

УДК 533.6

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ К АКУСТИЧЕСКИМ ВОЗМУЩЕНИЯМ В ТЕЧЕНИЯХ СЖАТИЯ И РАЗРЕЖЕНИЯ

© 2021 г. Член-корреспондент РАН И. В. Егоров<sup>1,2,\*</sup>, Н. В. Пальчеховская<sup>1,2,\*\*</sup>

Поступило 20.01.2021 г.  
После доработки 20.01.2021 г.  
Принято к публикации 25.01.2021 г.

Численно исследована восприимчивость пограничного слоя на плоской пластине к акустическим возмущениям в набегающем сверхзвуковом потоке газа. Рассмотрены углы атаки, при которых в поле течения формируются как ударные волны, так и веер волн разрежения. Изучены особенности взаимодействия этих структур с акустическими волнами и получены закономерности в формировании области неустойчивости пограничного слоя на пластине.

*Ключевые слова:* пограничный слой, восприимчивость, акустические возмущения, численное моделирование, уравнения Навье–Стокса

DOI: 10.31857/S2686740021020036

Летательные аппараты (ЛА) движутся на крейсерском режиме, как правило, на малых положительных углах атаки. При этом на поверхности ЛА формируются течения сжатия и разрежения. Явления, связанные с ламинарно-турбулентным переходом (ЛТП) на подветренной стороне ЛА, представляются крайне важными, но при этом малоизученными. Исследования возникновения турбулентности в пограничных слоях являются актуальными на протяжении многих лет. Это обусловлено тем, что предсказание местоположения ЛТП и управление переходом – важные практические задачи. Для гиперзвуковых течений эти задачи стоят особенно остро, так как переход влияет не только на аэродинамическое качество ЛА, но и ведет к резкому увеличению тепловых потоков к обтекаемой поверхности. Переход к турбулентности – сложный нестационарный процесс, зависящий от большого числа параметров и развивающийся по разным сценариям [1]. Так как этот процесс зависит от спектрального состава и уровня возмущений набегающего потока, полное моделирование натуральных условий невозможно в аэродинамических трубах, в особенности при

больших скоростях потока [2]. Поэтому задачи исследования начальных стадий ЛТП, таких как восприимчивость и неустойчивость течения в маловозмущенном потоке, являются актуальными. В данной работе изучен процесс восприимчивости на пластине под различными углами атаки на сверхзвуковых режимах обтекания.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Моделирование проводилось с помощью численного решения нестационарных уравнений Навье–Стокса в двумерной постановке. Это обусловлено тем, что в данной работе рассматривалась вторая мода возмущений, являющаяся наиболее неустойчивой при больших сверхзвуковых скоростях потока и имеющая двумерный характер поведения [3]. Основные расчетные исследования проведены для модели совершенного газа. Все величины входят в консервативную запись уравнений в безразмерном виде. При обезразмеривании уравнений Навье–Стокса декартовы координаты отнесены к характерному линейному

<sup>1</sup> Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

<sup>2</sup> Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский, Московская обл., Россия

\*E-mail: egorov.ivan.v@mipt.ru

\*\*E-mail: palchekovskaia.nv@mipt.ru

Таблица 1

Угол атаки, $\text{AoA}$	Частота, $\omega$	Угол волны, $\theta$
$-5^\circ$	3517	$5^\circ$
$0^\circ$	1905	$0^\circ$
$5^\circ$	949	$-5^\circ$

