

УДК 532.6

DOI: 10.15372/PMTF202415558

## ИНЖЕНЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННО НЕОДНОРОДНОГО ПЕРЕХОДА К ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

А. В. Бойко, С. В. Кириловский, Т. В. Поплавская

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
Новосибирск, Россия

E-mails: boiko@itam.nsc.ru, kirilov@itam.nsc.ru, popla@itam.nsc.ru

Представлены результаты методической работы по моделированию пространственно неоднородной линии перехода с помощью созданного программного модуля для CFD-пакета и блока прогноза ламинарно-турбулентного перехода на основе  $e^N$ -метода. Выполнено численное моделирование гибридного ламинарно-турбулентного перехода, в случае когда на разных участках течения в пограничном слое на стреловидном крыле реализуются обходной и регулярный сценарии перехода.

**Ключевые слова:** ламинарно-турбулентный переход,  $e^N$ -метод определения положения перехода, обходной сценарий перехода, численное моделирование

При инженерном моделировании ламинарно-турбулентного обтекания (ЛТО) в трехмерных пограничных слоях (ПС) вблизи тел сложной геометрии [1, 2] необходимо провести численное моделирование обтекания тела с заданной границей раздела ламинарной и турбулентной зон и определить положение ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) известными методами в процессе итераций. В настоящей работе выполняется численное моделирование обтекания стреловидного крыла с использованием предложенного авторами вычислительного метода [3] и пакета вычислительной гидрогазодинамики (CFD-пакета) ANSYS Fluent с подключаемым оригинальным модулем ЛТП, разработанным на основе  $e^N$ -метода и на базе оригинального программного комплекса LOTRAN 3.

Одной из проблем, возникающих при применении базовой версии LOTRAN 3, является невозможность учесть ЛТП, не имеющий линейной стадии нарастания возмущений (так называемый обходной сценарий ЛТП). В пограничном слое стреловидного крыла такой сценарий реализуется, например, при наличии различных локальных неоднородностей обтекаемой потоком поверхности, приводящих к образованию турбулентных клиньев [4]. Ранний переход к турбулентности также может быть обусловлен загрязнением передней кромки, что приводит к образованию турбулентных клиньев, не связанных с распределенной шероховатостью поверхности. В данной работе проведено моделирование процесса ЛТО, в случае когда на различных участках течения в пограничном слое реализуются обходной (не имеющий линейной стадии нарастания возмущений), регулярный (описываемый линейной теорией устойчивости) и гибридный (комбинация обходного и регулярного) сценарии перехода.

---

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (код проекта 23-19-00644).

