

УДК 532.526

## **Численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания стреловидного крыла при воздействии источников типа вдува или отсоса\***

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

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

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

Представлена методика и результаты расчета ламинарно-турбулентного обтекания стреловидного крыла при наличии управляющего воздействия источников типа вдува или отсоса с поверхности модели. Впервые с помощью программного комплекса LOTRAN 3 получены результаты по влиянию трехмерных источников вдува или отсоса на устойчивость пограничного слоя стреловидного крыла и распределения  $N$ -факторов различных механизмов ламинарно-турбулентного перехода с целью изменения его положения.

**Ключевые слова:** ламинарно-турбулентное обтекание, дозвуковые течения,  $e^N$ -метод определения положения перехода, численное моделирование.

### **Введение**

Моделирование ламинарно-турбулентного обтекания аэродинамических конфигураций является важной научной и практической задачей, поскольку от положения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и его протяженности зависит экономичность летательных аппаратов. Управление пограничным слоем (ПС) дает возможность повысить эффективность летательного аппарата, так, например, оно позволяет существенно снизить его сопротивление за счет задержки ЛТП в ПС. Среди используемых способов управления можно выделить отсос из ПС или вдув, инъекцию газов с различной вязкостью или различной температурой. Для дозвуковых течений активно изучаемыми способами управления являются вдув и отсос потока через обтекаемую поверхность [1], при этом численное моделирование позволяет построить модель течения и определить основные управляющие параметры [2].

Исследования устойчивости течения на стреловидном крыле берут начало с экспериментов [3], в которых при визуализации обтекания крыла самолета в ПС были обнаружены стационарные вихри, ориентированные примерно вдоль линии тока внешнего

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта № 23-19-00644).

течения. Было показано, что появление этих вихрей сопровождается более ранним переходом к турбулентности по сравнению с аналогичными двумерными крыльями. Позже присутствие аналогичных вихревых образований было установлено в других трехмерных ПС: на вращающемся диске, конусе и расположенном под углом к потоку цилиндре.

При анализе развития малых возмущений течения на стреловидном крыле можно применить линейную теорию устойчивости в приближении локальной параллельности потока [4, 5]. В указанных исследованиях было показано, что в течении могут нарастать как стационарные, так и бегущие вихри, причем частоты последних значительно ниже, чем частоты, характерные для волн Толлмина–Шлихтинга на плоской пластине. Применимость линейной теории устойчивости для количественного описания развития слабонарастающих бегущих возмущений в ПС скользящего крыла подтверждена в работе [6].

В последние десятилетия при решении задачи устойчивости для учета конечности стреловидных крыльев, их кривизны и других факторов применяют более продвинутые методы, такие как параболизированные уравнения устойчивости и прямое численное моделирование [7], а также инженерные методы для прогнозирования положения ЛТП [8].

Непрерывное щелевое отсасывание ПС для предотвращения отрыва потока (и, как следствие, для снижения сопротивления тела потоку), предложенное Прандтлем, применяется уже более ста лет. Значительно позже с этой же целью был предложен вдув газа в ПС, производимый, как правило, по касательной к стенке (см. обзор [9]).

Отсос ПС приводит также к тому, что течение становится более устойчивым к малым возмущениям различной природы. Влияние отсасывания на развитие волн Толлмина–Шлихтинга в двумерных ПС теоретически исследовалось в работе [10]. Изучению влияния распределенного непрерывного отсоса на вихри поперечного течения в трехмерных ПС посвящался ряд экспериментальных работ [11–13]. Было показано, что отсос делает ПС более устойчивым по отношению как к стационарным, так и к бегущим вихрям поперечного течения. Аналогичный вывод был сделан при проведении расчетов с использованием линейной теории устойчивости (см., например, [14]) и прямого численного моделирования [15]. Однако все эти работы посвящались анализу только различных аспектов устойчивости течения, а не положения ЛТП, что важно для инженерного моделирования ламинарно-турбулентного обтекания. Вопрос прогноза положения ЛТП на стреловидном крыле при наличии управляющего воздействия типа отсоса или вдува не исследовался.

