

ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО УМЕНЬШЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРЫЛА МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Агеев Н. Д.

Московский физико-технический институт, г. Москва, Россия

Одним из требований, предъявляемых к современному маневренному самолёту, является выполнение продолжительного полёта со сверхзвуковой скоростью. Таким образом, его аэродинамическая компоновка должна обеспечивать малые значения аэродинамического сопротивления на этом режиме полёта. Кроме того, необходимо сохранить высокие маневренные характеристики и дозвуковое аэродинамическое качество. В работе рассмотрены следующие методы уменьшения сопротивления:

- изменение распределения толщины по крылу
- применение крыла изменяемой стреловидности
- вариация формы срединной поверхности

Выполнены численные исследования данных методов на серии поисковых моделей крыла малого удлинения ($\sim 2.2-2.4$) путем решения системы уравнений Рейнольдса на структурированных многоблочных сетках. Проведена валидация и верификация экспериментальными данными используемого численного пути решения.

Описано семейство профилей равной относительной толщины с различным радиусом закругления носка. Исследовано совместное влияние радиуса закругления и стреловидности передней кромки крыла на аэродинамические характеристики при сверхзвуковых скоростях ($M=1.65$), а также на характеристики профиля в диапазоне числе M от 1.2 до 2.1. Получен практически важный результат: в том случае, когда передняя кромка крыла примерно звуковая, увеличение радиуса закругления передней кромки практически не приводит к увеличению сопротивления, выполнены оценки эффекта.

Проведены исследования по применению крыла изменяемой стреловидности. За счет одновременного уменьшения C_{x0} и эффективного удлинения крыла наблюдается увеличение K_{max} , однако выигрыш по аэродинамическому качеству достигается только при небольших коэффициентах подъёмной силы.

Проводится анализ работ по вариации формы срединной поверхности под режим сверхзвукового полета. Установлено, что приращение K_{max} может составлять $\sim 2\%$.

Рассмотрено семейство крыльев с различными профилями: симметризованным вариантом классического П-177, параболического типа и ромбовидным. Показано, что при применении ромбовидного профиля при сверхзвуковых скоростях ($M=1.7$) уменьшение C_{x0} составляет $\sim 15\%$, увеличение K_{max} $\sim 9\%$. На дозвуковых скоростях ($M=0.8$) в силу неполной реализации подсосывающей силы на профиле такого типа наблюдается снижение K_{max} на $\sim 15\%$. Предложены мероприятия по нейтрализации данного эффекта: применение «классической» верхней поверхности профиля либо специальной формы срединной поверхности крыла в сочетании с адаптивным отклоняемым носком профиля, что позволит также уменьшить радиус закругления передней кромки крыла.

Полученные результаты могут быть использованы при создании научно-технического задела по формированию облика маневренного самолета следующего поколения.