

РАСЧЁТ ОБТЕКАНИЯ ТОЛСТОГО ПРОФИЛЯ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ЦИЛИНДРОМ В ЕГО НОСОВОЙ ЧАСТИ

Проведены расчёты и сравнение аэродинамических характеристик и картин обтекания профилей крыла в форме обратного клина и образованного дугами окружностей с установленным в их носовой части вращающимся цилиндром. Расчёты выполнены методом контрольных объёмов в системе ANSYS CFX.

Геометрические размеры профилей выбраны из условия совпадения с моделями, используемыми в настоящее время в экспериментах в аэродинамических трубах кафедры аэрогидродинамики СГАУ (рис. 1). Основная часть крыла переходит в цилиндр так, что имеет общую с ним касательную в точке присоединения. Рассмотрены случаи обтекания профилей с различной величиной зазора d между вращающимся цилиндром и основой крыла. Скорость набегающего потока воздуха равна 10 м/с, отношение скорости вращения поверхности цилиндра к скорости набегающего потока U изменяется от 0 до 5. Угол атаки α находится в диапазоне от 0° до 10° .

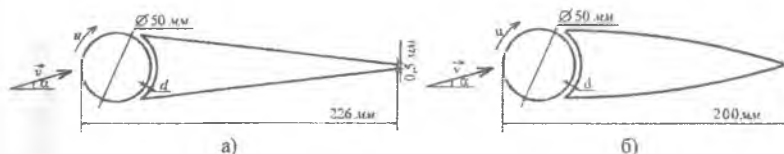


Рис. 1. Размеры и схема обтекания профиля: а – обратного клина, б – дуг окружностей

Расчётная область имеет размеры $3\text{ м} \times 1\text{ м} \times 1\text{ м}$, структурирована и состоит из ячеек гексагональной формы, расположенных в один слой (рис. 2, 3). Структура расчётной области зависит от наличия зазора между цилиндром и основной частью крыла (рис. 2). Толщина пристенных ячеек равна $0,03\text{ мм}$ (рис. 3), что соответствует безразмерному расстоянию от стенки $Y^+ < 0,2$ [1] и позволяет качественно разрешать пограничный слой.

Расчёт потока воздуха проводится на основе ламинарной модели, а также двух моделей турбулентности $k-\epsilon$ и SST. При использовании турбулентных моделей течения итерационный процесс расчёта сходится быстрее. Из трёх рассмотренных моделей течения наилучшей можно признать SST модель турбулентности, которая позволяет получить решение с наименьшим количеством итераций (до 200) и хорошо учитывает низкие значения чисел Рейнольдса в задаче, что отражается в близости полей скоростей для ламинарной и SST турбулентной моделей течения. Значения аэродинамических ко-

коэффициентов $C_{x\alpha}$, $C_{y\alpha}$ при расчётах с использованием SST модели турбулентности лежат между значениями коэффициентов, полученными при ламинарной модели течения и k-ε модели турбулентности. Дальнейшее моделирование течения проводится на основе SST модели турбулентности. В ряде случаев для сравнения приводятся расчёты с использованием k-ε модели.

При вращении цилиндра, установленного в носовой части крыла, торможение потока происходит не на поверхности крыла, а на небольшом расстоянии от него. Тем не менее, повышение давления на передней кромке происходит в окрестности зоны торможения (рис. 4а, б) на продолжении радиуса цилиндра. Угол отклонения этого радиуса от хорды профиля будем считать углом отклонения точки торможения. Значения отклонения точки торможения потока для различной величины зазора в случае профиля клиновидной формы представлены на рис. 4в. Величина угла отклонения точки торможения потока может определяться экспериментальным путём и применяться для сравнения полученных результатов с экспериментальными.

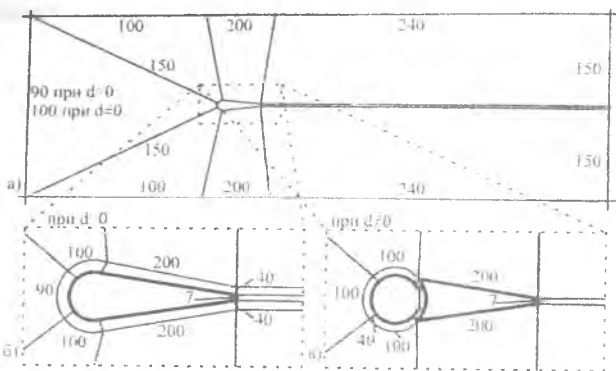


Рис. 2. Структура расчётной области: а – общая схема, б – пристенные блоки при $d=0$, в – пристенные блоки при $d=0.5$. Цифрами указано число ячеек в каждом направлении

Рассчитаем обтекание крыла при различных углах атаки. При неподвижной передней кромке крыла на верхней и нижней кромках профиля возникает отрыв потока в точках сопряжения дуги окружности с прямыми границами. Вращение передней кромки приводит к устранению отрыва на верхней кромке профиля, затем увеличивает область отрыва потока на нижней кромке профиля.