В рамках проекта РНФ № 18-19-00460 авторами и их коллегами было проведено численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания скользящего крыла в виртуальной аэродинамической трубе на базе интеграции пакета ANSYS Fluent и программного комплекса LOTRAN 3 [8, 16], а также калибровка расчетных данных на основе созданной в рамках этого проекта обширной базы экспериментальных данных по ЛТП на скользящем крыле [17–20]. По данным эксперимента были определены пороговые  $N$ -факторы начала ЛТП для различных режимов обтекания при углах атаки  $-5^\circ$ ,  $0$  и  $3^\circ$  и скорости потока  $30$  м/с.

В настоящей работе для рассмотренной ранее конфигурации проводится исследование влияния трехмерных источников вдува и отсоса как на устойчивость ПС стреловидного крыла, так и на распределения  $N$ -факторов для различных механизмов ЛТП, необходимых для определения положения перехода в рамках  $e^N$ -метода. Именно знание распределений  $N$ -факторов имеет практическое значение для инженерного моделирования ЛТП [16].

## 1. Постановка задачи

Численное моделирование обтекания стреловидного крыла в виртуальной рабочей части аэродинамической трубы при воздействии источников типа вдува или отсоса на участке поверхности крыла выполняется с помощью предложенной ранее вычислительной технологии [8] с использованием газодинамического пакета ANSYS Fluent с подключаемым оригинальным модулем ЛТП LOTRAN 3, разработанным на основе программного комплекса LOTRAN 3, использующим  $e^N$ -метод. В рамках этой вычислительной технологии решаются две задачи: рассчитывается ламинарное обтекание модели с помощью пакета ANSYS Fluent (получение характеристик основного течения) и проводится анализ устойчивости профилей основного течения с использованием программного комплекса LOTRAN 3 с получением распределений  $N$ -факторов нарастания возмущений на обтекаемой поверхности.

Скользящее крыло с углом стреловидности  $45^\circ$  и длиной хорды крыла  $C = 0,7$  м сконструировано на основе профиля NACA 67 1-215 и может располагаться под разными углами атаки  $\alpha$ . В зависимости от угла атаки именно на модели скользящего крыла с ненулевым углом стреловидности может возникать как неустойчивость волн Толлмина – Шлихтинга (ТШ), так и неустойчивость вихрей поперечного течения (НВПТ) вследствие разворота потока вдоль хорды крыла.

В численном моделировании задачи обтекания модели расчетная область представляет собой параллелепипед (соответствующий виртуальной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН) с размещенным в ней стреловидным крылом (рис. 1а). Точка О, указанная на этом рисунке, является началом отсчета декартовой системы координат  $x, y, z$ . Расчетная область покрывалась блочной регулярной сеткой со сгущением к поверхности крыла и к носовой части. Фрагменты блочной гексаэдральной расчетной сетки приведены на рис. 1б. Построение расчетной сетки более подробно обсуждалось в работе [21].

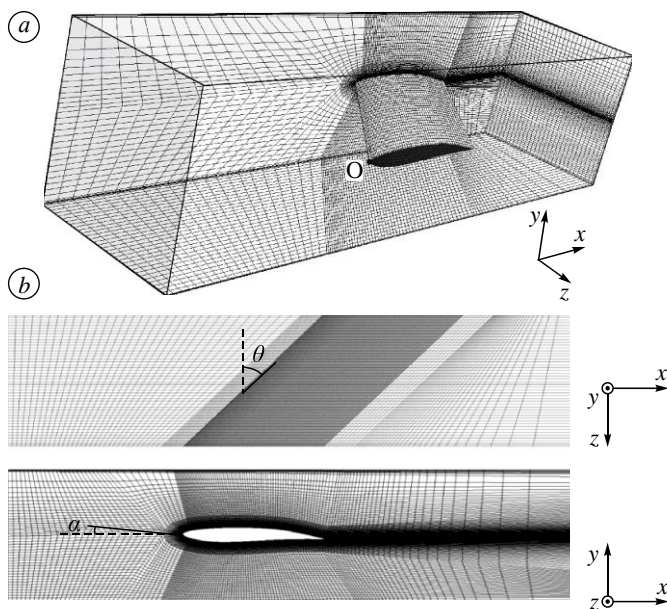


Рис. 1. Расчетная область (виртуальная аэродинамическая труба Т-324 ИТПМ СО РАН) с размещенным в ней стреловидным крылом (а) и фрагменты блочной гексаэдральной расчетной сетки (вид сбоку, каждая 27-я ячейка) (б).

