолету с двумя плоскими скачками.

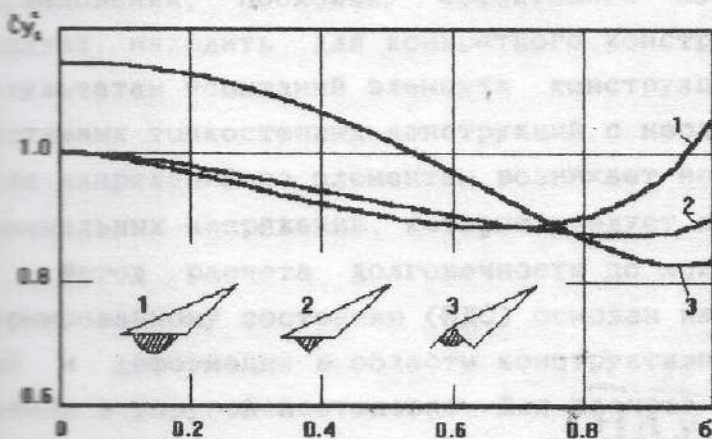


Рис. 2.

Результаты расчетов показывают, что несущие характеристики конфигураций 1 и 2 получаются меньшими, чем плоского треугольного крыла равновеликого по площади в плане, практически во всем диапазоне изменения параметра \bar{c} . При этом до $\bar{c}=0.7$ несущие характеристики этих конфигураций

практически совпадают (на рис. 2 параметр σ есть отношение ширины корпуса к размаху крыла для конфигураций 1 и 2 и отношение радиуса конического сектора к полуразмаху V-образного крыла в плане для конфигурации 3). При $\sigma=1$ значения $C_{y_a}^{\alpha}$ определяются изолированным корпусом, что приводит к некоторому увеличению несущей характеристики для конфигураций 1 и 2.

Подъемная сила системы V-образное крыло с коническим сектором (конфигурация 3) при значениях $\sigma \leq 0.5$ получается большей, чем у плоского треугольного крыла.

Снижение несущих характеристик с увеличением параметра σ , что соответствует увеличению объема корпуса, имеет место и на расчетном режиме гиперзвуковых скоростей. Здесь также наблюдается преимущество конфигурации 3 перед системой крыло-полуконус [4].

Результаты настоящих исследований дают возможность выбора рациональной формы волнолета с приемлемыми аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне скоростей полета.

Литература

1. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. -М.: Машиностроение, 1983. -656с.
2. Аэродинамика ракет : в 2-х кн. Кн.1. Пер. с англ./Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. -М.: Мир, 1989. -426с.
3. Журавлев В.Н., Кулешов В.И., Холякко В.И. Несущие характеристики крыла малого удлинения с корпусом (в настоящем сборнике).
4. Швец А.И. Сверхзвуковые летательные аппараты. -М.: Изд-во Моск. ун-та, 1989. -240с.