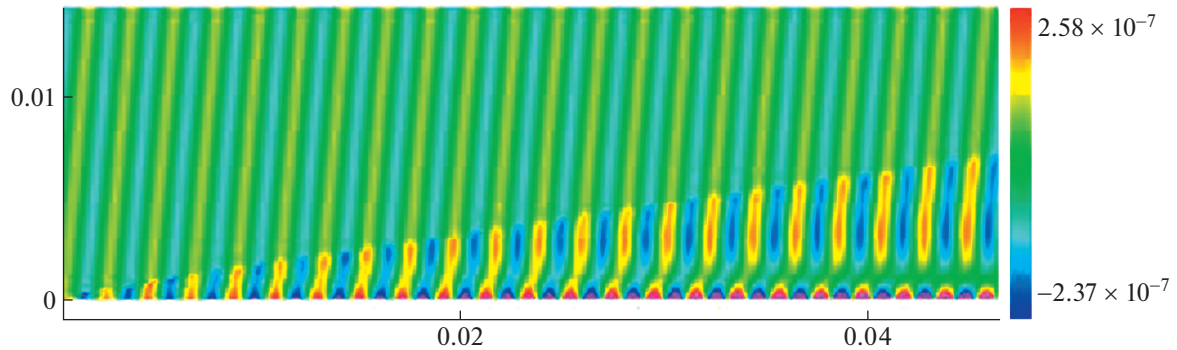


Рис. 1. Поле возмущений давления для  $AoA = -5^\circ$  и быстрой акустической волны вблизи передней кромки пластины.

размеру, время — к характерному времени, компоненты вектора скорости — к модулю вектора скорости набегающего потока, давление — к удвоенному скоростному напору набегающего потока, остальные газодинамические переменные — к их значениям в набегающем потоке. При таком обезразмеривании в уравнениях Навье—Стокса появляются основные параметры подобия: показатель адиабаты, число Маха набегающего потока, число Рейнольдса, число Прандтля. Обезразмеренные таким образом уравнения Навье—Стокса использовались при численном интегрировании. Интегрирование уравнений Навье—Стокса выполнялось с помощью интегрирующего метода (метода конечного объема). Его применение к уравнениям Навье—

Стокса позволяет получить разностные аналоги законов сохранения. Для монотонной разностной схемы вычисление потоков в полужелтых узлах осуществлялось на основе решения задачи Римана о распаде произвольного разрыва. При аппроксимации конвективной составляющей векторов потоков в полужелтых узлах использовалась схема WENO третьего порядка точности. При аппроксимации диффузионной составляющей векторов потоков на грани элементарной ячейки применяется разностная схема типа центральных разностей второго порядка точности. В результате разностной аппроксимации уравнений Навье—Стокса и соответствующих граничных условий на некоторой сетке интегрирование нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных сводилось к решению системы нелинейных алгебраических уравнений. Для решения нелинейных сеточных уравнений использовался модифицированный метод Ньютона—Рафсона. Численный метод реализован на многопроцессорной супер-ЭВМ кластерного типа [4].

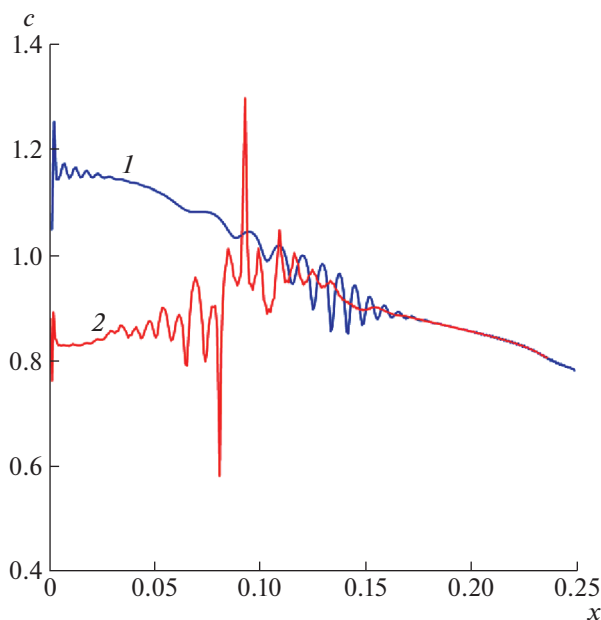


Рис. 2. Фазовые скорости возмущений, генерируемых быстрой (1) и медленной (2) акустическими волнами для  $AoA = -5^\circ$ .

Задача восприимчивости решалась в два этапа. Сначала методом установления рассчитывалось стационарное поле течения. Затем на входной и верхней границах расчетной области ставились нестационарные граничные условия, моделирующие акустическую волну с заданной частотой и компонентами волнового вектора, и далее решалась нестационарная задача. Вычисления производились до тех пор, пока не установится гармоническое по времени поле возмущения.