Расчеты основного течения выполнялись посредством решения трехмерных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием  $k-\omega$  SST модели турбулентности. Для решения этих уравнений использовался решатель ANSYS Fluent, основанный на плотности, с неявной схемой второго порядка точности по пространству и с Roe-FDS-методом расщепления конвективных потоков. На входной левой границе задавались условия набегающего потока: скорость  $U_\infty$  и температура  $T_\infty = 300$  К, а на выходной правой — давление, равное 1 атм, и температура окружающей среды. На внешних верхней, нижней и боковых границах расчетной области, соответствующих стенкам виртуальной аэродинамической трубы, а также на поверхности модели задавались условия прилипания и адиабатическая температура. Угол атаки  $\alpha$  задавался поворотом крыла вдоль оси, т.е. для каждого угла атаки строилась своя расчетная сетка.

Для моделирования трехмерного источника вдува или отсоса использовалось стандартное граничное условие газодинамического пакета ANSYS Fluent, задаваемое на поверхности, имеющей свой идентификационный номер (ID). Этим продиктована необходимость геометрического выделения поверхности воздействия в отдельную зону со своим ID. В указанной зоне воздействия задается граничное условие pressure inlet для вдува или pressure outlet — для отсоса. Величина статического давления на выделенной поверхности воздействия задается следующим образом. Из расчета течения без воздействия в геометрически выделенной области вычисляется среднее значение давления, затем к нему либо добавляется некоторое давление  $\Delta P$  на этой поверхности, и тогда это имитирует вдув потока, либо, наоборот, отнимается некоторое  $\Delta P$  для задания отсоса. Величина  $\Delta P$  является определяющим параметром управляющего воздействия и выбирается на основе параметрических расчетов.

Если размеры области воздействия много больше локальной толщины ПС, то реализуется распределенный вариант воздействия. В качестве области воздействия рассматривается четырехугольная щель, как показано на рис. 2а. Начало области воздействия располагается на расстоянии 0,2 м от передней кромки вдоль оси  $x$  (с шириной 0,003 м). Размер области воздействия по оси  $z$  равен 0,2 м. Такие размеры выбраны в результате предварительных расчетов, показавших изменение характеристик основного ламинарного течения по сравнению с данными, полученными для обтекания модели стреловидного крыла без воздействия. Вне области воздействия используется обычное условие wall (условие прилипания и адиабатическая температура на поверхности модели).

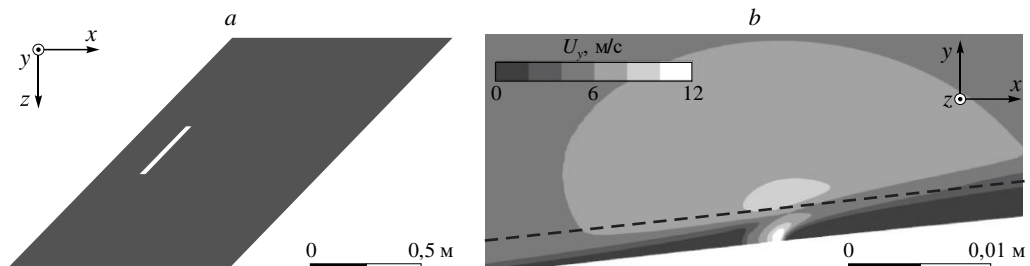


Рис. 2. Поверхность крыла (вид сверху в плоскости  $xz$ ) с указанием области воздействия (узкая щель 3 мм×200 мм) (а) и поле  $y$ -компоненты скорости в центральной плоскости крыла вблизи области воздействия ( $\Delta P = 79$  Па) на верхней поверхности модели (б). Штриховая линия соответствует верхней границе невозмущенного пограничного слоя,  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = 0$ .

