

## **Исследование устойчивости ламинарного сверхзвукового пограничного слоя на шероховатой плоской пластине методом прямого численного моделирования**

А.Л. Железнякова

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Интерес к исследованию устойчивости сжимаемых пограничных слоев при сверхзвуковом течении продиктован в первую очередь потребностями ракетно-космической отрасли. Аэротермодинамические характеристики тела, летящего со сверхзвуковой скоростью (лобовое сопротивление, подъемная сила, тепловые потоки, температура поверхности) определяются состоянием пограничного слоя. Движение со скоростями, многократно превышающими скорость звука, приводит к экстремальному тепловому нагреву поверхности летательного аппарата, вследствие трения и адиабатического сжатия [1]. При смене режима течения (турбулизации пограничного слоя) и без того значительные тепловые и динамические нагрузки могут возрасти в несколько раз. Возможность управлять процессом перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный (смещение точки перехода вверх или вниз по потоку) открывает широкие перспективы для улучшения аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов. Смена режима сверхзвукового течения инициируется двумя типами неустойчивостей: волнами Толлмина – Шлихтинга (вязкая мода) и невязкой неустойчивостью акустической природы [2].

В данной работе была исследована эффективность управления ламинарно-турбулентным переходом в сверхзвуковом пограничном слое с помощью искусственно создаваемых волн неустойчивости первой (вязкой) моды. Решалась задача прямого численного моделирования двумерного, ламинарного, вязкого, сверхзвукового течения газа около плоской тонкой пластины с острой передней кромкой под нулевым углом атаки. Расчеты выполнялись на регулярных криволинейных сетках размерностью более миллиона (3500x300) ячеек с использованием газодинамического модуля программного комплекса NERAT-2D [3], разработанного в Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН. Сетка сгущалась к поверхности пластины, таким образом, что на область развитого сверхзвукового пограничного слоя приходилось порядка 100 узлов, при этом минимальное обезразмеренное расстояние от первого узла до стенки составляло  $Y^+ = 0.3$ .

Для возбуждения периодических колебаний в центральной части гладкой пластины был предусмотрен участок с распределенной шероховатостью, которая моделировалась группой периодических, регулярно повторяющихся синусоидальных выступов и впадин (рис.1).

Интегрировалась полная система двумерных нестационарных уравнений Навье–Стокса для сжимаемого газа. Рассматривались случаи, в которых на стенке поддерживалась постоянная температура и варианты с теплоизолированной поверхностью. Исследовалось влияние температурного фактора (отношения локальной температуры стенки к температуре невозмущенного потока) на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя. В рассматриваемом диапазоне чисел Маха ( $M = 3-6$ ) учитывалась зависимость динамической вязкости текущего газа от температуры с использованием интерполяционной формулы Сазерленда [1]. При этом такие физические свойства среды, как удельная теплоемкость и число Прандтля, предполагались постоянными.

В ходе расчетного исследования эволюции сжимаемого ламинарного пограничного слоя на пластине с шероховатым участком выявлено возбуждение неустойчивых колебаний, инициирующих ламинарно-турбулентный переход. С целью проверки того, что полученные решения не являются следствием численной неустойчивости, проводились серии вычислений на сетках различной подробности. Подтверждено, что искусственные возмущения могут спровоцировать смену режима или, напротив, находясь в противофазе, способны оказать стабилизирующее воздействие на пограничный слой и затянуть ламинарно-турбулентный переход. Результаты моделирования удовлетворительно согласуются с имеющимися расчетными и экспериментальными данными [1].

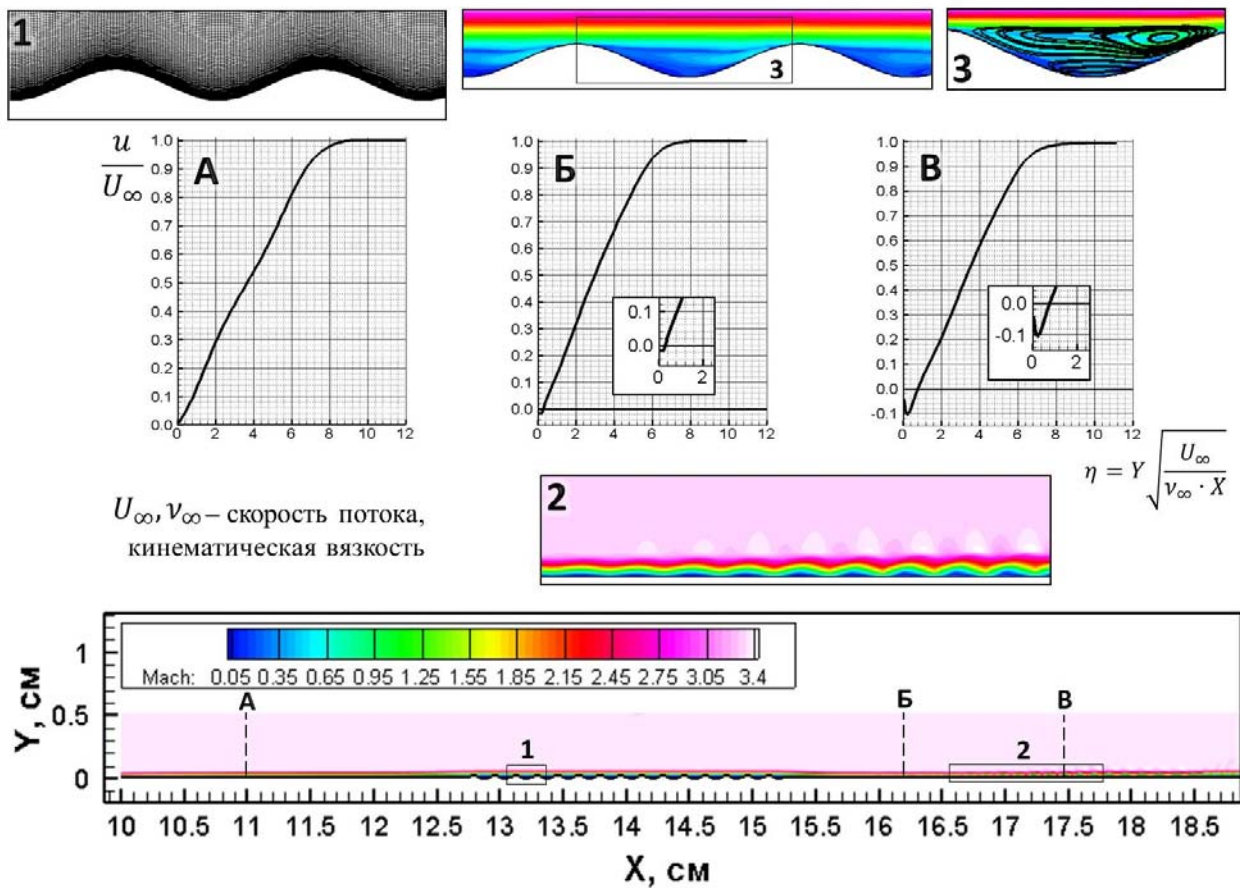


Рис. 1. Фрагмент расчетной сетки вблизи синусоидального элемента шероховатости. Мгновенная картина развития ламинарного сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине с шероховатым участком в виде распределения чисел Маха. Возникновение двумерных возмущений типа волн Толлмина–Шлихтинга. Распределения нормированной продольной скорости поперек пограничного слоя в сечениях, соответствующих участку развитого ламинарного течения и переходной области

#### Литература

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
2. Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. – Новосибирск: Наука, 1982. – 150с.
3. Суржиков С.Т. Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. – М.: Наука, 2010. – 350 с.