

УДК 532.526.3:533.6.011.55+519.63

## ТУРБУЛИЗАЦИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПРЯМОМ КРЫЛЕ ИЗ-ЗА АКУСТИЧЕСКОГО ШУМА

© 2023 г. П. В. Чувахов<sup>1,2,\*</sup>, член-корреспондент РАН И. В. Егоров<sup>1,2,\*\*</sup>

Поступило 24.09.2022 г.

После доработки 24.09.2022 г.

Принято к публикации 12.10.2022 г.

Представлены результаты прямого численного моделирования процесса восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя над прямым крылом с тонким параболическим профилем к акустическому шуму различной интенсивности. Продемонстрировано, что акустический шум способен вызвать ламинарно-турбулентный переход на прямом крыле сверхзвукового пассажирского самолета.

*Ключевые слова:* ламинарно-турбулентный переход, сверхзвуковой пограничный слой, прямое крыло, сверхзвуковой пассажирский самолет, акустический шум, численное моделирование

DOI: 10.31857/S2686740023020050, EDN: UPCMFS

Современные сверхзвуковые пассажирские самолеты (СПС) – например, серия СПС Aerion [1] – проектируются для крейсерского полета на высотах порядка 15–20 км при числе Маха от 1.5 до 4. Профиль крыла СПС тонкий и, как правило, имеет выпуклую чечевицеобразную форму, близкую к параболической. Некоторые модели имеют крыло малой стреловидности, для которого механизм неустойчивости поперечного течения не реализуется. В таких условиях ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) на гладкой поверхности крыла протекает по малозумному сценарию [2], включающему восприимчивость пограничного слоя к внешнему воздействию и дальнейший рост конвективно неустойчивой первой моды пограничного слоя вплоть до формирования турбулентного течения.

На высоте 20 км возможными источниками возмущений [3], способных возбудить в пограничном слое волны неустойчивости, являются: возмущения набегающего потока (атмосферная турбулентность, микрочастицы); акустические волны, излучаемые турбулентным пограничным слоем на передней части фюзеляжа; возмущения, индуцированные обтекаемой поверхностью (вибрации обшивки, шероховатость). Концепция ламинизированного крыла предполагает аэродинамически гладкую поверхность, которая не вибрирует в диапазоне частот неустойчивости. Концентрация

микрочастиц на высоте 20 км мала [4], и столкновения с ними происходят реже одного раза в четыре характерных газодинамических времени, как показывают простые оценки. Поэтому частицы в нормальных условиях не могут являться источником турбулентности на прямом крыле СПС. Как показали расчетные исследования [5], атмосферная турбулентность также является маловероятным источником внешних возмущений, приводящих к ЛТП. Наиболее вероятным источником является акустический шум от турбулентного пограничного слоя на фюзеляже СПС, если его рассматривать как плоский источник возмущений.

Важно подчеркнуть, что фюзеляж является скорее осесимметричным (грубо – цилиндрическим) источником возмущений, а не плоским. Поэтому амплитуда излучаемых акустических волн убывает обратно квадратному корню из расстояния от оси фюзеляжа, и среднеквадратичное значение пульсаций давления возле передней кромки крыла оказывается в  $(z_2/z_1)^{0.5}$  раз ниже, чем от плоского источника (для геометрии [1] это отношение  $\approx 2.4$ ). Настоящая работа является дальнейшим развитием исследований [5] на случай осесимметричного источника-фюзеляжа.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Численное моделирование выполнено в рамках уравнений Навье–Стокса. Использован авторский пакет расчетных программ, основанный на квазимонотонной схеме конечного объема второго порядка аппроксимации по времени и для диссипативных потоковых величин; реконструкция конвективных потоковых величин на грани ячейки осуществляется с применением схемы WENO-3 (детали реализации даны в [6]). Расчеты выполнены в безразмерном виде для совершенного газа

<sup>1</sup> Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия

<sup>2</sup> Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

\*E-mail: pavel\_chuvahov@mail.ru

\*\*E-mail: i\_v\_egorov@mail.ru

Таблица 1. Параметры порождаемых возмущений

№	Фюзеляж	$\omega_{\min}$	$\omega_{\max}$	$\Delta\omega$	$rms$
1	плоский	100	300	2	$2.272 \times 10^{-4}$
2	осесим.	«	«	«	$9.434 \times 10^{-5}$
3	осесим.	60	600	«	«
4	осесим.	«	«	1	«

(воздуха) с постоянными показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$  и числом Прандтля  $Pr = 0.72$ . Поверхность теплоизолированная.