Для решения вопроса о неразрушении ПС задаваемое в области воздействия значение  $\Delta P$  варьировалось от 10 до 400 Па (со знаком плюс для вдува и со знаком минус — для отсоса). На рис. 2*b* показано поле  $u$ -компоненты скорости в центральной плоскости крыла вблизи области вдува на верхней поверхности модели. Видно, как поперечная струя в случае вдува глубоко (почти до верхней границы ПС) проникает в ПС.

Полученные данные основного течения на стреловидном крыле на следующем этапе передаются в блок ЛТП LOTRAN 3 с помощью специально созданного для ANSYS Fluent модуля экспорта данных. В рамках этого блока эволюция малых возмущений в ПС описывается на основе полных уравнений тепломассопереноса сжимаемой среды, линеаризованных относительно ламинарного течения [22]. В основе LOTRAN 3 лежит физически обоснованный метод  $N$ -фактора ( $e^N$ -метод), реализованный для прогнозирования ЛТП в вязких сжимаемых (включая несжимаемые) трехмерных течениях с использованием оригинальных специализированных матричных алгоритмов [22]. Основным результатом работы комплекса является распределение  $N$ -факторов нарастания возмущений на обтекаемой поверхности, по которым может быть определено положение ЛТП на основе данных о пороговых  $N$ -факторах.

Расчеты ламинарно-турбулентного обтекания модели стреловидного крыла выполнены для следующих определяющих параметров задачи: скорость набегающего потока  $U_\infty = 30$  м/с, угол атаки  $\alpha = -5^\circ, 0, 3^\circ$ , параметр управляющего воздействия  $\Delta P = \pm 10 \div \pm 400$  Па.

## 2. Результаты численного моделирования

В рамках проекта РНФ № 18-19-00460 с помощью представленной вычислительной технологии было проведено численное моделирование обтекания стреловидного крыла в виртуальной рабочей части аэродинамической трубы Т-324. Для большого количества расчетных вариантов (с различными значениями углов атаки и дозвуковых скоростей набегающего потока) были получены распределения  $N$ -факторов нарастания возмущений и с использованием экспериментальных данных по положению ЛТП определены значения критических  $N$ -факторов для двух типов неустойчивости: ТШ и НВПТ. Следует отметить, что было получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных по характеристикам основного течения: расхождение коэффициентов давления на поверхности крыла не превосходило 1 % (см., например, работу [21]). Полученные экспериментальные данные по положению перехода в ПС стреловидного крыла [20] использовались для калибровки блока ЛТП LOTRAN 3. Данные эксперимента накладывались на расчетные распределения  $N$ -факторов для определения значений критических  $N$ -факторов вдоль каждой линии тока [23].

На рис. 3 представлены распределения по  $u$  продольной ( $U_x$ ) и поперечной ( $U_z$ ) компонент скорости (рис. 3*a*, 3*c*) в центральной плоскости в сечении  $x/C = 0,5$  и распределения  $N$ -факторов волн ТШ и вихрей поперечного течения вдоль линии тока, близкой к центральной плоскости модели. При угле атаки  $\alpha = -5^\circ$  видно наличие перегиба в поперечной компоненте скорости, что свидетельствует о развитии НВПТ в течении. Рис. 3*b* показывает, что при угле атаки  $\alpha = -5^\circ$  значения  $N$ -факторов волн ТШ малы по сравнению со значениями  $N$ -факторов вихрей поперечного течения, т.е. доминирующим механизмом ЛТП является неустойчивость вихрей поперечного течения. При нулевом

