

ВЛИЯНИЕ МИКРОПРОФИЛИРОВАНИЯ НА НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ НА СВЕРХЗВУКОВОМ СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

А.В. Новиков^{1,2}, А.О. Образ^{1,2}, А.В. Фёдоров^{1,2}

¹Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский

²Московский физико-технический институт, Долгопрудный

Введение. Около поверхности стреловидного (скользящего) крыла при типичной компоновке сверхзвукового самолёта развивается поперечное течение, которое направлено перпендикулярно к линии тока на внешней границе пограничного слоя (ПС). В таком пограничном слое может развиваться неустойчивость поперечного течения (или СФ-неустойчивость, от английского термина cross flow). В условиях полёта, как правило, доминирует стационарная СФ-неустойчивость. Она эффективно возбуждается микронеровностями обшивки крыла и представляет собой вихри, которые развиваются вдоль линий тока невязкого обтекания и локализованы в пограничном слое. Если начальная амплитуда СФ-неустойчивости достаточно мала, её развитие хорошо описывается линейной теорией устойчивости вплоть до критических амплитуд, начиная с которых включаются нелинейные механизмы. Последние приводят ко вторичной неустойчивости и ламинарно-турбулентному переходу (ЛТП). СФ-неустойчивость, как правило, вызывает ЛТП раньше, чем развиваются другие неустойчивые моды. Поэтому для ламинаризации обтекания стреловидных крыльев прежде всего необходимо либо стабилизировать СФ-неустойчивости, либо задержать нелинейные процессы её распада в турбулентность.

Рассматривается возможность стабилизации СФ-неустойчивости с помощью ряда длинных углублений, которые ориентированы примерно вдоль передней кромки скользящего крыла и имеют ширину, соизмеримую с толщиной пограничного слоя. Такое микропрофилирование (МП) вызывает эффект скольжения основного (невозмущённого) течения, что приводит к уменьшению скорости поперечного течения и, как следствие, снижению инкрементов роста СФ-неустойчивости. Подобный способ затягивания ЛТП до сих пор подробно не исследовался. Нам известна только одна работа [1], где теоретически и экспериментально показана применимость МП для ламинаризации дозвукового обтекания стреловидного крыла.

В настоящей работе с помощью численного моделирования и расчётов по линейной теории устойчивости (ЛТУ) исследуется вли-

яние микропрофилирования на неустойчивость поперечного течения на модельном стреловидном крыле при обтекании потоком с числом Маха $M_\infty = 2$.

Постановка задачи. Моделирование ламинарного обтекания крыла выполняется в рамках численного интегрирования полных уравнений Навье — Стокса для трёхмерных нестационарных сжимаемых течений вязкого газа. Движущаяся среда — совершенный газ с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$, постоянным числом Прандтля $Pr = 0.72$ и динамической вязкостью, рассчитываемой по закону Сазерленда с константой $C = 110.4\text{К}$. Расчёты выполняются с помощью авторский пакета программ [3]. Применяется неявный метод конечного объёма, квазимонотонная схема типа Годунова и подход WENO-3, что даёт эффективно третий порядок аппроксимации по пространству. Характеристики неустойчивых мод ПС исследуются в рамках ЛГУ и e^N метода с использованием авторского кода [4].

Рассматривается обтекание стреловидного крыла бесконечного размаха под нулевым углом атаки с углом скольжения $\chi = 30^\circ$ и симметричным профилем в виде дуг окружностей с хордой c , толщиной $\tau = 0.13c$ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$ и числе Рейнольдса, посчитанном по длине хорды $Re_{\infty,c} = 9 \times 10^6$. Обтекаемая поверхность крыла считается изотермической с $T_w = 290\text{К}$. Температура в набегающем потоке — $T_\infty = 161\text{К}$ (статическая) и $T_0 = 290\text{К}$ (торможения). Эти параметры соответствуют работе [2] по численному и экспериментальному исследованию подавления роста СФ-неустойчивости с помощью системы отсоса.

На поверхности крыла на участке $0.3 < x < 0.4$ организовано микропрофилирование с продольным полупериодом $L_{grv} = 0.8\delta^*$ в виде ряда из 114 прямоугольных выемок полушириной $a = 0.8L_{grv}$, глубиной $b = 2a$ и полу-расстоянием между ними $c = 0.2L_{grv}$, где $\delta^* \approx 0.00055$ — толщина вытеснения ПС на гладкой поверхности крыла из предварительных расчётов. Схема профиля крыла и профилирования показана на рис. 1. Параметры профилирования выбились в результате предварительных оценок по ЛГУ.

При моделировании используется система координат, связанная с крылом, так что ось x направлена по нормали к передней кромке, ось z — по размаху, а ось y вертикально.

