*ДОКЛАДЫ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК. ФИЗИКА, ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ, 2023, том 509, с. 63–66*

## МЕХАНИКА

*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[1,2,*], член-корреспондент РАН И. В. Егоров[1,2,**]**

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 вызывать 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 малошумному 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 ламинаризированного 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 ≈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 слагаемых; 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

[1] *Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия*
[2] *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 $T_\infty^* = 230$ K.

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-

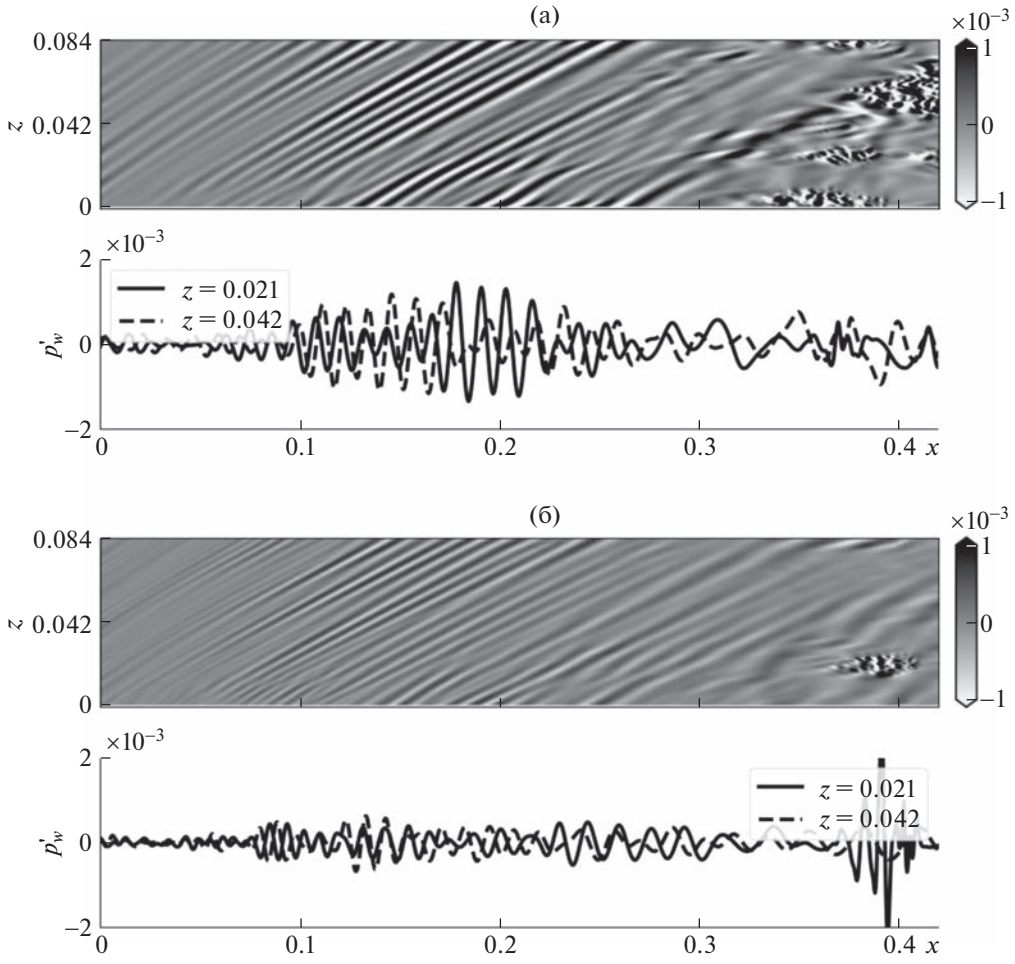


**Рис. 1.** Поле возмущений давления на поверхности и распределения $p'_w(x)$ вдоль двух продольных сечений поверхности $z = \text{const}$: а – плоский источник возмущений: б – осесимметричный источник (расчет № 3 в табл. 1).

