

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ

Редькина К. В.

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

Целью работы является разработка математической модели построения квазиточных решений внешнего обтекания потенциальным потоком двумерных тел.

Научная новизна работы заключается в получении новых фундаментальных знаний о параметрах потенциальных течений с циркуляцией около аэродинамического профиля с интерцептором.

Практическая значимость – применение вычислительной программы для инженерных расчётов аэродинамических характеристик крыльев с механизацией в виде интерцепторов.

Основной задачей работы является построение новой математической модели обтекания двумерных тел, основанной на сочетании аналитических преобразований (конформных отображений) и численных методов, таких как метод дискретных вихрей (МДВ). В данной работе предлагается решение задачи на основе применения численно-аналитического метода (ЧАМ) для построения внешнего обтекания аэродинамического профиля со стационарной отрывной зоной за интерцептором.

Интерцепторы широко применяются на современных крыльях летательных аппаратов. Однако законченных математических моделей для расчёта аэродинамических характеристик крыльев с интерцепторами нет. Сложность расчёта течений около крыла с интерцептором заключается в возможности реализации нестационарного режима обтекания. Длительное время аэродинамика интерцепторов исследовалась в основном экспериментальными методами. Было проведено большое количество экспериментов по определению распределённых и суммарных аэродинамических характеристик для крыльев и профилей с интерцепторами. Значительный вклад в изучение аэродинамики интерцепторов внесли А. Ж. Рекстин, Л. Е. Васильев, В. Г. Микеладзе. Позже обтекание прямоугольных и стреловидных крыльев с интерцепторами всесторонне исследовалось Г. Т. Андреевым. Обширные экспериментальные исследования касались как дозвуковой, так и сверхзвуковой аэродинамики. В том числе исследовались крылья со взлётно-посадочной механизацией совместно с интерцепторами. Рассматривались также различные модернизации интерцепторов. Для однозвенных профилей с интерцепторами были разработаны ряд методов расчёта, основанных на различных моделях обтекания, в основном стационарных. Одной из первых важных работ, касающихся расчёта отрывного обтекания профилей с интерцепторами, была работа Вудса, в которой использовался метод конформных отображений. При этом позади профиля с интерцептором предполагалось наличие отрывной зоны с постоянным давлением, причём величина этого давления бралась из экспериментальных данных. Позже метод Вудса был доработан Барнесом, который предложил эмпирическую формулу для расчёта давления в отрывной зоне в зависимости от геометрии профиля и интерцептора. Были разработаны также ряд методов, основанных, либо на конформных отображениях, либо на панельных методах с использованием различных комбинаций источников и стоков для моделирования вытесняющего действия спутного следа за профилем с интерцептором. Пфайфер и Зумволт предложили более сложную модель течения с разбиением на внешнюю и внутреннюю задачи, которые решались в ходе последовательных итераций. Во внешней задаче с помощью панельного метода рассчитывалось обтекание эффективного тела, получающегося после наращивания толщины вытеснения пограничного слоя и моделирования замкнутой зоны возвратного течения позади профиля. При этом применялось также моделирование зоны возвратного течения перед осью вращения

