

1. Тема работы

Проверка эффективности волнистых поверхностей для ламинаризации обтекания гиперзвуковых летательных аппаратов

2. Состав коллектива

- Кириловский Станислав Викторович, к.ф.-м.н., н.с. ИТПМ СО РАН
- Поплавская Татьяна Владимировна, д.ф.-м.н., в.н.с. ИТПМ СО РАН

3. Информация о гранте

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант №16-08-00782). Название проекта: «Проверка эффективности волнистых поверхностей для ламинаризации обтекания гиперзвуковых летательных аппаратов». Руководитель: Бунтин Дмитрий Анатольевич. Проект рассчитан на 2016-2018год

4. Анотация

Ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) на поверхностях гиперзвукового летательного аппарата приводит к существенному увеличению тепловых потоков, снижению аэродинамического качества и эффективности двигательной установки, уменьшению эффективности органов управления полетом. Поэтому разработка систем ламинаризации обтекания ГЛА и управления ламинарно-турбулентным переходом является одним из ключевых звеньев проектирования аэрокосмических систем следующего поколения. Одним из таких методов является стабилизации неустойчивых возмущений с помощью волнистых поверхностей. Метод прост в реализации и легко сочетается с теплозащитными элементами из различных материалов. Эффективность данного метода для подавления высокочастотных возмущений, обычно приводящих к ЛТП на гиперзвуковых скоростях, была доказана в предыдущей работе (грант РФФИ №10-08-00310) Вместе с тем было обнаружено, что такая поверхность дестабилизирует низкочастотные возмущения. В данной работе проведены численные расчеты и трубные эксперименты для нахождения интегрального эффекта от волнистости, а именно определение положения ЛТП.

5. Научное содержание работы

5.1. Введение

Определение положения ламинарно-турбулентного перехода на поверхностях гиперзвукового летательного аппарата является важной задачей аэротермодинамики. Ламинарно-турбулентный переход приводит к существенному увеличению тепловых потоков, снижению аэродинамического качества и эффективности двигательной установки, уменьшению эффективности органов управления полетом. Поэтому разработка систем ламинаризации обтекания гиперзвуковых летательных аппаратов и управления ламинарно-турбулентным переходом является одним из ключевых звеньев проектирования аэрокосмических систем следующего поколения.

Концепция стабилизации неустойчивых возмущений волнообразной стенкой базируется на эффекте формирования около структурированной поверхности свободного слоя смешения, который уменьшает темпы роста и подавляет возмущения второй моды, имеющие короткую длину волны (порядка толщины пограничного слоя).

5.2. Постановка задачи

Численное моделирование сверхзвукового обтекания плоской пластины и пластины с волнистостью проведено на базе решения системы двумерных нестационарных уравнений Навье – Стокса с помощью пакета ANSYS Fluent. Расчеты выполнялись при условиях набегающего потока, соответствующих параметрам экспериментов, проводимых в импульсной трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН.

Расчетная область представляет собой прямоугольник, часть нижней стороны которого совпадает с поверхностью пластины. Левая (входная) граница расположена на расстоянии 10 расчетных ячеек вверх по потоку от передней кромки пластины, правая (выходная) граница отодвинута от задней кромки пластины на 40 расчетных ячеек, чтобы течение в выходном сечении было полностью сверхзвуковым. Высота расчетной области выбиралась из условия, чтобы идущая с передней кромки головная УВ не взаимодействовала с верхней границей, и составляет 36мм. Рассматривалась пластина общей длиной 176мм.

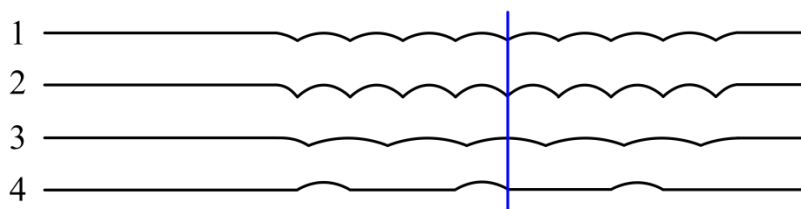


Рис. 1 Пластины с волнистой поверхностью разного размера и вида. Вертикальная линия показывает сечение $x=0.106\text{м}$, соответствующее середине волнистого участка с 9-ью углублениями.