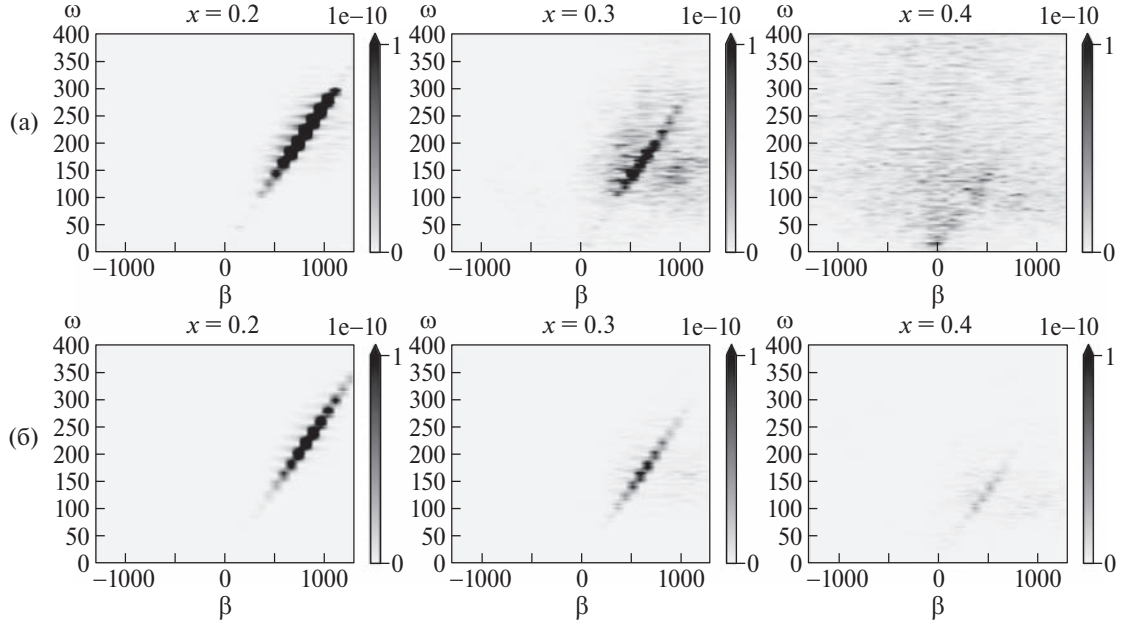


**Рис. 2.** Спектральная плотность мощности пульсаций давления на поверхности: а – плоский источник, б – осесимметричный источник (расчет № 3 в табл. 1).

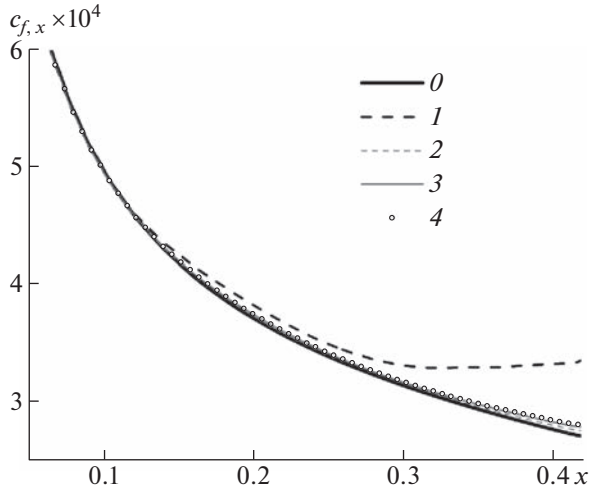


**Рис. 3.** Распределение осредненного коэффициента трения: *0* – невозмущенное течение, *1* – плоский источник, *2–4* – осесимметричный источник (см. табл. 1).

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. *Liebhardta B., Lütjensb K., Tracyc R.R., et al.* Exploring the prospect of small supersonic airliners – a business case study based on the Aerion 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. *Чувахов 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[a,b] and Corresponding Member of the RAS I. V. Egorov[a,b]**

[a] *Central Aerohydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Moscow Region, Russia*

[b] *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