ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ СТАДИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Н.В. Пальчековская

Московский физико-технический институт, Жуковский, palchekovskaia.nv@mipt.ru

При низком уровне внешних возмущений ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) в пограничном слое на аэродинамически гладкой поверхности развивается по так называемому модальному сценарию: внешние возмущения возбуждают моды пограничного слоя с малыми начальными амплитудами (стадия восприимчивости); неустойчивые моды экспоненциально растут вниз по потоку в соответствии с линейной теории устойчивости (линейная стадия развития неустойчивости); когда амплитуда возмущения достигает пороговый уровень, начинается его нелинейный распад, который связывают с началом ламинарно-турбулентного перехода (x_t). В окрестности сечения x_t, как правило, рождаются турбулентные пятна. Развиваясь вниз по потоку, пятна растут и сливаются между собой. Этот процесс заканчивается в сечении $x = x_T$, начиная с которого течение всюду является турбулентным. В инженерной практике участок $x_t < x < x_T$ называют областью ЛТП. В настоящей работе рассматривается возбуждение и развитие неустойчивых волн первой моды на пластине при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3$, температуре стенки близкой к адиабатической и числе Рейнольдса $Re_\infty = 2 \cdot 10^7$, характерном для натурного сверхзвукового полета. Рассматривается обтекание плоской пластины под нулевым углом атаки. ЛТП в рассматриваемой задаче обусловлен возбуждением и развитием конвективно-неустойчивых волн первой моды по классификации Мэка [1]. Основные цели работы: выполнить целостное численное моделирование всех стадий перехода, оценить возможность практической реализации амплитудного метода для предсказания начала перехода.

Расчеты выполнялись с помощью авторского пакета программ для решения нестационарных трехмерных уравнений Навье-

Стокса [2]. Этот пакет дает возможность проводить параллельные вычисления на супер - ЭВМ кластерного типа. Использовались вычислительные сетки с числом узлов более 10^6.

На первом этапе рассчитывается двумерное ламинарное (невозмущенное) обтекание пластины в рамках уравнений Навье-Стокса для совершенного газа с параметрами набегающего потока: число Прандтля Pr=0.72, показатель адиабаты γ=1.4, коэффициент вязкости зависит от температуры по степенному закону. Средняя температура стенки равна температуре восстановления, которая близка к температуре теплоизолированной пластины. В таких условиях неустойчивой является только первая мода. Затем двумерное поле течения вместе с сеткой преобразуется в трехмерное с помощью их трансляции по поперечной координате z. На входной и верхней границах расчетной области добавляются нестационарные условия, моделирующие косую акустическую волну.

С помощью линейной теории устойчивости были выбраны частота $\omega = 172.82$ и передний угол $\beta = 58°$ внешних акустических волн, которые возбуждают неустойчивые волны первой моды с примерно одинаковым максимальным интегральным коэффициентом усиления N≈9. Это сделано для того, чтобы изолировать влияние угла атаки на начальные амплитуды возбуждаемых волн неустойчивости. Отметим, что рассматриваются режимы, в которых интегральные коэффициенты усиления соответствуют началу перехода при низком уровне фоновых возмущений, характерном для условий полета.

Рассматривались как медленные, так и быстрые акустические волны с малой амплитудой давления $\varepsilon = 4\ 10^{-7}$, при которых процесс восприимчивости является линейным с высокой степенью точности. Подчеркнем, что в подавляющем большинстве работ расчеты проводятся для более интенсивных внешних возмущений, чтобы уменьшить линейную стадию перехода и тем самым сэкономить вычислительные ресурсы и время вычислений. Однако такой подход не моделирует линейное развитие неустойчивости, что приводит к формированию спектра возмущений на входе в нелинейную стадию. Последнее, в свою очередь, существенно влияет на механизмы распада неустойчивости и возникновения турбулентности.

Протяженность области восприимчивости составляет около двух характерных длин волн (рис. 1) и сосредоточена в малой (по сравнению с масштабом длины пластины) окрестности передней кромки. В этой области вещественная часть фазовой скорости первой моды быстро сближается с фазовой скоростью медленной акустической волны, что приводит к резонансному режиму возбуждения.