В данной работе была выбрана волнистость 1 с девятью углублениями дугообразной формы глубиной $h=1.8\text{мм}$ и длиной $l=12\text{мм}$ (поверхность 1 на рис.1), и рассматривались ее вариации с удвоенной глубиной (поверхность 2 на рис.1) и удвоенной длиной углублений (поверхность 3 на рис.1). Также были проведены расчеты для структурированной поверхности, состоящей из 3 выпуклых дугообразных элементов на поверхности пластины высотой $h=1.8\text{мм}$ и длиной $l=12\text{мм}$ (поверхность 4 на рис.1). Во всех случаях начало области волнистости поверхности $x_b=52\text{мм}$, конец области волнистости поверхности $x_e=160\text{мм}$ при общей длине пластины 176мм. Такая длина волнистого участка выбрана так, чтобы она составляла не менее 10 длин волн внешнего возмущения с целью увеличения эффективности волнистого покрытия.

В численном моделировании уравнения Навье – Стокса интегрируются с использованием решателя, основанного на плотности, неявной схемы 2-го порядка точности по пространству с Roe-FDS методом расщепления конвективных потоков и явного метода Рунге-Кутты по времени. Численная задача решается в два этапа. Сначала производится расчет стационарного течения, затем локально (на участке поверхности от $x_1=0.01\text{м}$ до $x_2=0.015\text{м}$) вносятся нестационарные возмущения типа периодического вдува-отсоса с помощью созданного UDF-модуля, встраиваемого в пакет. Эти возмущения моделируются периодическим граничным условием на

поперечную компоненту скорости $v_w(x, t) = A \sin\left(2\pi \frac{x - x_1}{x_2 - x_1}\right) \sin(2\pi ft)$ [19]. Здесь f – частота,

$A = \varepsilon \rho_\infty U_\infty / \rho_w$ – амплитуда вводимого возмущения. Для того чтобы перед волнистой областью обеспечить линейную эволюцию возбужденных возмущений была выбрана небольшая принудительная амплитуда $\varepsilon = 2 \times 10^{-3}$.

5.3. Результаты

Численное исследование влияния размера полостей и выступов на поверхности пластины показало, что и полости глубиной 1.8мм и 2.7мм, и выступы высотой 1.8мм не изменяют характеристик среднего течения при числе Рейнольдса $Re_1=10.5 \times 10^6$ 1/м. На рис.2 приведены распределения профилей скорости в сечении $x=106\text{мм}$ (середина области волнистости). Заметим, что высота элементов волнистости не превышает величины удвоенной локальной толщины пограничного слоя.

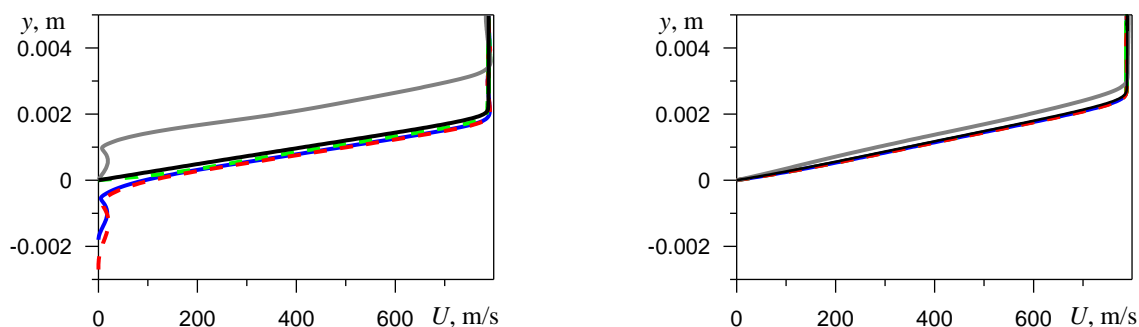


Рис. 2 Распределения по нормали профилей скорости в сечениях $x=106\text{мм}$ (а) и $x=170\text{мм}$ (б): черная кривая – сплошная пластина, зеленая – пластина с волнистостью 3, синяя – пластина с волнистостью 1, красная – пластина с волнистостью 2, серая – пластина с волнистостью 4

Видно, что углубления разного размера не приводят к изменению толщины пограничного слоя по сравнению со случаем обтекания сплошной пластины. В течении с выпуклостями (волнистость 4) толщина пограничного слоя увеличивается по сравнению со случаем обтекания сплошной пластины и пластины с углублениями в области волнистости (рис.2а), но сразу за участком волнистости уменьшается до размеров толщины пограничного слоя на сплошной пластине.

