

УДК 532.526

О влиянии одиночной шероховатости на течение в сверхзвуковом пограничном слое на затупленном конусе*

С.В. Кириловский^{1,2}, Т.В. Поплавская^{1,2}

¹*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет*

E-mail: kirilov@itam.nsc.ru, popla@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты численного моделирования сверхзвукового обтекания затупленного конуса с одиночной цилиндрической шероховатостью на поверхности носовой части в трехмерной постановке. Показано, что элемент шероховатости поверхности искажает среднее течение и вызывает появление в пограничном слое малых по амплитуде возмущений с выделенными спектральными пиками.

Ключевые слова: численное моделирование, сверхзвуковые течения, гидродинамическая устойчивость.

При сверхзвуковых режимах полета передние кромки летательного аппарата подвергаются воздействию высоких температур, что приводит к абляции и формированию элементов шероховатости на поверхности транспортного средства. Наличие шероховатости на поверхности аппаратов является одним из важнейших факторов, влияющим на возникновение турбулентного течения при обтекании гиперзвуковых летательных аппаратов. Как правило, шероховатость приводит к преждевременному ламинарно-турбулентному переходу [1]. Притупление носовой части сдвигает ламинарно-турбулентный переход вниз по потоку [2, 3]. Таким образом, присутствие шероховатости на затупленной носовой части летательного аппарата создает неоднозначную ситуацию: стабилизирующее влияние притупления конкурирует с дестабилизирующим влиянием шероховатости.

Несмотря на важность обсуждаемой проблемы существует ограниченное количество публикаций по этой теме. Большинство из них посвящены исследованию влияния элементов шероховатости на поверхности плоской пластины, например [4–6], и конуса [7]. В работе [8] приведены данные о влиянии шероховатости, расположенной непосредственно на затупленной носовой части конуса, на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое, полученные с помощью теневых и тепловизионных методов. Показано, что ключевую роль в процессе перехода играет шероховатость, нанесенная возле звуковой линии.

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (грант № 14-11-00490).

Настоящая работа посвящена численному исследованию влияния одиночной трехмерной шероховатости, расположенной на затупленной передней части конуса вблизи звуковой линии, на волновые процессы в пограничном слое.

Рассматривается задача трехмерного обтекания сверхзвуковым потоком воздуха затупленных конусов с радиусами затупления $r = 16$ и 9 мм и полууглом раствора 7° . Длина конуса от зоны сопряжения затупленной и конической частей до конца составляет $0,034$ м в случае $r = 16$ мм и $0,066$ м — в случае $r = 9$ мм. В декартовой системе координат (x, y, z) с началом в центре сферы затупления рассматривался сектор с углом 120° в плоскости (y, z) в случае $r = 16$ мм и с углом 90° в случае $r = 9$ мм. Параметры обтекания имели следующие значения: число Маха $M_\infty = 5$, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 3 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, температура набегающего потока $T_\infty = 49$ К. Расчетная область (рис. 1а) в нормальном направлении состояла из трех подобластей: области ударной волны, области пограничного слоя и области течения между ними. Верхняя граница расчетной области помещалась эквидистантно положению ударной волны. Высота пристеночной области выбиралась так, чтобы она включала в себя пограничный слой по всей длине конуса. Отдельно стоящая шероховатость высотой $k = 1$ мм представляла собой цилиндр диаметром $d = 4$ мм в случае $r = 16$ мм и $d = 3$ мм в случае $r = 9$ мм и располагалась перпендикулярно поверхности затупления. Размер одиночной шероховатости, влияющей на положение ламинарно-турбулентного перехода, был выбран в предварительных расчетах с помощью известного параметра $Re_{kk} = \rho_k U_k k / \mu_k$, где ρ_k , U_k , μ_k — значения плотности, скорости и вязкости, соответствующие параметрам течения на высоте k от поверхности модели. Известно, что для изолированной шероховатости при $Re_{kk} > 600$ элемент шероховатости может индуцировать ламинарно-турбулентный переход [9]. В настоящей работе при $k = 1$ мм значение Re_{kk} изменяется от 700 до 1200 в зависимости от местоположения шероховатости на поверхности конуса.

Рассматривались три случая: когда элемент шероховатости цилиндрической формы располагался в области дозвукового течения ($\theta = 30^\circ$), в области звуковой линии ($\theta = 45^\circ$) и в области сверхзвукового течения ($\theta = 60^\circ$). В плоскости (x, y) угол θ (см. рис. 1а) показывает местоположение элемента шероховатости относительно точки торможения потока ($\theta = 0$ соответствует линии растекания).

Расчетная область покрывалась регулярной гексаэдральной расчетной сеткой, которая строилась со сгущением по нормали к поверхности конуса. В направлении поперек потока (z) расчетная сетка (см. рис. 1б) сгущалась к поверхности шероховатости во всех направлениях — x , y и z , а также в следе за шероховатостью (сгущение к $z = 0$). В итоге общее число ячеек расчетной области составляло 2,2 млн.