Расчётная область отмечена фиолетовой пунктирной линией на рис. 1. В плоскости (x, y) строится структурированная многоблочная сетка со сгущением вблизи стенки (50 узлов на толщину ПС). В силу бесконечности размаха крыла в z -направлении течение не

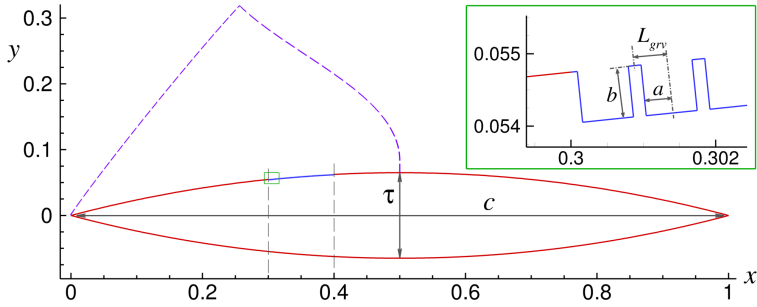


Рис. 1: Схема профиля крыла (красная линия), формы микропрофилирования (синяя линия) и границы расчётной области (фиолетовая пунктирная линия)

меняется и число сеточных узлов по размаху выбирается минимальным $= 5$ согласно шаблону численной схемы. Суммарное число узлов в расчётной сетке, используемой при моделировании невозмущённого обтекания, составило 7.1 миллионов.

При расчёте поля невозмущённого обтекания ставятся следующие граничные условия: прилипание и изотермичность на обтекаемой поверхности, в том числе на стенках углублений; условие набегающего потока на левой и верхней границах, причём $\{u, v, w\} = V_\infty \{\cos \chi, 0, \sin \chi\}$; линейная экстраполяция изнутри области для зависимых переменных на правой границе; условие периодичности на границах $z = \{z_{min}, z_{max}\}$.

Исследование выполняется в три этапа. На первом с помощью метода установления рассчитывается стационарное ламинарное поле обтекания начиная с однородного потока. На втором этапе, из полученного базового невозмущённого поля извлекаются профили ПС и решается задача ЛТУ. На третьем этапе в базовое поле вносится специальное возмущение и моделируется процесс развития СФ-вихрей и их взаимодействия с углублениями.

Результаты. Картина рассчитанного ламинарного обтекания скользящего крыла представлена на рис. 2. Анализ показывает, что внутри углублений формируется проскальзывание в z -направлении. На основе профилей ПС с учётом течения в углублениях вычисляются характеристики устойчивости — диапазон наиболее неустойчивых СФ-волн, их интегральные усиления $N(x)$. Показано, что рассматриваемое МП действительно замедляет рост СФ-волн, так что при $x = 0.5$ усиление падает с $N \approx 12$ на глад-

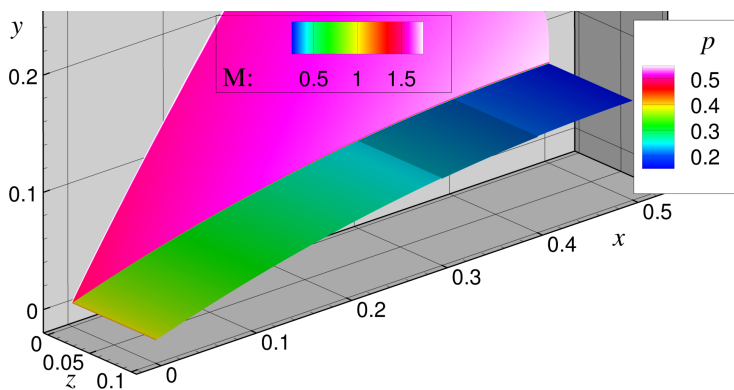


Рис. 2: Поля стационарного обтекания скользящего крыла: поле чисел Маха в плоскости (x, z) и поле безразмерного давления на поверхности

кой поверхности до $N \approx 10$. Такое профилирование может являться эффективным пассивным способом затягивания ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях. В полной версии статьи по результатам настоящей работы будут продемонстрированы данные прямого численного моделирования СФ-вихрей в ПС на скользящем крыле.

Работа выполнена в рамках гранта РФФ № 19-19-00470.

Литература

1. Устинов М.В., Иванов А.В., Мищенко Д.А., Русьянов Д.А. Ламинаризация обтекания стреловидного крыла с помощью рельефа поверхности. XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Уфа, 19–24 августа 2019, С.704–706.
2. Hein S., Schülein E., Hanifi A., Sousa J., Arnal D. Laminar Flow Control by Suction at Mach 2. CEAS/KATnet II Conference on Key Aerodynamic Technologies, 2009.
3. Егоров И.В., Новиков А.В., Фёдоров А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях потока на супер-ЭВМ. ЖВМиМФ, Т.57, №8, 2017.
4. Образ А.О., Фёдоров А.В. Пакет программ HSFS для анализа устойчивости сжимаемых пограничных слоёв. Учёные записки ЦАГИ, т.XLVIII, №3, 2017, с.11–28.