Расчетная сетка для всех случаев имела размерность  $6050 \times 603$  узлов и разбивалась на 96 блоков, каждый из которых обрабатывался на одном ядре многопроцессорной супер-ЭВМ. На поверхности пластины ставились условия прилипания для скорости и изотермическое условие для температуры с температурным фактором  $t_w = 0.3$ , что соответствует холодной стенке. На правой выходной границе ставилось условие экстраполяции зависимых переменных.

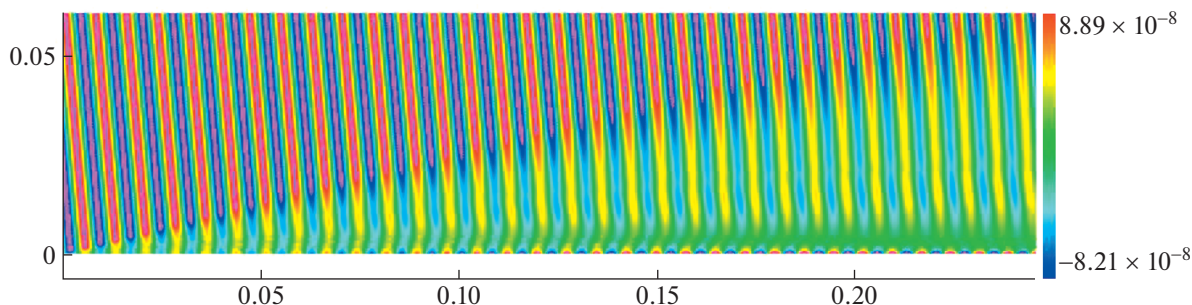


Рис. 3. Поле возмущений давления для  $\text{AoA} = 5^\circ$  и быстрой акустической волны вблизи передней кромки пластины.

Первым этапом решалась задача невозмущенного обтекания пластины с числом Маха набегающего потока  $M_\infty = 6$ , температурой  $T_\infty = 80$  К, числом Рейнольдса  $\text{Re}_{L,\infty} = 3 \times 10^7$ , рассчитанным по длине пластины. На входной границе ставились условия Дирихле, на верхней границе ставились условия экстраполяции зависимых переменных. В результате методом установления по времени получалось стационарное поле течения с ударной волной при углах атаки набегающего потока  $\text{AoA} = -5^\circ$  и  $\text{AoA} = 0^\circ$  или с веером волн разрежения при  $\text{AoA} = 5^\circ$ .

Вторым этапом на полученное стационарное поле накладывались возмущения в виде монохроматической акустической волны [5]. Рассматривались отдельно случаи быстрой и медленной

акустических волн. В данной работе выбрана амплитуда акустических возмущений  $\varepsilon = 10^{-7}$  для обеспечения линейности процесса восприимчивости. Для каждого режима частота акустических волн выбиралась так, чтобы область неустойчивости находилась в пределах расчетной области и полученное усиление было одинаково ( $N$ -фактор, примерно, был равен одному и тому же числу [3]). Безразмерные частоты (частота нормирована на отношение скорости набегающего потока к характерному линейному размеру) и углы падения акустических волн для каждого угла атаки представлены в табл. 1.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В анализе полученных результатов в основном использовались поля возмущений скорости, давления и температуры, которые представляют собой разность полей с акустическими возмущениями в набегающем потоке и стационарных полей без возмущений. В случае  $\text{AoA} = -5^\circ$  и быстрой акустической волны в набегающем потоке фазовая скорость возмущений сходится к фазовой скорости моды  $F$  (по терминологии [6]) от передней кромки до  $x = 0.03$ . Это наглядно демонстрируется полем возмущений давления вблизи передней кромки: при  $x \approx 0.03$  исчезают “перемычки”, соединяющие ячеистые структуры в пограничном слое с полосчатыми структурами, идущими от ударной волны (рис. 1). Затем мода  $F$  накачивает моду  $S$  (по терминологии [6]) и, начиная с  $x = 0.15$ , доминирует мода  $S$  (рис. 2). В случае  $\text{AoA} = -5^\circ$  и медленной акустической волны фазовая скорость быстро сходится к фазовой скорости моды  $S$ . Затем наблюдаются осцилляции, которые исчезают вблизи  $x = 0.15$ . В случае  $\text{AoA} = 0^\circ$  поведение фазовых скоростей схоже с режимом  $\text{AoA} = -5^\circ$ , но мода  $S$  начинает доминировать значительно ниже по потоку – вблизи  $x = 0.3$ . На рис. 3 представлено поле возмущений давления вблизи передней кромки для угла атаки  $\text{AoA} = 5^\circ$ , когда на процесс восприимчивости оказывает влияние веер волн разреже-