Наличие зазора приводит к отсосу потока от верхней поверхности профиля и вдуву на нижнюю поверхность, причём толщина щели $d = 0,5$ мм сопоставима с толщиной пограничного слоя (рис. 5).

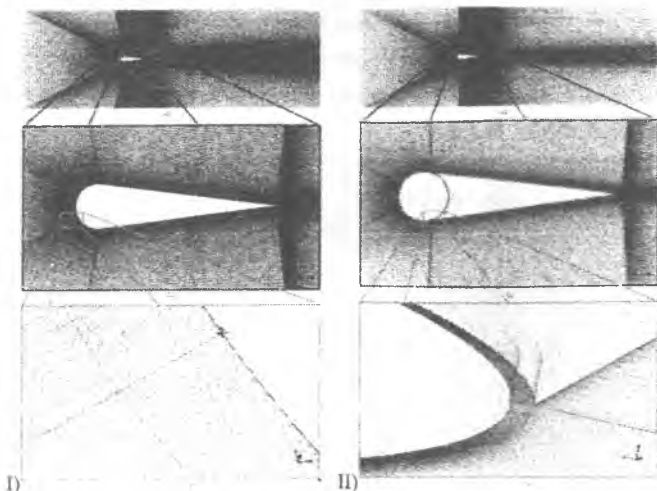


Рис. 3. Расчётная сетка $3\text{ м} \times 1\text{ м} \times 1\text{ мм}$, I – $d = 0$ (222 186 ячеек), II – $d \neq 0$ (206 210 ячеек); а – вся расчётная область, б – расчётная область рядом с крылом, в – пристенные ячейки

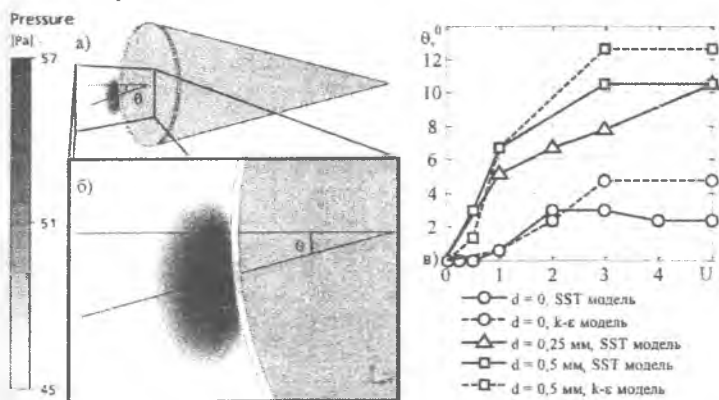


Рис. 4. Точка торможения потока: а, б – давление в окрестности точки торможения потока ($v = 10$ м/с, $U = 5$, $d = 0,5$ мм, $\alpha = 0$, SST модель), в – угол отклонения точки торможения потока при вращении цилиндра и разной величине зазора между цилиндром и основной частью крыла, $v = 10$ м/с, $\alpha = 0$

Перетекание воздуха, обусловленное наличием щели, приводит к устранению области отрыва потока на верхней поверхности крыла при меньших относительных скоростях вращения цилиндра (рис. 6).

Форма профиля также играет роль при определении относительной скорости вращения цилиндра достаточной для устранения отрыва потока. Например, устранение

области отрыва потока на верхней поверхности профиля в форме дуг окружностей при $\alpha = 10^\circ$, $v = 10$ м/с происходит при относительной скорости вращения цилиндра $U = 0,5$. В случае профиля в форме обратного клина при таких условиях отрыв заметен по всей длине верхней поверхности (рис. 7).

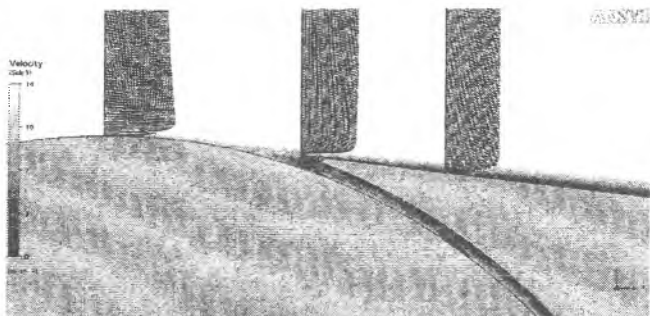


Рис. 5. Профили скорости пограничного слоя при входе в зазор $d = 0,5$ мм, $v = 10$ м/с, $\alpha = 0$, $U = 1$, SST модель турбулентности, профиль в форме обратного клина

