

Ледянкин М.А., Батраков А.С.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ
НОСОВОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) отличаются разнообразием областей применения. Особое развитие беспилотных летательных аппаратов (ЛА) наблюдается в военной отрасли. БПЛА используются для наблюдения, сбора информации, в качестве мишеней и для нанесения ударов. Реализация столь большого разнообразия задач преимущественно осуществляется за счет применения соответствующей электронной аппаратуры. В некоторых случаях габариты, условия эксплуатации и другие параметры применяемой аппаратуры существенно влияют на аэродинамический облик ЛА. Так, в частности, для ракет баллистического типа с самонаведением на конечном участке полета необходимы оптические датчики. Конструктивные особенности и требование обеспечения оптической прозрачности по существу определяют облик головного отсека ЛА [1]. При этом могут пострадать аэродинамические характеристики ЛА. Для рационального проектирования необходимо иметь оценки аэродинамического сопротивления головного отсека и пути по возможному его уменьшению. Поэтому целью данной работы является параметрическое исследование влияния формы головного отсека ЛА на аэродинамические характеристики.

Метод исследования

Оценка аэродинамического сопротивления головного отсека ЛА выполняется с помощью средств вычислительной аэродинамики. Численная модель основана на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Для замыкания системы уравнений используется модель турбулентности Спаларта – Аллмараса. Дискретизация по пространству осуществлялась на базе многоблочной структурированной гекса-сетке. Расчетные сетки строились в программном продукте ICEM CFD, а расчеты выполнялись в программном пакете ANSYS FLUENT. Для упрощения модели расчеты проводились в двумерной стационарной постановке.

Анализ сеточной чувствительности

В качестве предварительного исследования выполнен анализ чувствительности результатов расчета к параметрам расчетной сетки. Рассматривается обтекание прямого

уступа (рис. 1) сверхзвуковым потоком под нулевым углом атаки с начальными параметрами: число Маха $M=1,3$, температура $T=300K$. Границы расчетной области удалены от объекта исследования на $10m$, что соответствует 100 характерным размерам (высота уступа). Для построения расчетной сетки использовалась многоблочная структура. В области исследуемого уступа выполнено сгущение сетки (рис. 2). Минимальный размер ячеек составлял $0,0001m$. Фактор роста $1,1$ и закон распределения Bi-geometric.

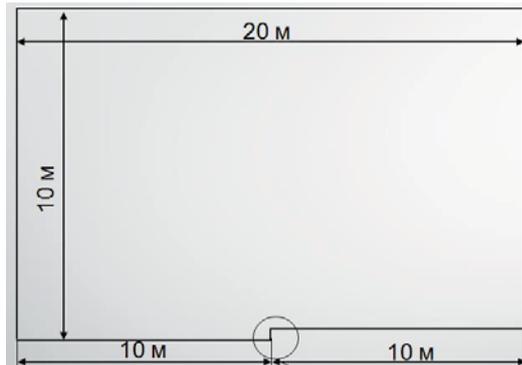


Рис. 1. Расчетная область

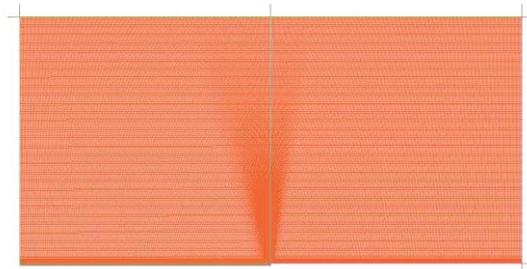


Рис. 2. Расчетная сетка

Для анализа выполнены расчеты на трех сетках, отличающихся количеством ячеек. Результаты вычислений представлены в табл. 1. В таблице представлены температура, давление, скорость потока за скачком уплотнения и в точке торможения.

Таблица 1 – Результаты численного моделирования для различных сеток

Вариант	P_0/P_1	T_0	P/P_1	T/T_1	V/V_1	ρ/ρ_1	C_{xa}
1 сетка	2,70	401,126	1,589	1,287	0,5895	1,901	1,3208
2 сетка	2,70	401,125	1,554	1,267	0,5997	1,898	1,3234
3 сетка	2,71	401,125	1,521	1,234	0,6125	1,862	1,3283
Теория	2,71	401,195	1,515	1,2	0,66	1,8	

Из анализа полученных данных следует, что сетка под номером 3 показывает наиболее точные результаты, которые ближе всего соответствуют теоретическим данным. Одной из причин различия результатов является степень разрешения скачка уплотнения (рис. 3). Из проведенного анализа следует, что для получения качественной расчетной сетки необходимо повысить ее густоту в области скачка уплотнения, а в дальней области количество ячеек можно сократить для экономии вычислительных ресурсов.