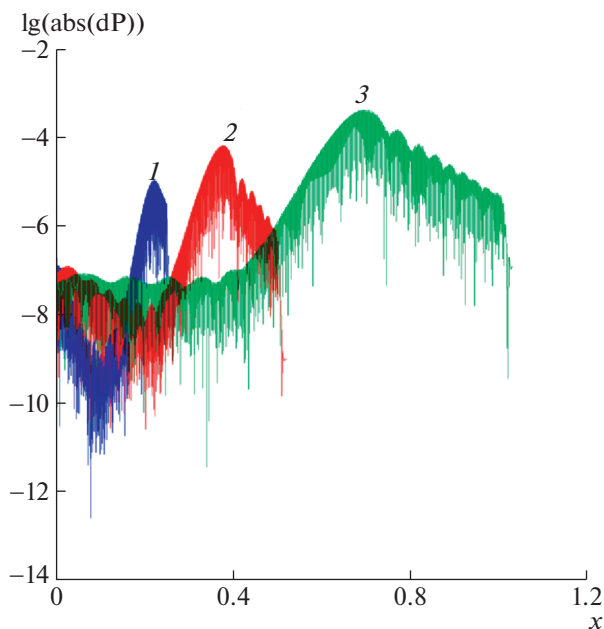


Рис. 4. Распределение абсолютной величины возмущения давления вдоль поверхности пластины для  $\text{AoA} = -5^\circ$  (1),  $\text{AoA} = 0^\circ$  (2),  $\text{AoA} = 5^\circ$  (3) для случая медленной акустической волны.

ния. При  $\text{AoA} = 5^\circ$  поведение фазовых скоростей также аналогично предыдущим режимам, а мода  $S$  доминирует, начиная с  $x = 0.6$ .

Эти результаты позволяют сделать вывод о том, что мода  $F$  (мода  $S$ ) возбуждается быстрой (медленной) акустической волной в малой окрестности передней кромки пластины. Далее вниз по потоку происходит межмодовый обмен, в результате чего до конца расчетной области наблюдается доминирование неустойчивой моды  $S$ .

Распределения возмущений давления вдоль поверхности пластины демонстрируют развитие возмущений в поле течения. Можно видеть, что при увеличении угла атаки область неустойчивости значительно сдвигается вниз по потоку (рис. 4).

#### БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают глубокую благодарность А.В. Федорову за обсуждение работы.

#### ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-00184).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Устинов М.В. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое (обзор) // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV. № 1. С. 3–43.
2. Lin R.-S., Malik M.R. Stability and transition in compressible attachment-line boundary-layer flow // SAE Technical Paper 952041, 1995.
3. Fedorov A. Transition and stability of high-speed boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 2011. V. 43. P. 79–95.
4. Егоров И.В., Новиков А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВМиМФ. 2016. Т. 56. № 6. С. 145–162.
5. Егоров И.В., Судаков В.Г., Федоров А.В. Численное моделирование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2006. Т. 41. № 1. С. 42–53.
6. Fedorov A. V. Receptivity of a high-speed boundary layer to acoustic disturbances // J. Fluid Mech. 2003. V. 491. P. 101–129.

## NUMERICAL SIMULATION OF SUPERSONIC BOUNDARY LAYER RECEPTIVITY TO ACOUSTIC DISTURBANCES IN COMPRESSION AND RAREFACTION FLOWS

Corresponding Member of the RAS I. V. Egorov<sup>a,b</sup> and N. V. Palchekovskaya<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup> Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow region, Russian Federation

<sup>b</sup> Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russian Federation

Receptivity of boundary layer on a flat plate to acoustic disturbances in the incoming supersonic gas flow is numerically studied. Angles of attack are considered, at which shock waves and rarefaction fan are generated in the flow field. Peculiarities of these structures interaction with acoustic waves have been studied and regularities in the origin of boundary layer instability region have been obtained.

*Keywords:* boundary layer, receptivity, acoustic disturbances, numerical simulation, Navier–Stokes equations