Прототипом для выбора параметров сверхзвукового потока, профиля прямого крыла и геометрии СПС послужил самолет AS2 [1]. Рассматривается модель прямого крыла с заостренными передней и задней кромками; профиль крыла аппроксимируется параболой  $y_w = 2\tau x(1 - x)$ , где  $\tau$  — относительная толщина профиля, принятая равной 10%. Все величины даны в безразмерном виде. Характерный масштаб длины — хорда профиля  $L = 5$  м. Параметры воздуха взяты из модели стандартной атмосферы на высоте 20 км. Число Маха набегающего потока равно  $M_\infty = 3$ , число Рейнольдса  $Re_{\infty, L} = 27.205 \times 10^6$ , температура потока  $T_\infty^* = 230$  К.

Оценка характеристик шума, излучаемого турбулентным пограничным слоем над фюзеляжем, сделана на основе результатов [7]. В поле пульсаций вблизи крыла в главном приближении преобладают медленные акустические волны с определенным наклоном фронтов. Стохастический сигнал на входе в расчетную область генерируется в виде суммы элементарных акустических волн с частотами, которые характерны для неустойчивой области пограничного слоя. Моделируемый частотный диапазон  $[\omega_{\min}, \omega_{\max}]$  включает гармонику  $\omega_0$ , которая достигает наибольшего интегрального усиления среди всех остальных возможных гармоник (в рамках линейной теории устойчивости и метода e-N). Точка максимума — 20% хорды. Моделируемый сигнал равномерно заполняет частотный диапазон с шагом  $\Delta\omega$  (см. табл. 1) и имеет вид

$$p' = \sum_i \sqrt{2\Phi(\omega_i) \Delta\omega} \cdot \cos(\mathbf{k}_i \mathbf{x} - \omega_i t + \varphi_i).$$

Частотно-амплитудный спектр  $\Phi(\omega)$  и среднеквадратичное значение пульсаций давления в дальнем поле, приведенные в [7], дополняются оценкой характеристик турбулентного пограничного слоя на фюзеляже, что замыкает постановку задачи моделирования акустического поля, падающего на прямое крыло СПС, без дополнительных полуэмпирических предположений.

Расчет ведется до 42% по хорде крыла. Детали постановки и условий расчетов даны в [5].