© Бойко А. В., Кириловский С. В., Поплавская Т. В., 2024

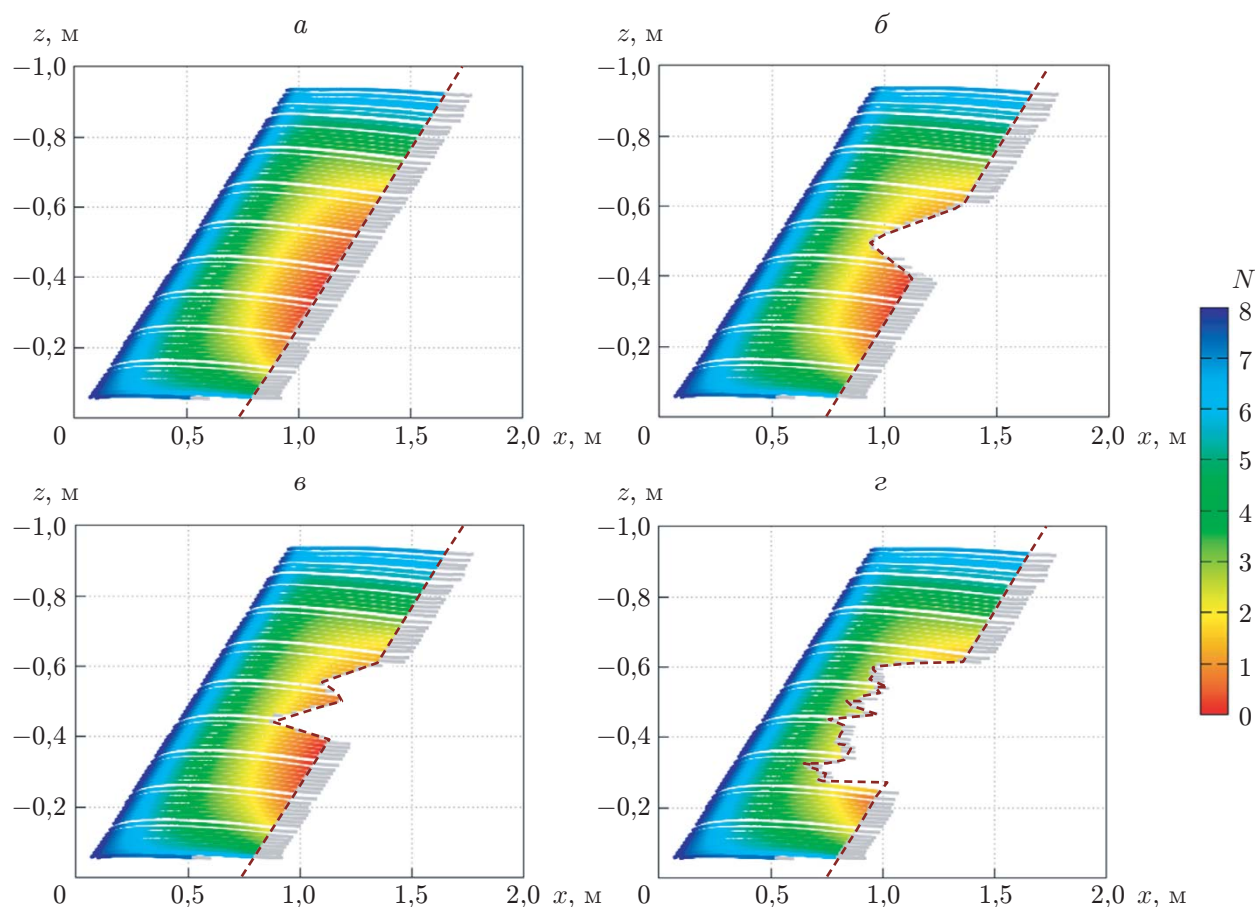


Рис. 1. Линии тока над стреловидным крылом, цвет которых соответствует значениям  $N$ -фактора НВПТ ( $U_\infty = 33 \text{ м/с}$ ,  $\alpha = -5^\circ$ ):

$a$  — вариант 1,  $б$  — вариант 2,  $в$  — вариант 3,  $г$  — вариант 4; штриховая кривая — граница между областями ламинарного и турбулентного течений

Скользящее крыло с углом стреловидности  $45^\circ$  и длиной хорды крыла  $C = 0,7 \text{ м}$  сконструировано на основе профиля NACA 67 1-215 и располагается в виртуальной аэродинамической трубе под углом атаки  $\alpha = -5^\circ$  (см. [5]). При таком угле атаки доминирующим механизмом ЛТП является неустойчивость вихрей поперечного течения (НВПТ). Следует отметить, что форма крыла, его положение и угол стреловидности, размеры виртуальной аэродинамической трубы соответствуют установке, в которой проводятся эксперименты по определению положений ЛТП (подробнее об этом см. [6–8]). Используется левая декартова система координат, в которой горизонтальная ось  $x$  направлена параллельно стенкам виртуальной трубы, оси  $y$  и  $z$  направлены вертикально и по размаху крыла соответственно. Начало системы координат расположено в точке на передней кромке крыла, ближайшей к входной границе расчетной области.

Результаты, полученные при расчете ламинарно-турбулентного обтекания различных тел с помощью ANSYS Fluent совместно с модулем LOTRAN 3 [3, 5, 9], позволили сформулировать несколько принципов, необходимых для моделирования основного течения с целью получения решения высокой точности при высокой скорости сходимости. Одним из этих принципов является проведение стационарного расчета основного течения с предварительным разбиением области течения на ламинарную и заведомо турбулентную. При таком разбиении области границу задает создаваемый пользователем специальный модуль,

с помощью которого перемежаемость в ламинарной области задается нулевой, а в области турбулентности — равной единице. Если граница гладкая или ее можно осреднить, используя статистические подходы [6], то она задается гладкой линией. В процессе итераций эта граница смещается в положение, соответствующее критическому  $N$ -фактору (штриховая линия на рис. 1,а). В данной работе возможности пользовательского модуля, задающего границу раздела ламинарной и турбулентной зон, распространены на случай обходного сценария перехода, когда часть границы не является регулярной (например, могут присутствовать единичные турбулентные клинья) и ее положение сохраняется в процессе итераций. Например, если на теле имеются заклепки, локальные шероховатости или выступы, турбулизирующие течение, то форма границы между областями ламинарного и турбулентного течений должна учитывать турбулентные клинья, идущие от этих неоднородностей поверхности (рис. 1,б,в). Такой подход позволяет оценить воздействие указанных факторов на аэродинамические характеристики крыла. Если имеются экспериментальные данные о положении ЛТП, то граница раздела областей ламинарного и турбулентного течений может быть задана в соответствии с экспериментальными данными о границе, замыкающей область ЛТП (рис. 1,г), например для оценки силы трения крыла.

