

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ SST-NL К РАСЧЁТАМ ТЕЧЕНИЙ С ВЫРАЖЕННОЙ АНИЗОТРОПИЕЙ НАПРЯЖЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА

А.О. Жаворонкин, И.А. Курсаков, Е.С. Матяш, А.А. Савельев,
А.И. Трошин
ЦАГИ, Жуковский, *andrey.savelyev@tsagi.ru*

Основным инструментом, применяемым при исследовании обтекания летательного аппарата в настоящее время, являются расчёты, основанные на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, замкнутых моделью турбулентности. В настоящее время наиболее распространёнными моделями турбулентности являются модели Спаларта–Аллмараса (SA) и Ментера (SST) и их модификации. Однако оба этих семейства основаны на гипотезе Буссинеска, что ограничивает их применимость классами течений, в которых на течение влияет единственная компонента тензора напряжений. В более сложных течениях (например, в угловых течениях или отрывах) проявляются эффекты анизотропии турбулентности, которые не могут быть описаны в рамках гипотезы Буссинеска.

Известным примером является угловое течение вблизи корня крыла: расчёты по буссинесковским моделям предсказывают в этом месте обширный отрыв даже при небольших углах атаки, что не подтверждается экспериментальными исследованиями. Этот отрыв влияет на картину течения над всей поверхностью крыла. Для расчёта таких течений необходимо использовать модели турбулентности, способные воспроизводить анизотропию тензора напряжений Рейнольдса. К их числу относятся дифференциальные (DRSM) и алгебраические (EARSM) модели для рейнольдсовых напряжений. К классу последних можно также отнести нелинейные расширения буссинесковских моделей, поскольку итоговые формулы для тензора напряжений в них имеют тот же вид, что и в EARSM.

В работе приводятся результаты тестирования модели турбулентности с нелинейной турбулентной вязкостью SST-NL [1], реализованной в программе EWT-ЦАГИ. Рассматриваются течение в прямоугольном канале, трансзвуковое обтекание модели DLR-F6 [2], а также тестовый случай NASA Juncture Flow [3]. На рис. 1 представлено распределение коэффициента трения и предельные линии тока на поверхности модели для теста NASA JF, полученные с использованием линейной (SST, рис. 1а) и нелинейной (SST-NL, рис. 1б) моделей турбулентности. Видно, что разме-

ры углового отрыва, предсказываемого по нелинейной модели, существенно меньше, что хорошо согласуется с экспериментальными данными.

В дальнейшем результаты, полученные в данной работе, будут использованы при разработке метода расчёта ламинарно-турбулентного перехода на основе модели для напряжений Рейнольдса.

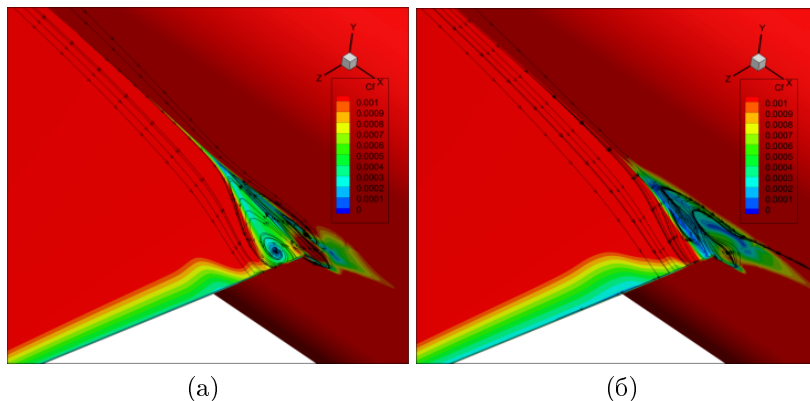


Рис. 1: Распределение коэффициента трения и предельные линии тока на поверхности модели для теста NASA JF: модель турбулентности SST (а) и модель турбулентности SST-NL (б)

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда №22-29-00660, <https://rscf.ru/project/22-29-00660>

Литература

1. Matyushenko A.A., Garbaruk A.V. Non-linear correction for the $k - \omega$ SST turbulence model. IOP Conf. Series: Journal of Physics, 2017.
2. Lafin K. R., Wahls R. A., Morrison J. H., Tinoco E. N., Vassberg J. C., Brodersen O., Godard J. L. Summary of Data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA Paper, AIAA-2004-555.
3. Rumsey C.L., Lee H.C., Pulliam T.H. Reynolds-Averaged Navier-Stokes Computations of the NASA Juncture Flow Model Using FUN3D and OVERFLOW, AIAA SciTech, AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2020-1304, DOI: 10.2514/6.2020-1304.