

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВИХРЯ, СХОДЯЩЕГО С КОРНЕВОГО НАПЛЫВА КРЫЛА С ЗАМЫКАЮЩИМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ

Меньщиков А. М.

Московский физико-технический институт, г. Москва, Россия

Как известно, вихрь, сходящий с корневого наплыва крыла, оказывает существенное влияние на ЛТХ самолёта. Среди положительных эффектов – улучшение путевой устойчивости истребителя на дозвуковых скоростях. Однако, как известно из практики, при высоких дозвуковых и трансзвуковых скоростях образуется скачок уплотнения, который разрушает корневые вихри, что приводит к заметному снижению путевой устойчивости. Данный эффект отмечается пилотами отечественных истребителей 4-го поколения. Таким образом, данная задача является актуальной.

Целью данной работы явилось «Численное моделирование взаимодействия вихря, сходящего корневого наплыва крыла, с замыкающим скачком уплотнения». Для достижения поставленной цели использовались программные пакеты Unigraphics NX 8.0 и ANSYS 12.0. Были построены геометрия, расчётная сетка и проведен численный расчет на 12 режимах, каждый из которых был проведен при том или ином значении скорости и угла атаки, взятых из диапазонов: $M = 0,15; 0,6; 0,8; 0,85$. $\alpha = 0^\circ; 8^\circ; 14^\circ$.

В результате численного исследования удалось установить, что достаточно мощный и стабильный вихрь образуется при угле атаки в 14° и скоростях $0,15 M$ и $0,6 M$. Однако при скорости $0,8 M$ вихрь становится заметно слабее, а при $0,85 M$ и вовсе разрушается после прохождения области, в которой предположительно находится скачок уплотнения. В результате анализа взаимного расположения изоповерхностей, со значением $C_p = -0,9$ и $M = 1$, а также поля скоростей внутри скачка уплотнения и сразу за скачком, удалось подтвердить гипотезу о том, что вихри, сходящие с корневого наплыва крыла, разрушаются в результате взаимодействия со скачком уплотнения.

В результате НИР были сделаны следующие выводы:

1. На базе решения уравнения Рейнольдса с моделью турбулентности SST (Shared Stress Transport) численно исследована структура вихревого течения над крылом умеренного удлинения с корневым наплывом при до- и околозвуковых скоростях потока.
2. Показано, что на углах атаки свыше 8° над наплывом формируется вихрь, который создаёт дополнительное разрежение на поверхности модели.
3. Показано, что на режимах околозвукового обтекания замыкающий скачок уплотнения приводит к разрушению вихря.