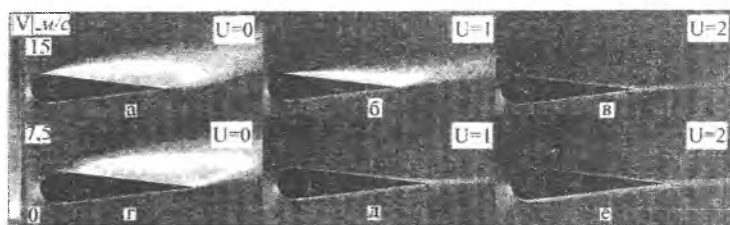


Рис. 6. Модуль скорости потока вокруг профиля при $\alpha=10^\circ$;
а, б, в: $d = 0$, г, д, е: $d = 0,5$ мм, $v = 10$ м/с, SST модель турбулентности

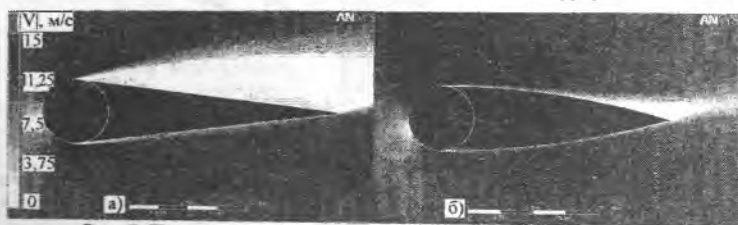


Рис. 7. Поле модуля скорости при обтекании профиля в форме:
а – обратного клина, б – дуг окружностей. $U = 0,5$, $\alpha = 10^\circ$, $v = 10$ м/с, SST модель

Вращение цилиндра, установленного на передней кромке крыла, приводит к существенному увеличению коэффициента аэродинамического качества для профилей в форме обратного клина и дуг окружностей соответственно до 2,5 и 5 при угле атаки 0° , а также до 13 и 15 при угле атаки 10° (рис. 8), что подтверждает эффективность такой механизации.

Скорость вращения цилиндра, при которой устраняется область отрыва потока на верхней поверхности крыла, является критической. При увеличении скорости вращения предкрылка выше критической дальнейшее изменение аэродинамических характеристик происходит незначительно (рис. 8). Для крыла в форме обратного клина без щели критическая скорость вращения поверхности предкрылка, отнесенная к скорости набегающего потока, равна 2. Наличие зазора $d = 0,5$ мм снижает относительную критическую скорость для крыла в форме обратного клина до 1. Для профиля в форме дуг окружностей такой же зазор соответствует относительной критической скорости вращения предкрылка, равной 0,5.

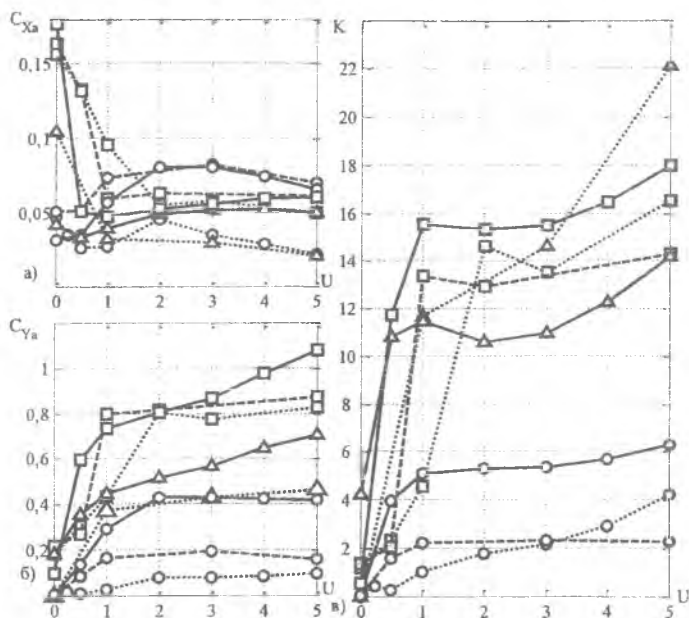


Рис. 8. Аэродинамические характеристики профилей: а – C_{x_a} , б – C_{y_a} , в – K .

Линия точек – крыло в форме обратного клина при $d = 0$,
 штриховая линия – крыло в форме обратного клина, $d = 0,5$ мм,
 сплошная линия – крыло в форме дуг окружностей, $d = 0,5$ мм.

Круги – $\alpha = 0^\circ$, треугольники – $\alpha = 5^\circ$,
 квадраты – $\alpha = 10^\circ$. $v = 10$ м/с, SST модель турбулентности

Библиографический список

1. ANSYS CFX – Solver Theory Guide. ANSYS Inc. Southpointe, Canonsburg. 2006. – 312 p.