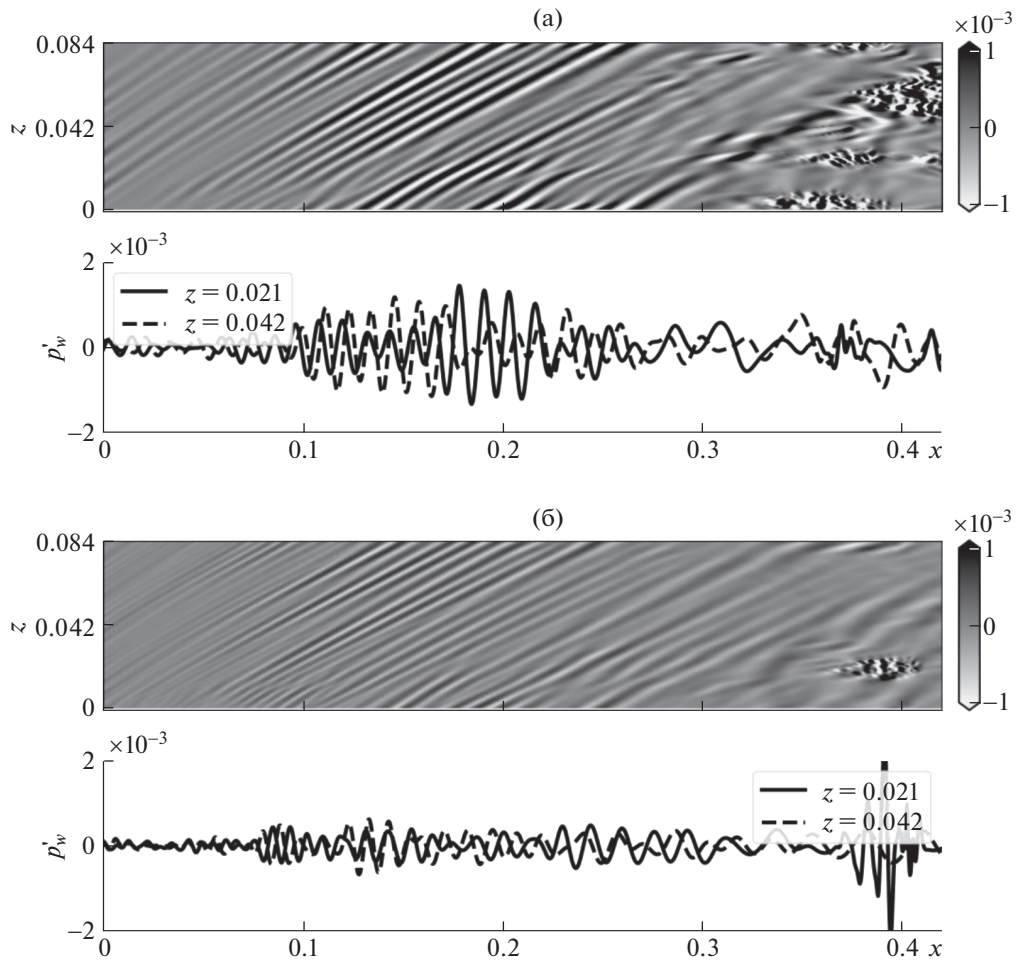
## РЕЗУЛЬТАТЫ

Поля возмущений давления на квазипериодическом режиме течения представлены на рис. 1а, б. Этот режим устанавливается спустя  $\Delta t \approx 1$  после начала генерации возмущений и характеризуется тем, что статистические характеристики возмущений перестают зависеть от времени. Акустические возмущения проникают в пограничный слой и заметно растут вниз по потоку. Их амплитуда достигает максимума в интервале  $0.15 < x < 0.25$ . Далее возмущения либо нелинейно распадаются с порождением ограниченных областей турбулентного течения (турбулентных пятен), либо затухают без признаков нелинейности. Пятна рождаются волновыми пакетами, которые возбуждаются локальными всплесками акустических возмущений и достигают критической амплитуды. Рождение пятен для плоского источника-фюзеляжа (рис. 1) происходит дальше 25% хорды и имеет случайное распределение по размаху крыла. Этот процесс не прекращается со временем, в отличие от случая атмосферной турбулентности, где пятна вовсе не появляются [5]. Зародившиеся пятна увлекаются потоком, увеличиваясь в размерах и формируя подобие турбулентных клиньев, вершина которых сносится по потоку медленнее, чем пятно в целом. Вершина одного такого клина расположена, например, при  $x \approx 0.37$ ,  $z \approx 0.06$  на рис. 1а.