Расчеты процесса ЛТО модели стреловидного крыла выполнены для четырех вариантов формы границы раздела при скорости набегающего потока  $U_\infty = 33$  м/с:

- 1) прямая линия, параллельная передней кромке крыла;
- 2) прямая линия с одним клином;
- 3) прямая линия с двумя клиньями различной длины;
- 4) зигзагообразная линия, заданная в соответствии с экспериментальными данными о границе, замыкающей область ЛТП.

Сначала в рамках CFD-пакета ANSYS Fluent проводится численное моделирование обтекания модели на основе решения трехмерных, осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с использованием  $(k-\omega)$ -SST-модели турбулентности. Далее полученные данные об основном течении на стреловидном крыле передаются в блок прогноза ЛТП LOTRAN 3 с использованием специально созданного модуля импорта данных из ANSYS Fluent. В основе блока прогноза ЛТП LOTRAN 3 лежит физически обоснованный метод  $N$ -фактора ( $e^N$ -метод) [10, 11], реализованный для прогнозирования ЛТП в вязких сжимаемых и несжимаемых трехмерных течениях. Основным результатом работы блока прогноза ЛТП является распределение  $N$ -факторов нарастания амплитуд возмущений на обтекаемой поверхности, по которым может быть определено положение ЛТП на основе данных о пороговых  $N$ -факторах.

На рис. 1,а приведен пример регулярного сценария перехода, на рис. 1,б-г — примеры комбинаций регулярного и обходного сценариев перехода. На рис. 1 помимо границы раздела между областями ламинарного и турбулентного течений приведены 120 линий тока над стреловидным крылом, цвет которых соответствует значениям  $N$ -фактора НВПТ, для каждого из четырех вариантов задания границы раздела между областями ламинарного и турбулентного течений. Обнаружено, что в рассмотренных вариантах линии тока и распределения  $N$ -факторов НВПТ идентичны независимо от формы границы раздела в области перед этой границей. На рис. 2 приведены распределения  $N$ -факторов НВПТ на отдельных линиях тока (центральной  $z \approx -0,5$  м, где различие границ раздела наиболее существенное, и линии тока  $z \approx -0,15$  м, где граница раздела гладкая во всех вариантах). Результаты расчетов  $N$ -факторов, полученные с помощью блока перехода LOTRAN 3, показали, что на линиях тока, где граница раздела гладкая, распределения  $N$ -факторов идентичны. На центральной линии тока распределения  $N$ -факторов НВПТ также совпадают, но только до границы раздела областей ламинарного и турбулентного течений.