Численное моделирование задачи выполнялось с помощью пакета ANSYS Fluent. Нестационарные уравнения Навье–Стокса решались с помощью решателя, основанного на плотности, использовалась неявная схема 2-го порядка точности по времени и по пространству

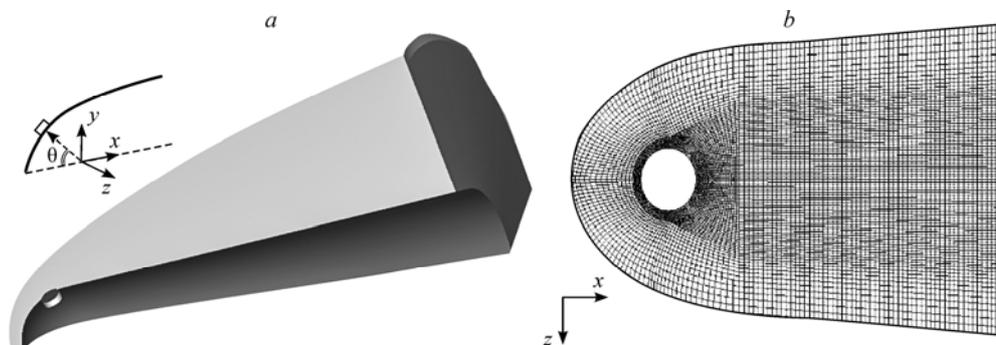


Рис. 1. Геометрия расчетной области (а) и фрагмент расчетной сетки на поверхности носовой части конуса с элементом шероховатости (б).

Рис. 2. Вихревая структура течения вокруг шероховатости (Q -критерий) на затупленном конусе при $r = 9$ мм, $\theta = 60^\circ$.

с Roe-FDS методом расщепления конвективных потоков. На верхней границе расчетной области задавались параметры набегающего потока, на выходной границе задавалось условие сноса потока, на поверхности конуса — условия прилипания и постоянства температуры $T_w = 293$ К, на боковых границах сектора расчетной области — условие симметрии. Тестовые расчеты показали, что при измельчении сетки в 1,5 раза по всем направлениям изменение профилей скорости не превышает 3 %.



Численное моделирование проводилось на кластерах Сибирского суперкомпьютерного центра СО РАН и информационно-вычислительного центра Новосибирского государственного университета.

На рис. 2 показана визуализация течения вблизи элемента шероховатости с помощью Q -критерия, который является вторым инвариантом тензора градиента скорости (см. [6]). Видно, что наличие цилиндрической шероховатости приводит к локальным искажениям стационарного поля течения вблизи шероховатости и образованию подковообразной вихревой структуры перед ней. Вследствие наличия градиентов нормальной и трансверсальной компонент скорости в следе за элементом шероховатости наблюдается образование продольных вихревых структур. Подобная картина наблюдается вблизи шероховатости для всех трех случаев расположения элемента шероховатости на носовой части конуса.

На рис. 3 представлено распределение напряжений сдвига τ_w на поверхности конуса с одиночной шероховатостью для разных θ . Во всех случаях возмущение, вносимое шероховатостью, приводит к возникновению вихревых структур. Видно, что интенсивность подковообразных вихрей перед шероховатостью растет с увеличением угла θ , а интенсивность продольных вихрей, возникающих в следе за шероховатостью, снижается. Развитие возмущений в продольных вихрях и взаимодействие вихревых структур друг с другом ниже по потоку может привести к взрывному нарастанию трехмерных флуктуаций, как это происходит в подобном течении на плоской пластине [6]. В настоящей работе на рассматриваемой длине конуса это не наблюдалось.

Для исследования развития возмущений, генерируемых в следе за шероховатостью, выполнялся Фурье-анализ пульсаций массового расхода с использованием окна Хэмминга в нескольких точках в плоскости симметрии на высоте шероховатости. На рис. 4 представлены спектральные амплитуды пульсаций массового расхода A_n , нормированные

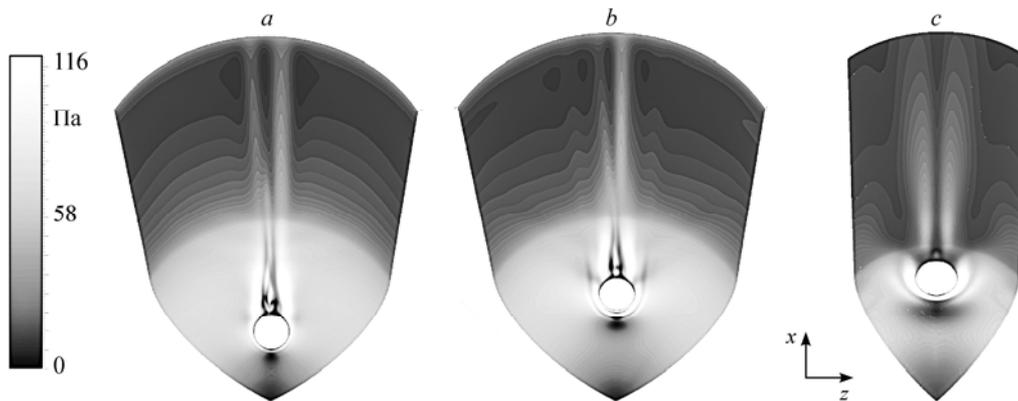


Рис. 3. Распределение напряжений сдвига τ_w на поверхности конуса с одиночной шероховатостью, расположенной под углом $\theta = 30^\circ$ при $r = 16$ мм (a), $\theta = 45^\circ$ при $r = 16$ мм (b) и $\theta = 60^\circ$ при $r = 9$ мм (c).