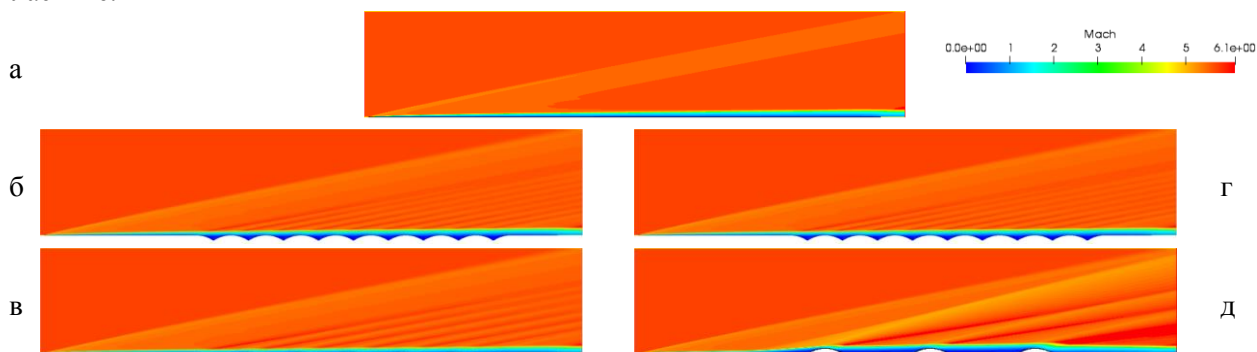


Рис. 3 Поля чисел Маха в основном течении: (а) плоская пластина, (б-д) пластины с волнистостью 1,2,3,4, соответственно

Поле чисел Маха стационарного течения над гладкой и структурированными пластинами показано на рис. 3. Положения головного скачка уплотнения для сплошной пластины и всех видов волнистости 1-5 совпадают. Т.о. поскольку средние параметры гладкой и структурированных пластин отличаются слабо, такие поверхности являются гидродинамически гладкими.

На структурированных пластинах углубления и выступы порождают наклонные скачки, взаимодействие которых с течением в пограничном слое вызывает рециркуляцию внутри углублений и перед выступам. Структурированные поверхности таких размеров слабо влияют на глобальное поле течения над пограничным слоем. В то же время, эти поверхности создают слой смешения, который связывает углубления или выпуклости и напоминает свободный сдвиговый слой с почти параллельными краями.

Результаты расчетов обтекания структурированных поверхностей пластин с введением на участке поверхности от $x_1=0.01\text{м}$ до $x_2=0.015\text{м}$ нестационарных возмущений типа периодического вдува-отсоса с максимально неустойчивой частотой 138.74кГц приведены на рис.4. Здесь показаны продольные распределения нормированных пульсаций давления на поверхности $\Delta c_p = (p - p_\infty) / (\rho_\infty U_\infty^2 / 2)$. В случае плоской пластины возмущения усиливаются при $x > 80\text{мм}$ и достигают своей максимальной амплитуды при $x \sim 155\text{мм}$. На волнистых поверхностях пульсации давления уменьшаются по амплитуде по сравнению с плоской пластиной, при этом видны их вариации вдоль x в зависимости от периода волнистости поверхности. Волнообразная стенка ослабляет рост возмущений, поскольку свободный сдвиговый слой, формируемый на пластине с

волнистостью, более устойчив, чем пограничный слой. Как показано на рис. 4, и полости, и выпуклости вызывают относительно небольшие периодические возмущения теплового потока без среднего перегрева.