интерцептора (hinge bubble) с помощью участка квадратичной параболы. Во внутренней задаче рассматривалось течение внутри зоны возвратного течения позади интерцептора. Другой метод с использованием эффективного тела с замкнутой зоной возвратного течения позади профиля с интерцептором был предложен Маскью и Двораком. В этом методе вихревые пелены, сходящие с задней кромки профиля и с кончика интерцептора, моделируются вихревыми слоями с одинаковыми по модулю, но противоположными по знаку интенсивностями. Модель течения с незамкнутой зоной возвратного течения позади профиля с интерцептором была предложена Тоу и Хэнкоком. При этом позади профиля с интерцептором размещалась эмпирически подобранная пара дискретных вихрей. При всём многообразии теоретических подходов к описанию течения около однозвенных профилей с интерцепторами и профилей с интерцепторами при наличии отклоненной взлётно-посадочной механизации методов расчёта аэродинамических характеристик комбинаций профиля с интерцептором до сих пор не существует, хотя обтекание механизированных профилей без интерцепторов исследуется с помощью расчётных методов уже длительное время. В свое время этими вопросами занимались Я. М. Серебрянский, Г. А. Павловец, Ю. Г. Степанов, М. А. Брутян. В последнее время методы отрывного обтекания механизированных профилей развивали В.М. Никифоров, на основе панельного метода с построением эффективных линий тока, С. В. Ляпунов и А. В. Волков, на основе метода вязко-невязкого взаимодействия. Причём последний метод позволяет рассчитывать достаточно сложные случаи обтекания, когда существуют области отсоединенного отрыва. Наличие таких областей было показано в эксперименте А. В. Петровым. В диссертационной работе В. В. Богатырёва рассматриваются методы расчёта без учета вязкости, и с приближённым её учётом (добавление толщины вытеснения и моделирование зоны возвратного течения перед интерцептором). Обтекание профилей с интерцепторами во всех рассматриваемых методах ведётся с помощью панельных методов с различными распределениями особенностей. Панельные методы позволяют производить быстрый расчёт обтекания тел идеальной жидкостью благодаря тому, что расчётной областью по существу является лишь поверхность тела.

В данной работе математическая модель, основывается на применении ЧАМ и на предположении о стационарности точечного вихря, расположенного за интерцептором. Достоверность результатов расчёта коэффициента подъёмной силы профиля с интерцептором оценивается сравнением с результатами, полученными в вычислительном пакете ANSYS CFX.

Рассматривается задача потенциального течения несжимаемой идеальной жидкости около симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью ( $\bar{c} = 0,15$ ;  $\bar{x}_c = 0,3$  здесь обозначено: относительная толщина профиля и относительная координата его максимальной толщины, соответственно) при наличии стационарного вихря за интерцептором, моделирующего отрывную зону.

ЧАМ соединяет в себе два метода: метод конформных отображений и МДВ. В рамках ЧАМ моделирование хвостовой части профиля и интерцептора выполняется с помощью набора точечных вихрей, равномерно распределённых по их поверхностям. Носовая часть в форме эллипса конформно отображается с помощью функции Н.Е. Жуковского на круг во вспомогательной плоскости, что позволяет получить квазиточное решение для этой части профиля. Хвостовая часть профиля и интерцептор разбиваются на граничные элементы, в пределах каждого помещается точечный вихрь и контрольная точка. Используется численная схема МДВ «1/4- 3/4». На 1/4 граничного элемента располагается точечный вихрь, а на 3/4 – контрольная точка.

Для численной части ЧАМ особенностью геометрической схемы является корректность расположения контрольных точек на хвостовой части профиля вблизи эллипса и в начале интерцептора. Это обеспечивает согласованность граничных условий и хорошую обусловленность системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ). Задача сводится к решению СЛАУ,

физический смысл которой заключается в удовлетворении условий непротекания в контрольных точках.

Для обеспечения циркуляционного обтекания профиля и выполнения гипотезы Жуковского – Чаплыгина в центр окружности во вспомогательной плоскости помещается точечный вихрь.

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 оптимизации – минимизации целевой функции скорости по двум проектным параметрам, в качестве которых принимаются координаты стационарного вихря.

Расчёты показали, что коэффициент подъёмной силы  $C_{ya}$  уменьшается при увеличении относительной хорды интерцептора  $\bar{b}_i$  и его угла отклонения  $\delta$ .

Определены предельные углы отклонения интерцептора, для которых выполняется условие стационарности.

Сравнение результатов расчётов численно-аналитическим методом и в системе ANSYS CFX показало, что для коэффициента подъёмной силы и углов атаки погрешность составляет менее 10%.

Результаты исследования могут быть использованы для инженерных расчётов подъёмной силы крыльев летательных аппаратов с установленными на них интерцепторами.