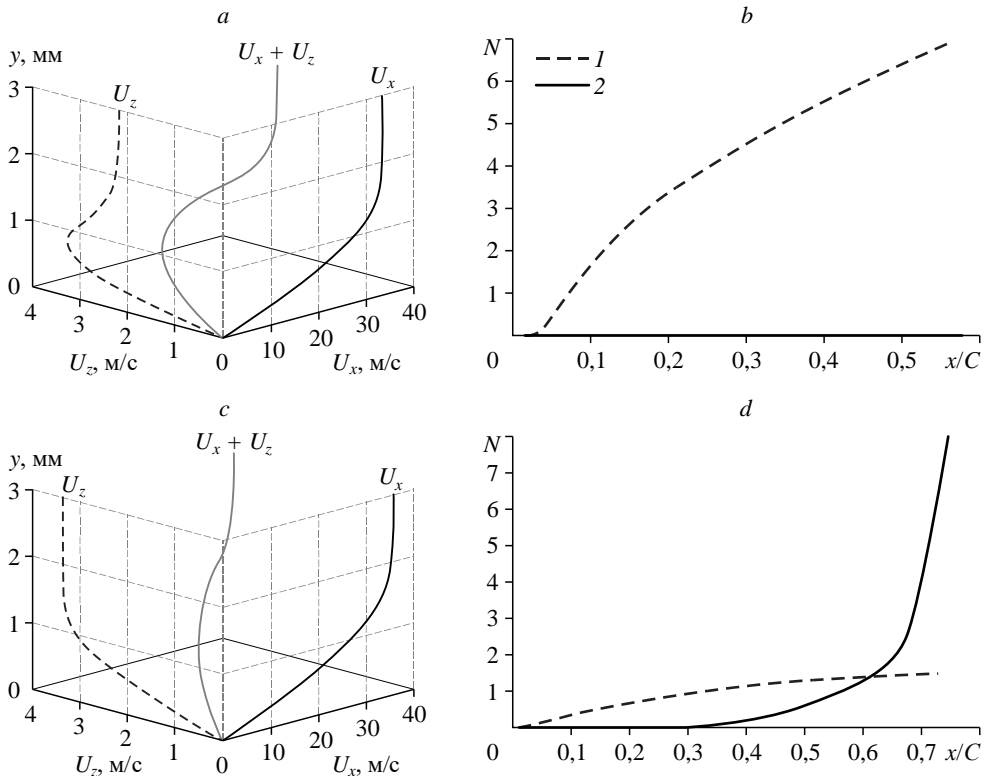


Рис. 3. Распределения продольной  $U_x$ , поперечной  $U_z$  компонент скорости и их суммы в сечении  $x/C = 0,5$  (a, c) и распределения  $N$ -факторов волн ТШ (1) и вихрей ПТ (2) вдоль линии тока в центральной плоскости ( $z = -0,5$  м) на верхней поверхности крыла (b, d).

$U_\infty = 30$  м/с,  $Re_1 = 1,91 \cdot 10^6$  1/м,  $\alpha = -5^\circ$  (a, b),  $\alpha = 0^\circ$  (c, d).

угле атаки перегиба в профилях скорости не наблюдается (рис. 3c), и доминирующим механизмом ЛТП является неустойчивость волн ТШ (рис. 3d).

На рис. 4 приведены профили скорости по нормали к поверхности крыла в сечении  $x/C = 0,25$  (сразу за областью вдува/отсоса) и в центральном сечении по  $z$  для варианта обтекания модели при  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = 0$ . Видно, что на верхней поверхности крыла (рис. 4a) при значениях вдува  $\Delta P \geq 39$  Па ПС существенно утолщается и в профилях наблюдается точка перегиба, а при  $\Delta P = 10$  Па профиль скорости в сечении  $x/C = 0,25$  сразу за областью воздействия становится менее наполненным в сравнении с профилем без воздействия, и в нем отсутствует точка перегиба.

На нижней поверхности крыла (рис. 4b) в случае вдува профиль скорости без точки перегиба наблюдается также при  $\Delta P = 10$  Па. Видно, что при отсосе пограничного слоя сразу за областью отсоса его толщина меняется (ПС становится тоньше), и профиль скорости становится более наполненным в сравнении с профилем без воздействия.

Расчеты показали, что для исследования влияния вдува наиболее подходящими из рассмотренных значениями параметра управляющего воздействия для данной конфигурации являются  $\Delta P \leq 15$  Па, они позволяют избежать формирования отрывного течения сразу за зоной воздействия. В случае отсоса  $\Delta P$  следует задавать не менее 100 Па, чтобы более отчетливо наблюдать эффект стабилизации течения.

