

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБТЕКАНИЯ ПЛАСТИНЫ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ

Редькина К. В., Фролов В. А.

Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева
(национальный исследовательский университет), г. Самара, Россия

Цель работы – разработка математической модели течения около пластины с интерцептором.

Объектом исследования являлся двумерный контур, образованный двумя бесконечно тонкими пластинами. Горизонтальная пластина рассматривается как бесконечно тонкий профиль крыла. Вторая пластина, находящаяся над основной пластиной, может иметь произвольные углы наклона, и её расположение может варьироваться вдоль основной пластины, такую пластину можно условно назвать интерцептором.

Теоретическая значимость проекта заключается в получении фундаментальных новых знаний о параметрах циркуляционных потенциальных течений около пластины с интерцептором.

Практическая значимость проекта состоит в возможности использования данной модели как предельного случая обтекания профиля с механизацией.

Предложена математическая модель потенциального течения с циркуляцией около пластины с интерцептором. Решение задачи обтекания пластины при наличии интерцептора получено для потока несжимаемой идеальной жидкости. Течение полагается потенциальным. Для решения задачи применяется численно-аналитический метод, суть которого состоит в совместном применении конформного отображения, использующего теорию функций комплексного переменного, и метод дискретных вихрей, что позволяет представить аналитическую функцию комплексного потенциала в виде конечного ряда, число членов которого равно количеству дискретных вихрей. В модели используется гипотеза стационарности внешнего вихря, расположенного за интерцептором, интенсивность которого находится из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора, а координаты рассчитываются методом последовательных приближений.

В рамках численно-аналитического метода моделирование интерцептора выполнено с помощью набора точечных дискретных вихрей, равномерно распределённых по его длине.

Для преобразования пластины из физической плоскости на единичную окружность во вспомогательной плоскости используется известное преобразование Н. Е. Жуковского. Выполнение условия Жуковского – Чаплыгина на задней кромке пластины достигается путём расположения $(N+1)$ контрольной точки на расстоянии $1/4$ вычислительного радиуса от задней кромки пластины и введения дополнительного точечного вихря во вспомогательной плоскости в начале координат.

Особенностью геометрической схемы является корректность расположения контрольной точки на интерцепторе вблизи пластины. Это обеспечивает согласованность граничных условий и хорошую обусловленность системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), которая имеет порядок $(N+2)$. N дискретных вихрей и контрольных точек расположены по длине интерцептора, $(N+1)$ -й вихрь обеспечивает выполнение условия Жуковского – Чаплыгина на задней кромке пластины, а $(N+2)$ -ой является стационарным вихрем, моделирующим рециркуляционную зону за интерцептором.

Элементы матрицы СЛАУ представляют собой коэффициенты аэродинамического влияния, которые вычисляются как нормальные компоненты скорости от дискретных вихрей с единичной интенсивностью в контрольных точках, расположенных на интерцепторе и на задней кромке пластины. Вектор-столбец правых частей включает в себя нормальные компоненты скоростей в контрольных точках на интерцепторе и на задней кромке пластины. Эти нормальные компоненты скоростей рассчитываются на основании комплексного потенциала. СЛАУ является определённой, поскольку количество контрольных точек соответствует количеству дискретных вихрей. Инверсия вихрей в комплексном потенциале обеспечивает строгое выполнение теоремы об окружности (теоремы Милн – Томсона), т.е., другими словами, условие непротекания на пластине. После нахождения величин

циркуляций присоединённых точечных вихрей компоненты скорости течения около пластины с интерцептором, определяются с помощью аналитической функции комплексного потенциала и формулой для сопряжённой скорости.

Физический смысл СЛАУ – удовлетворение условий непротекания в контрольных точках, расположенных на поверхности интерцептора и на задних кромках пластины и интерцептора.

Расположение внешнего стационарного вихря за интерцептором определяется методом последовательных приближений. На каждом приближении применяется метод оптимизации. В качестве целевой функции используется модуль полной скорости за исключением компоненты индуцируемой стационарным вихрем в действительной плоскости. Решается задача минимизации целевой функции с ограничениями, в качестве которых используются границы области течения за интерцептором.

Для визуализации течения выбран метод построения линий тока интегрированием дифференциального уравнения линий тока. Интегрирование уравнения проводилось по схеме Эйлера первого порядка. Построены нулевые линии тока, проходящие через точки торможения, которые определялись специально с помощью метода Мюллера.

Варьируемыми параметрами задачи являлись: относительная координата расположения интерцептора, относительная его длина, угол отклонения интерцептора и угол атаки пластины. Для указанных параметров построены зависимости коэффициента подъёмной силы комбинации пластины с интерцептором. Получено, что общее снижение коэффициента подъёмной силы при заданном угле атаки зависит от расположения, размеров и угла отклонения интерцептора. Коэффициент подъёмной силы пластины уменьшается при увеличении его относительной хорды и угла отклонения. Так можно утверждать, что при угле атаки 5 градусов и относительной хорде интерцептора большей 0,1 для углов отклонения интерцептора больших 30 градусов на комбинации пластины с интерцептором реализуется отрицательная подъёмная сила.

Результаты исследования могут быть использованы для предельных оценок снижения коэффициента подъёмной силы тонких аэродинамических профилей с интерцептором.