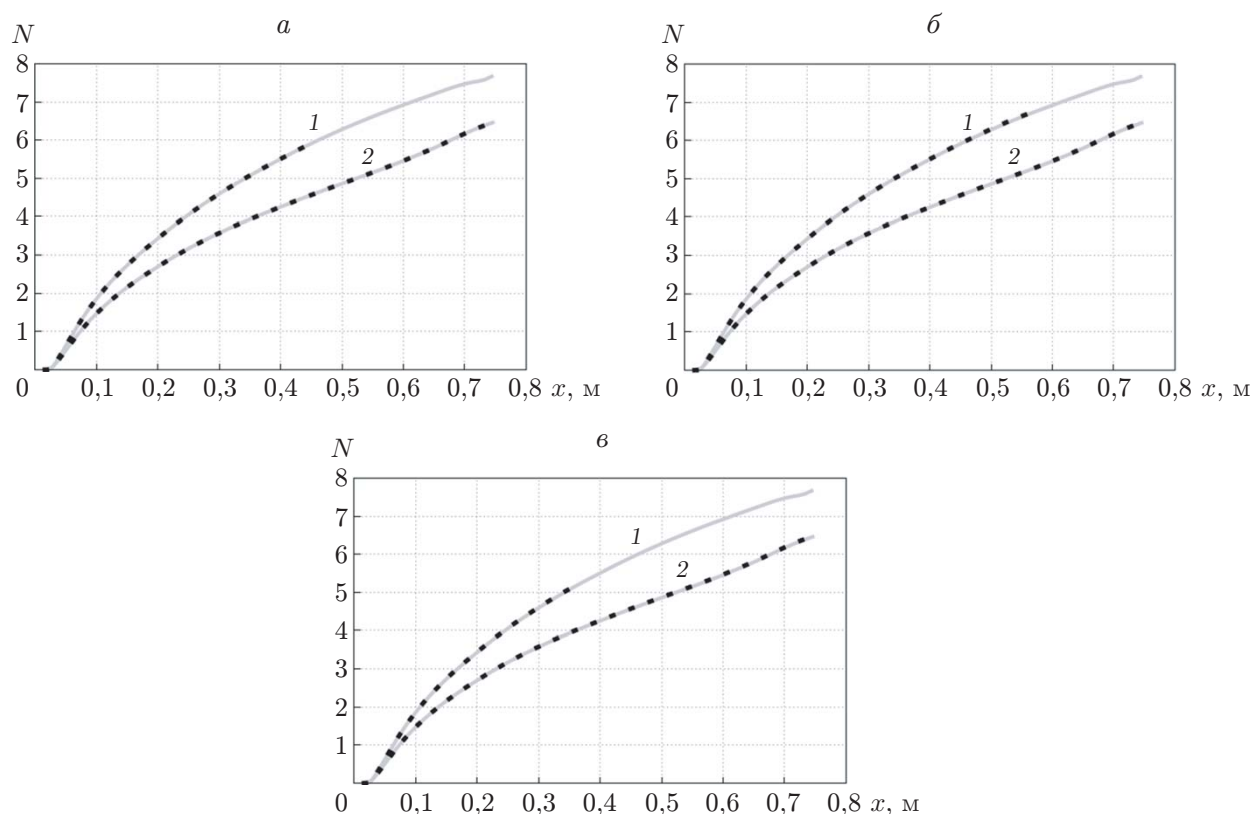


Рис. 2. Распределения  $N$ -факторов НВПТ на выбранных линиях тока ( $U_\infty = 33$  м/с,  $\alpha = -5^\circ$ ):

$a$  — варианты 1 и 2,  $б$  — варианты 1 и 3,  $в$  — варианты 1 и 4; сплошные линии — вариант 1, пунктирные — варианты 2–4; 1 — центральная линия тока  $z \approx -0,5$  м, 2 — линия тока  $z \approx -0,15$  м

Таким образом, численное моделирование обходного сценария с образованием пространственно неоднородной линии перехода можно выполнять с помощью созданного программного модуля для CFD-пакета и блока прогноза ЛТП на основе  $e^N$ -метода. Впервые проведено численное моделирование гибридного ЛТП, в случае когда на различных участках течения в пограничном слое реализуются обходной и регулярный сценарии перехода.

Следует отметить, что предложенный метод расчета ЛТО с границей между областями ламинарного и турбулентного течений различного типа можно использовать не только для стреловидного крыла, но и для других тел сложной геометрии.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Бойко А. В., Кириловский С. В., Маслов А. А., Поплавская Т. В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // ПМТФ. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
2. Ströer P., Krimmelbein N., Krumbein A., Grabe C. Stability-based transition transport modeling for unstructured computational fluid dynamics including convection effects // AIAA J. 2020. V. 58, N 4. P. 1506–1517.
3. Boiko A. V., Demyanko K. V., Kirilovskiy S. V., et al. Modeling of transonic transitional 3D flows with a general-purpose CFD code using the  $e^N$ -method // AIAA J. 2021. V. 59, N 9. P. 3598–3610.

4. **Kruse M., Munoz F., Radespiel R., Grabe C.** Transition prediction results for sickle wing and NLF(1)-0416 test cases. Reston, 2018. (Paper / AIAA; N 2018-0537).
5. **Бойко А. В., Кириловский С. В., Поплавская Т. В.** Расчетные сетки для инженерного моделирования ламинарно-турбулентного обтекания // ПМТФ. 2022. Т. 63, № 6. С. 91–95.
6. **Boiko A. V., Ivanov A. V., Borodulin V. I., Mischenko D. A.** Quantification technique of transition to turbulence in boundary layers using infrared thermography // Intern. J. Heat Mass Transfer. 2022. V. 183, pt A. 122065. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2021.122065.
7. **Ivanov A. V., Mischenko D. A., Ustinov M. V.** Experimental investigation of laminar-turbulent transition control on swept-wing with help of oblique surface non-uniformities // AIP Conf. Proc. 2018. V. 2027. 030152. DOI: 10.1063/1.5065246.
8. **Ivanov A. V., Mischenko D. A.** Delay of laminar-turbulent transition on swept-wing with help of sweeping surface relief // AIP Conf. Proc. 2019. V. 2125. 030041. DOI: 10.1063/1.5117423.
9. **Boiko A. V., Kirilovskiy S. V., Poplavskaya T. V.** Numerical simulation of swept-wing laminar-turbulent flow in the presence of two-dimensional surface reliefs // Fluids. 2024. V. 9, N 4. 95. DOI: 10.3390/fluids9040095.
10. **Crouch J. D., Ng L. L.** Variable  $N$ -factor method for transition prediction in three-dimensional boundary layers // AIAA J. 2000. V. 38, N 2. P. 211–216.
11. **Устинов М. В.** Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое (обзор). Ч. 2. Расчет положения перехода и методы ламинаризации обтекания крыла // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2014. Т. 45, № 6. Р. 3–27.

*Поступила в редакцию 21/VI 2024 г.,  
после доработки — 21/VI 2024 г.  
Принята к публикации 24/VI 2024 г.*

---