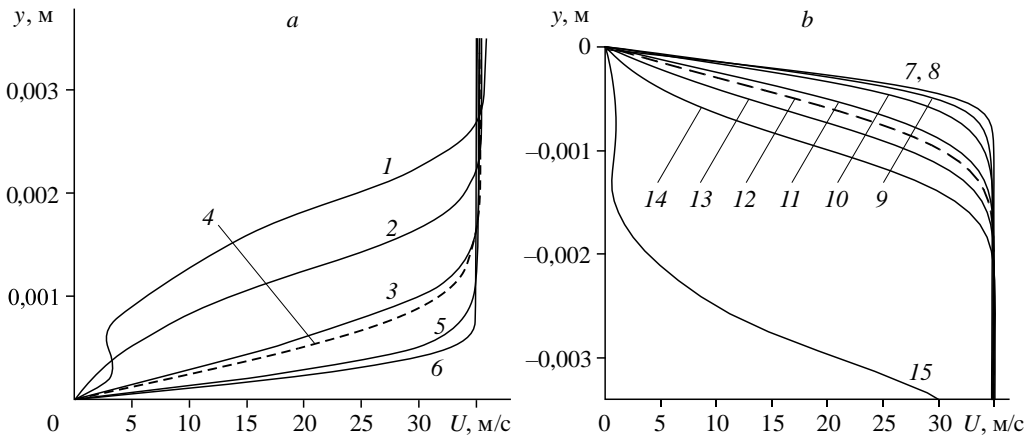


Рис. 4. Профили скорости по нормали к поверхности в сечении  $x/C = 0,25$  в центральном сечении по  $z$  для случаев без воздействия на верхней и нижней поверхностях модели соответственно (4, 12), для случая вдува при  $\Delta P = 49$  (1), 39 (2), 10 (3) Па и отсоса при  $\Delta P = -100$  (5),  $-300$  (6) Па на верхней поверхности модели, а также вдува при  $\Delta P = 10$  (13), 20 (14), 50 (15) Па и отсоса при  $\Delta P = -10$  (11),  $-50$  (10),  $-100$  (9),  $-200$  (8),  $-400$  (7) Па на нижней поверхности модели.

$U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = 0$ .

На следующем этапе данные основного течения передаются в блок ЛТП (LOTRAN 3), где строятся линии тока и рассчитываются распределения  $N$ -факторов нарастания возмущений на обтекаемой поверхности. На рис. 5 картины изоповерхностей  $N$ -факторов волн ТШ наглядно показывают влияние вдува/отсоса. Сравнение распределений  $N$ -факторов на построенных линиях тока с распределениями в течении без воздействия показывает, что вдув/отсос существенно изменяют свойства устойчивости ПС сразу за областью воздействия. В случае вдува сразу за зоной воздействия (рис. 5b, 5e) наблюдается существенное нарастание  $N$ -факторов до порогового значения  $N_{TS}^* \cong 6$ , определенного по данным экспериментов [20] (сдвиг начала ЛТП вверх по потоку от 4 % при  $\alpha = 0$  до 8 % при  $\alpha = 3^\circ$ ), т.е. происходит дестабилизация течения. Вне зоны воздействия распределения  $N$ -факторов совпадают с распределениями, полученными для варианта без воздействия (рис. 5a, 5d). Для случая отсоса сравнение картин изоповерхностей  $N$ -факторов ТШ (рис. 5c, 5f) показывает, что отсос приводит к смещению огибающих  $N$ -факторов вниз по потоку за зоной воздействия (вызывает подавление возмущений за зоной воздействия при  $\alpha = 0$ , приводящее к тому, что  $N$ -факторы не достигают критического значения, при этом происходит сдвиг начала ЛТП вниз по потоку на 4 % при  $\alpha = 3^\circ$ ), т.е. стабилизирует течение.

Для исследования влияния вдува/отсоса на развитие неустойчивости вихрей поперечного течения рассматривался случай обтекания при  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = -5^\circ$ . Именно при таком угле атаки доминирующим механизмом перехода в ПС на верхней поверхности стреловидного крыла, как показано на рис. 3b, является неустойчивость вихрей поперечного течения.