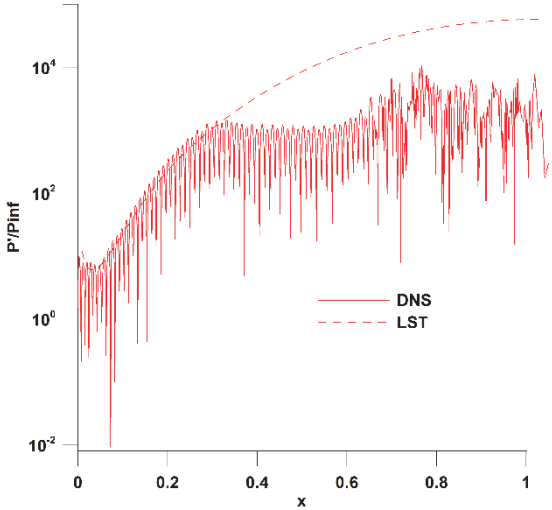

Рис. 1. Распределение нормированного возмущения давления вдоль средней линии

Ниже по потоку от области восприимчивости линейная теория устойчивости хорошо предсказывает рост амплитуды возмущения вплоть до сечения $x = 0.3$, в котором максимальные пульсации продольной скорости равны $u'_{\max} \approx 3.5\%$. Далее начинается слабо-нелинейное насыщение первичной волны и ее нелинейный распад при $x > 0.6$. Относительно большая протяженность слабо-нелинейной стадии обусловлена тем, что в расчетную область не вводятся фоновые возмущения, необходимые для затравки вторичных гармоник. Такой фон дает численный шум, уровень которого очень мал. Поэтому требуется протяженный участок для резонансного усиления вторичных гармоник до уровня первичной волны. На относительно коротком участке нелинейного распада формируются мелкие вихревые структуры. Здесь амплитуда пульсаций p'_{w} в несколько раз больше, чем в слабо-нелинейной области.

На рис. 2 представлена изоповерхность Q-критерия, соответствующая Q=1000, раскрашенная значениями продольной скорости в нелинейной области, где появляются характерные для данной стадии ЛТП вихревые структуры.

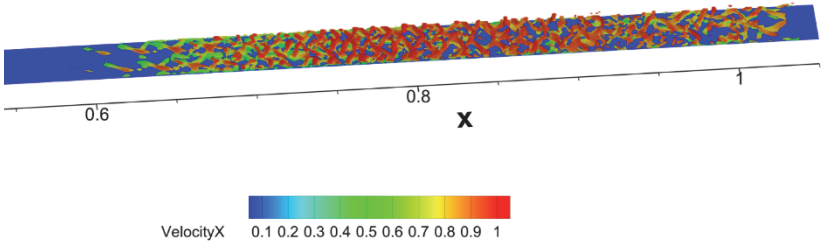

Рис. 2. Изоповерхность Q-критерия Q=1000, раскрашенная значениями продольной скорости

На основе проведенных расчетов можно сделать заключение о том, что вниз по потоку от области восприимчивости первая мода развивается согласно линейной теории, не испытывая дополнительной накачки внешней акустикой, а слабо-нелинейное взаимодействие приводит к насыщению амплитуды неустойчивости на уровне $u'_{\max}\approx 3.5\%$, что согласуется с известными численными и экспериментальными данными.

Автор выражает благодарность И.В. Егорову и А.В. Федорову за ценные замечания и советы при проведении данного исследования.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при финансовой поддержке РНФ (код проекта 23-79-10072).

Литература

1. Mack L.M. Boundary-layer stability theory. Part B. Doc. 900-277, JPL, Pasadena, California, May 1969.
2. Egorov I.V., Novikov A.V. Direct numerical simulation of laminar-turbulent flow over a flat plate at hypersonic flow speeds. Comput. Math. Math. Phys., 2016. v. 56, no. 6, pp. 1048–1064.