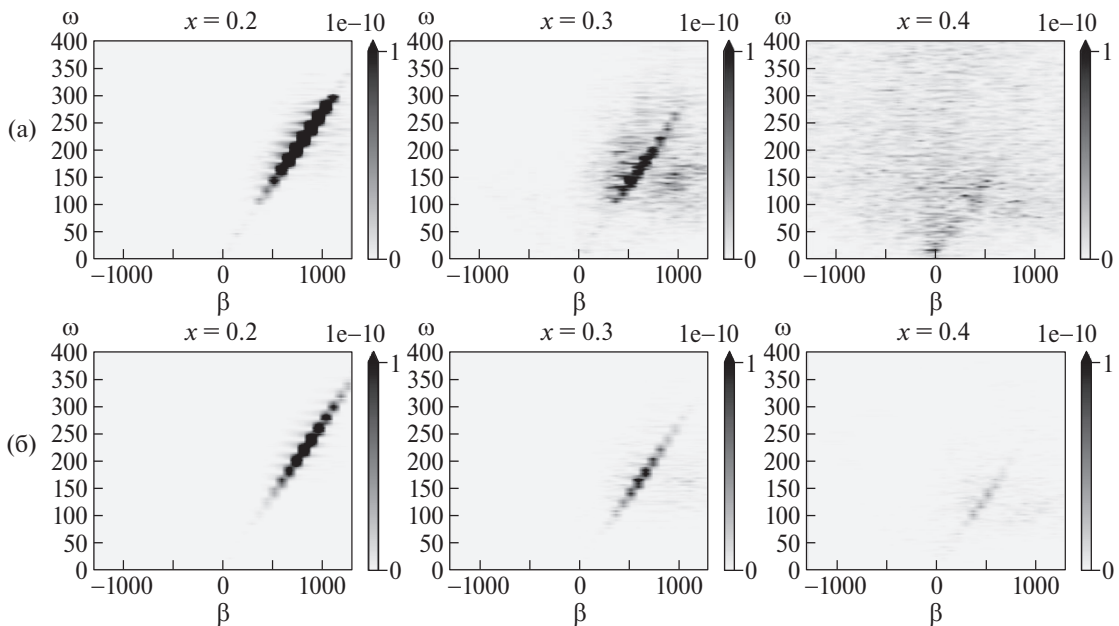
Для осесимметричного источника возмущений картина принципиально не меняется, но пятна рождаются ниже по потоку (при  $x > 0.3$ , рис. 1б). Это происходит значительно реже, чем в случае плоского источника. Большую часть времени возмущенный пограничный слой остается ламинарным. При этом уровень возмущений давления на поверхности имеет тот же порядок, что и в случае плоского источника. Верификационные расчеты, проведенные с расширенным спектральным составом акустического шума (№ 3, 4 в табл. 1) в целом подтверждают результаты, полученные в исходной постановке (№ 2 в табл. 1).

Анализ спектральных характеристик возмущений, представленный на рис. 2, подтверждает описанное поведение. По мере развития возмущений максимум спектральной плотности мощности сдвигается в область более низких частот, оказываясь вблизи  $\omega = 200$  на 20% по хорде, что согласуется с результатами линейной теории устойчивости и свидетельствует о линейном характере эволюции волновых пакетов при  $x < 0.2$ .

Спектр уширяется вниз по потоку как для плоского, так и для осесимметричного источника-фюзеляжа. Для плоского источника наблюдается активный нелинейный распад возмущений по мере их эволюции над крылом; уширение заметнее и больше соответствует переходному состоянию пограничного слоя. В случае осесиммет-



**Рис. 1.** Поле возмущений давления на поверхности и распределения  $p'_w(x)$  вдоль двух продольных сечений поверхности  $z = \text{const}$ : а – плоский источник возмущений; б – осесимметричный источник (расчет № 3 в табл. 1).



**Рис. 2.** Спектральная плотность мощности пульсаций давления на поверхности: а – плоский источник, б – осесимметричный источник (расчет № 3 в табл. 1).

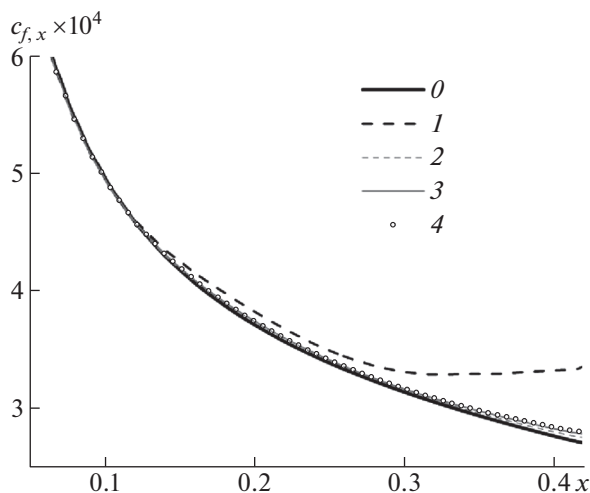


Рис. 3. Распределение осредненного коэффициента трения: 0 – невозмущенное течение, 1 – плоский источник, 2–4 – осесимметричный источник (см. табл. 1).