Сравнения распределений  $N$ -факторов НВПТ на линиях тока с распределениями в течении без воздействия и картин изоповерхностей  $N$ -факторов НВПТ (рис. 6) показывают, что вдув (рис. 6b) приводит к более быстрому нарастанию  $N$ -факторов НВПТ сразу за зоной воздействия до порогового значения  $N_{CF}^* \cong 6$ , определенного по данным

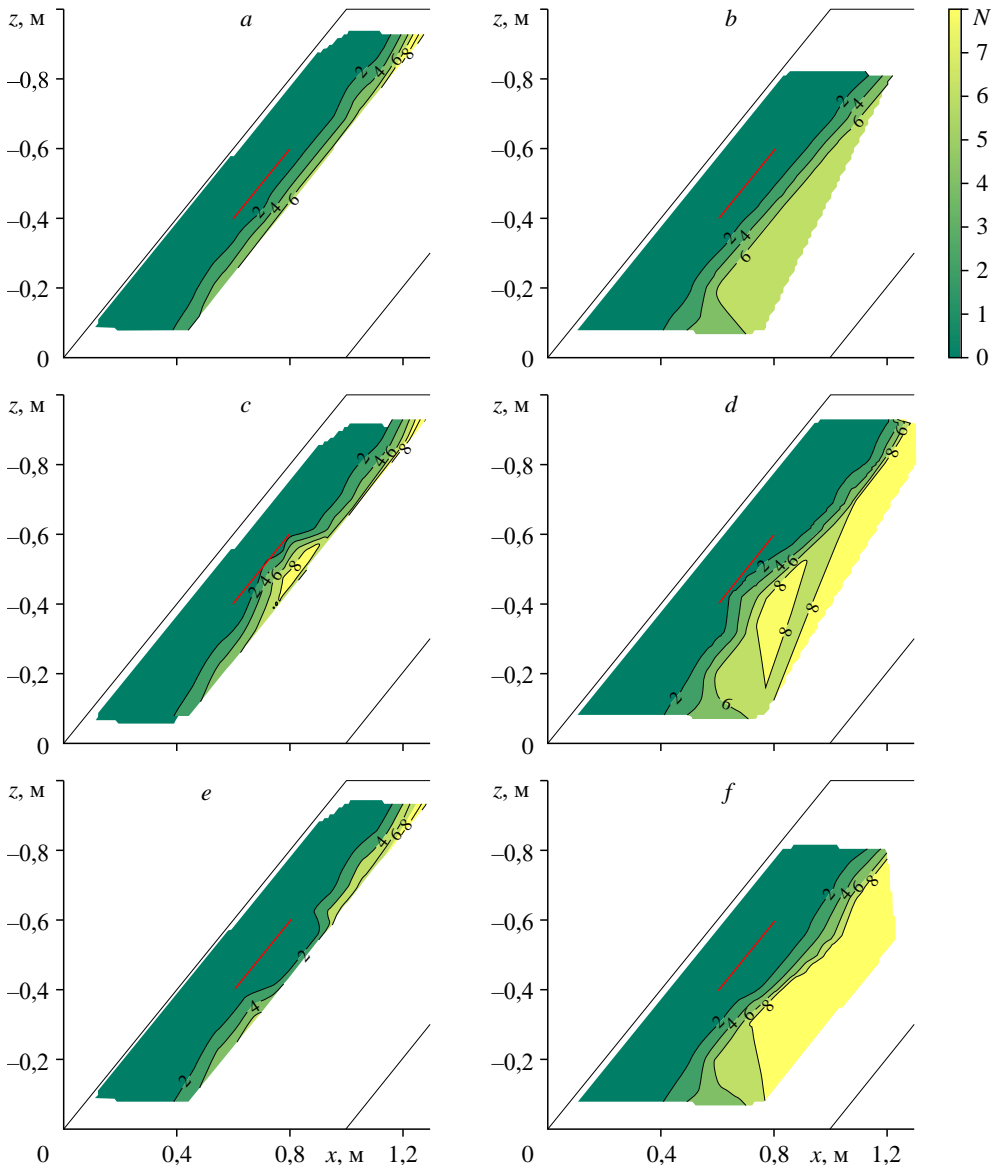


Рис. 5. Изоповерхности  $N$ -факторов волн ТШ на нижней поверхности крыла для случая без воздействия ( $a, d$ ) и для случаев со вдувом при  $\Delta P = 10$  Па ( $b, e$ ), а также с отсосом при  $\Delta P = -400$  Па ( $c$ ) и при  $\Delta P = -200$  Па ( $f$ ).

