

ВЛИЯНИЕ МАЛОГО ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА НА ОТРЫВНУЮ ЗОНУ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ЧИСЛА МАХА

А.И. Кутепова, П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук
630090, Новосибирск*

Трансзвуковые летательные аппараты следующего поколения должны обладать существенно меньшими выбросами вредных веществ в атмосферу и иметь лучшую топливную эффективность [1]. Этого можно достичь путем улучшения двигателей, аэродинамики летательного аппарата и используя более легкие материалы. Одним из направлений способных уменьшить сопротивление летательного аппарата является создание условий для формирования ламинарного пограничного слоя на крыле и обечайке двигателя. Особенностью трансзвукового обтекания является наличие ударных волн. Неблагоприятный градиент давления, формируемый ударной волной, может приводить к отрыву пограничного слоя [2]. Отрыв ламинарного пограничного слоя сопровождается интенсивным ростом пульсаций, что приводит к более раннему ламинарно-турбулентному переходу [3]. Для корректного расчета аэродинамических характеристик точное предсказание положения перехода является обязательным. Целью данной работы являлось проведение стационарных расчетов и сравнение их с экспериментальными данными в конфигурации «пластина – падающая ударная волна».

Расчеты были выполнены в вычислительном гидродинамическом пакете ANSYS Fluent. Использовался RANS подход с использованием модели перехода Ментера[4]. Изучался пограничный слой, развиваемый на плоской пластине. Для генерации падающей ударной волны над пластиной был установлен клин.

Поскольку все экспериментальные величины определяются с определённой точностью, то было решено изучить чувствительность задачи к различным параметрам исследуемой задачи. Были проведены стационарные расчеты для различных углов установки клина, чисел Маха в диапазоне от 1.37 до 1.45, различных положений ламинарно-турбулентного перехода. Верификация расчетов осуществлялась на базе экспериментов, выполненных в установке Т-325 и описанных в работе[3] для угла установки клина $\beta=4^\circ$. В связи с тем, что двумерные расчеты не отражают трехмерных эффектов, присутствующих в экспериментальном исследовании, были выполнены трехмерные расчеты с использованием моделей *Transition-SST* и *k- ω -SST*.

На Рис.1 приведены расчеты для различных чисел Маха. Видно, что небольшое изменение значения числа M влияет на длину отрыва и параметры потока ниже по течению. Показано, что подобное поведение характерно как для ламинарного, так и для турбулентного случаев.

Сравнение с экспериментальными данными показало, что малое изменение параметров, например числа Маха, позволяет добиться лучшего совпадения данных. Полученные результаты будут использованы для анализа влияния неточности определения экспериментальных данных на исследуемое течение.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ 18-19-00547.

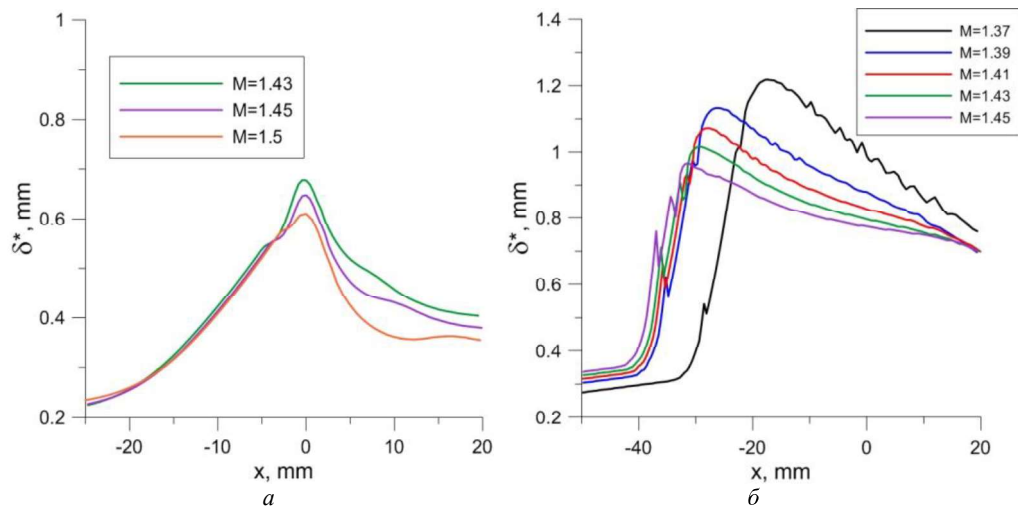


Рис.1. Зависимость толщины вытеснения от продольной координаты для различных чисел Маха, $\beta=4^\circ$ (*a* – *Transition-SST* и *b* – *k- ω -SST*)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1...**T. Budd, P. Suau-Sanchez.** Assessing the fuel burn and CO2 impacts of the introduction of next generation aircraft: A study of a major European low-cost carrier. *Research in Transportation Business & Management*, 21, 68-75, 2016.
- 2...**Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018.
- 3...**Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** The influence of the laminar-turbulent transition on the interaction between the shock wave and boundary layer at a low supersonic Mach number. *Technical Physics Letters*. 41, 933-937, 2015.
- 4...**F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang and S. Völker.** A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables - Part I: Model Formulation. *J. Turbomach*, 128(3), 413-422, 2004.