ричного источника-фюзеляжа признаки нелинейного распада на спектрах выражены значительно слабее. При этом пятна образуются редко, и можно характеризовать этот случай как начальный переходный. Для конкретной рассматриваемой конфигурации это означает, что пятна развиваются над крылом независимо и не формируют развитого турбулентного пограничного слоя – крыло большую часть времени обтекается ламинарным потоком.

Сделанные наблюдения подтверждаются поведением продольного коэффициента трения  $c_{f,x}(x)$ , усредненного по времени и размаху крыла в каждом продольном сечении (рис. 3). В случае плоского источника наблюдается переходный пограничный слой с началом перехода при  $x \approx 0.3$ , хотя область возмущенного трения начинается при  $x \approx 0.1$ . В случае осесимметричного источника наблюдается зарождающееся начало перехода,

при котором распределение  $c_{f,x}(x)$  начинает отклоняться от ламинарного при  $x \approx 0.35$ .

Таким образом, акустические возмущения от турбулентного пограничного слоя на фюзеляже сверхзвукового пассажирского самолета способны приводить к ламинарно-турбулентному переходу на прямом крыле в тихих условиях сверхзвукового полета через механизм формирования, роста и последующего слияния турбулентных пятен.

#### ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в МФТИ при поддержке Российского научного фонда (проект 19-79-10132) с использованием вычислительных ресурсов федерального центра коллективного пользования “Комплекс для моделирования и обработки данных мега-класса” в НИЦ “Курчатовский институт”, <http://ckp.nrcki.ru/>.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Liebardta B., Lütjens K., Tracy R.R., et al.* Exploring the prospect of small supersonic airliners – a business case study based on the Aeron AS2 jet // 17th AIAA aviation technology, integration, and operations conference. 2017. AIAA. Paper 2017-3588.
2. *Reshotko E.* Boundary layer stability and transition // Annu. Rev. Fluid Mech. 1976. V. 8. P. 311–349.
3. *Bushnell D.* Notes on initial disturbance fields for the transition problem / In: Instability and Transition. V. I (ed. *M.Y. Hussaini & R.G. Voigt*). Springer, 1990. P. 217–232.
4. *Пугач М.А., Рыжов А.А., Федоров А.В.* Оценка влияния турбулентных пульсаций и твердых частиц в атмосфере на ламинарно-турбулентный переход при гиперзвуковых скоростях полета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 1. С. 13–22.
5. *Чухахов П.В., Погорелов И.О.* Источники турбулентности на прямом крыле сверхзвукового пассажирского самолета // Математическое моделирование. 2022. Т. 34. № 8. С. 19–37.
6. *Егоров И.В., Новиков А.В.* Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВМиМФ. 2016. Т. 56. № 6. С. 1064–1081.
7. *Duan L., Choudhari M.M., Wu M.* Numerical study of acoustic radiation due to a supersonic turbulent boundary layer // J. Fluid Mech. 2014. V. 746. P. 165–192.

## TRANSITION OF SUPERSONIC BOUNDARY LAYER OVER AN UPSWEPT WING DUE TO ACOUSTIC NOISE

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

<sup>a</sup> Central Aerohydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Moscow Region, Russia

<sup>b</sup> Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russia

Presented by Academician of the RAS M.Ya. Marov

Results of direct numerical simulation of the receptivity of the supersonic boundary layer over an upswept wing with a thin parabolic profile to acoustic noise of various intensity are presented. Acoustic noise is shown to be capable of triggering laminar-turbulent transition over the upswept wing of supersonic transport.

**Keywords:** laminar-turbulent transition, supersonic boundary layer, upswept wing, supersonic transport, acoustic noise, numerical simulation