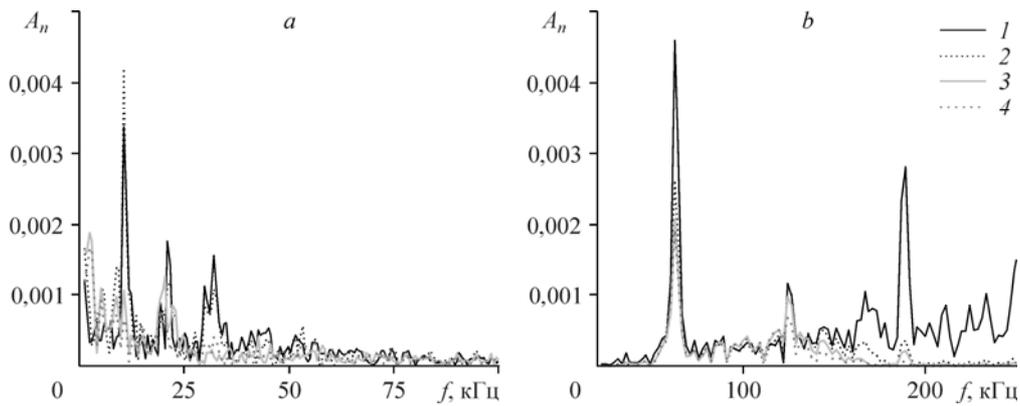


Рис. 4. Нормированные спектральные амплитуды пульсаций массового расхода.

$M_\infty = 5$, $Re_1 = 3 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $T_\infty = 49 \text{ К}$; a — $\theta = 45^\circ$, $r = 16 \text{ мм}$, b — $\theta = 60^\circ$, $r = 9 \text{ мм}$;
 $x = 0$ (1); 0,01 (2), 0,02 (3), 0,03 (4) м.

на осредненный по времени массовый расход в каждой точке, для конусов разного затупления и с разным местоположением элемента шероховатости. Видно, что сразу за этим элементом ($x = 0$) появляются возмущения с амплитудой, не превышающей 0,5 %, далее вниз по потоку происходит их затухание на рассматриваемой длине конуса. Однако следует заметить, что в спектре возмущений выделяются пики, указывающие на нелинейное поведение.

В заключение сформулируем основные выводы. В трехмерной постановке проведено численное моделирование задачи сверхзвукового обтекания затупленного конуса (с двумя радиусами затупления — 9 и 16 мм) с одиночной цилиндрической шероховатостью на поверхности носовой части модели. Высота элемента шероховатости выбиралась такой, чтобы число Рейнольдса Re_{kk} превышало критическое значение для изолированной шероховатости. Показано, что элемент шероховатости при указанных параметрах сверхзвукового обтекания ($M_\infty = 5$, $Re_1 = 3 \cdot 10^6 \cdot 1/\text{м}$, $T_\infty = 49 \text{ К}$) приводит к образованию подковообразных вихревых структур перед ним, продольных вихревых структур в следе за ним и вызывает появление малых по амплитуде возмущений с выделенными пиками в спектрах пульсаций массового расхода.

Список литературы

1. Бойко А.В., Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // ПИТФ. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
2. Maslov A.A., Shilyuk A.N., Bountin D.A., Sidorenko A.A. Mach 6 boundary-layer stability experiments on sharp and blunted cones // J. of Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43, No. 1. P. 71–76.
3. Бунтин Д.А., Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Об определении положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя оптическими методами // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 6. С. 797–800.
4. De Tullio N., Paredes P., Sandham N.D., Theofilis V. Laminar-turbulent transition induced by a discrete roughness element in a supersonic boundary layer // J. Fluid Mech. 2013. Vol. 735. P. 613–646.
5. Duan L., Wang X., Zhong X. Stabilization of a Mach 5.92 boundary layer by two-dimensional finite-height roughness // AIAA J. 2013. Vol. 51, No. 1. P. 266–270.
6. Zhiwei D., Zhixiang X. Hypersonic boundary layer transition Induced by different isolated roughness elements // Proceedings Intern. Symp. on Turbulence and Shear Flow Phenomena — 2015 (TSFP-9). P. 11–17.
7. Ergin F.G., White E.B. Unsteady and transitional flows behind roughness elements // AIAA J. 2006. Vol. 44, No. 11. P. 2504–2514.
8. Бунтин Д.А., Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Влияние шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 5. С. 655–664.
9. Reda D.C., Wilder M.C., Prabhu D.K. Transition experiments on blunt bodies with isolated roughness elements in hypersonic free flight // AIAA Paper. 2010. No. 2010-1367.

Статья поступила в редакцию 20 июля 2016 г.,
 после доработки — 20 сентября 2016 г.