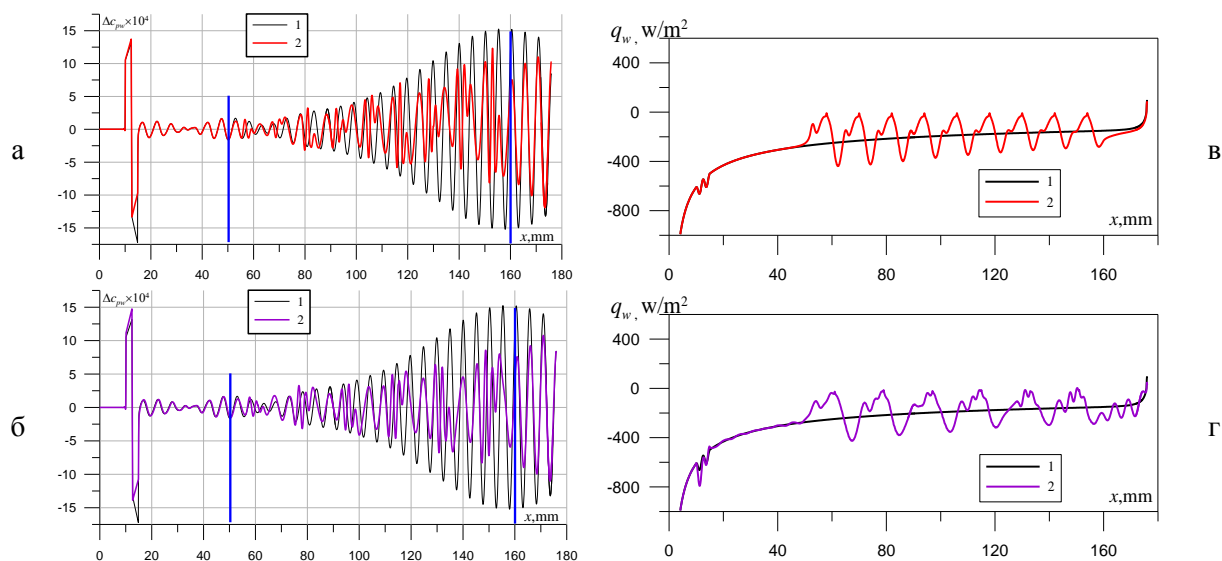


Рис. 4 Продольное распределение нормированных пульсаций давления на поверхности пластины (а,б) ($A=87.6$, $f=138.74\text{кГц}$) и распределения теплового потока (в,г): 1 – гладкая пластина, 2 – волнистая пластина 1 (а,в), – волнистая пластина 2 (б,г)

Была выполнена оценка интегральных характеристик суммарных сил давления, сил трения и суммарного теплового потока на поверхности пластин в направлении набегающего потока для всех вариантов расчета. Показано, что суммарные силы и тепловые потоки для пластин с углублениями разного размера отличаются слабо от случая сплошной пластины. В случае пластины с волнистостью 4 (выпуклые дугообразные элементы) силы трения незначительно уменьшаются, а силы давления существенно увеличиваются, что приводит увеличению общего сопротивления волнистой пластины, но при этом существенно снижается суммарный тепловой поток. Т.е. по сравнению с пластиной с дугообразными углублениями на пластине с дугообразными выпуклыми элементами течение более устойчиво, но ухудшаются аэродинамические характеристики.

Т.о. по совокупности данных о подавлении возмущений волнистой поверхностью, данных по тепловому потоку и данных об общем сопротивлении модели наиболее оптимальными параметрами волнистой поверхности следует признать параметры волнистости 1.

6. Эффект от использования кластера в достижении целей работы

Для выполнения подобных исследований необходимо большое количество параметрических расчётов. Использование кластера НГУ существенно ускоряет их проведение, а следовательно, и получение научных результатов.

7. Перечень публикаций

Бунтин Д.А., Громько Ю.В., Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Влияние температуры затупленной носовой части конуса на ламинарно-турбулентный переход в гиперзвуковых пограничных слоях // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т.25, № 4. С. 505-518.

Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V. Numerical investigation of the influence of the structured surface on disturbance evolution and heat transfer in a hypersonic boundary layer // AIP Conference Proceedings 2027, 030019 (2018); doi: 10.1063/1.5065113