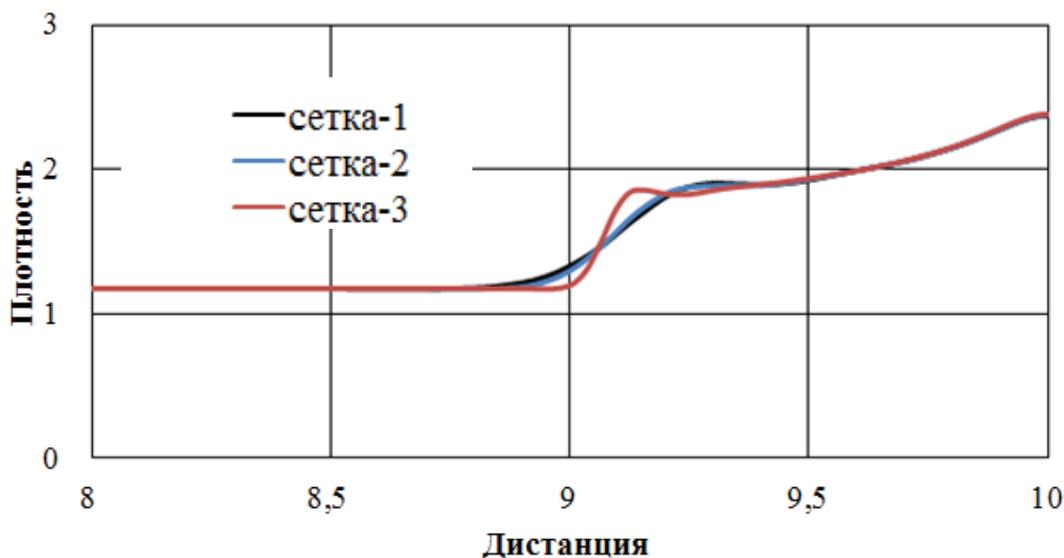


Рис. 3. Скачок уплотнения

Обтекание головной части ЛА в форме клина

В качестве объекта рассматривается тот же уступ, дополненный наклонной гранью (рис. 4). Угол наклона изменялся в диапазоне от 3 до 90 градусов. В результате исследования получена зависимость коэффициента сопротивления головного отсека от угла наклона (рис. 5).

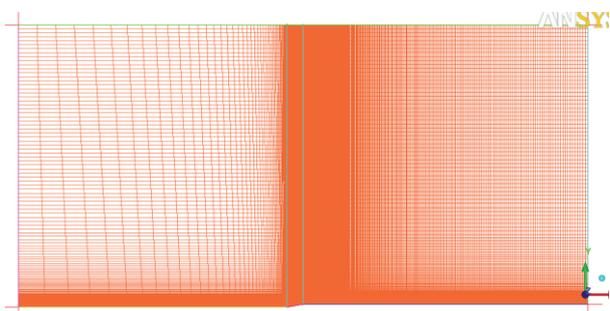


Рис. 4. Расчетная сетка для уступа с наклоном

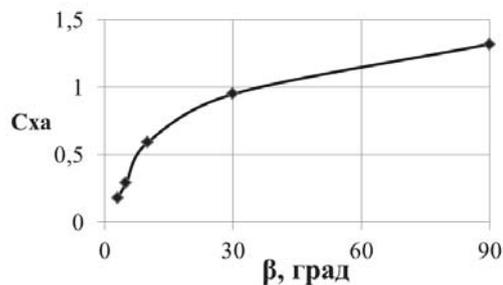


Рис. 5. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла наклона носовой части

Зависимость является монотонной, так как при данных условия обтекания практически для всех конфигураций наблюдается прямой скачок уплотнения. Однако делать слишком малые углы раствора клина нецелесообразно с точки зрения конструкции.

Обтекание головной части ЛА в форме кривой Ламе

Исходя из конструктивных соображений, длина головного отсека ЛА ограничена. При заданных ограничениях вопрос об оптимальных обводах головного отсека ЛА остается открытым. Для анализа было предложено использовать уравнение Ламе, которое представляет собой эллипс, с показательной степенью кривизны отличной от 2:

$$\left(\frac{x}{a}\right)^n + \left(\frac{y}{b}\right)^n = 1.$$

Изменение показателя n приводит к изменению геометрии головного отсека ЛА (рис. 6). В результате численного моделирования получена зависимость коэффициента сопротивления головного отсека ЛА от показателя степени кривизны (рис. 7).

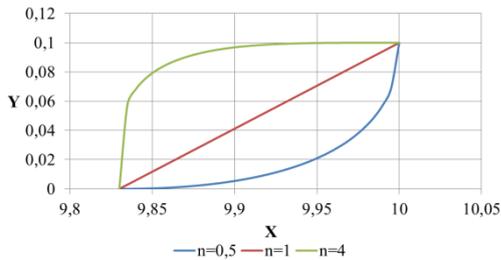


Рис. 6. Влияние коэффициента n на форму кривой

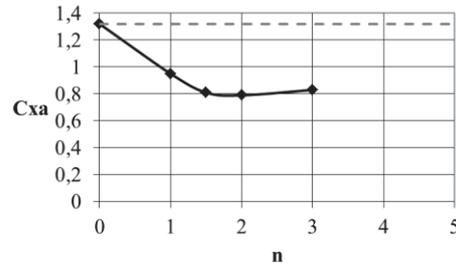


Рис. 7. Зависимость коэффициента сопротивления от n

Значение минимума уточнено с помощью анализа аппроксимационной зависимости в виде полинома второго порядка. В результате получено, что наименьшее сопротивление ($C_{xa}=0,78$) наблюдается при значении показателя степени кривизны $n=2,13$.

Заключение

В настоящей работе проведена оценка аэродинамического сопротивления головного отсека ЛА с различными обводами. Показано, что с учетом ограничения длины головного отсека ЛА форма в виде клина не является оптимальной. Выполнение обводов в виде кривой Ламе позволяет уменьшить сопротивление на 18 %.

Библиографический список

1. Патент РФ № 2505452, 15.08.2012. Головной отсек летательного аппарата // 27.01.2014 Бюл. № 3. / Леонов А.Г., Бычков М.С., Сафин М.Д. и др.