$a - c$  —  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = 0^\circ$ ;  $d - f$  —  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = 3^\circ$ ;

области, где отсутствуют данные, закрашены белым цветом, область воздействия — красным.

экспериментов [20], и, как следствие, к сдвигу начала ЛТП вверх по потоку на 10 %, т.е. к дестабилизации течения. Отсос (рис. 6с) приводит к смещению огибающих  $N$ -факторов НВПТ вниз по потоку и, как следствие, к подавлению возмущений за зоной воздействия, приводящему к тому, что  $N$ -факторы не достигают критического значения, т.е. стабилизирует течение. Вне зоны воздействия распределения  $N$ -факторов НВПТ совпадают с распределениями, полученными для случая без воздействия.



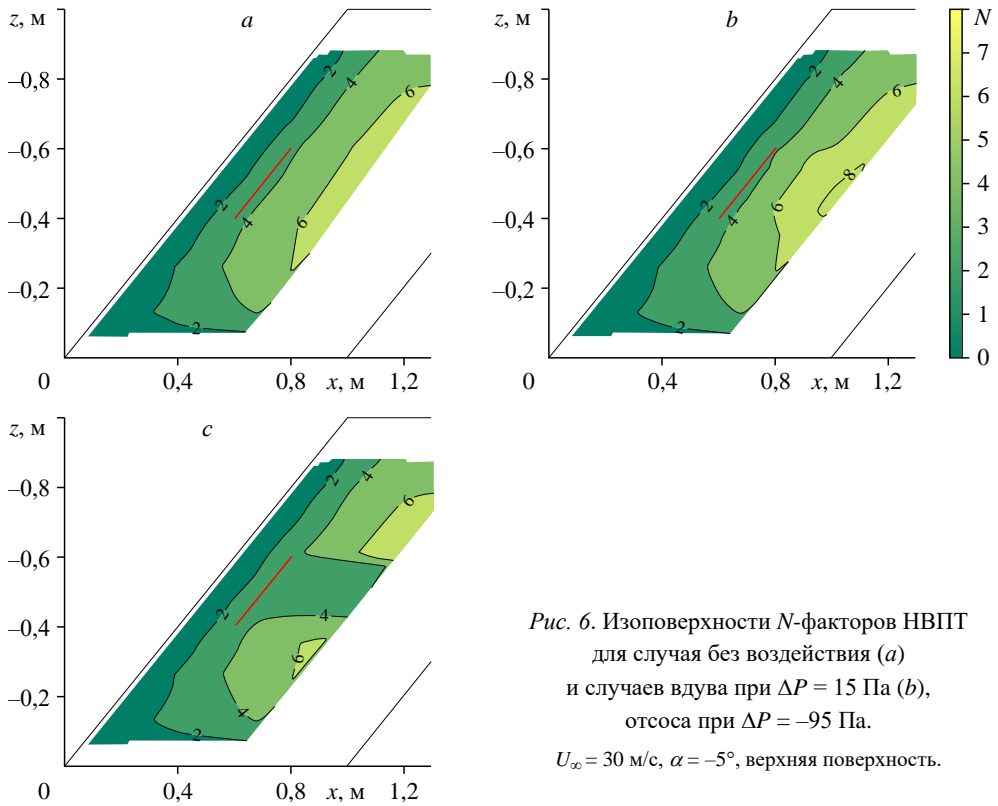


Рис. 6. Изоповерхности  $N$ -факторов НВПТ для случая без воздействия (а) и случаев вдува при  $\Delta P = 15$  Па (b), отсоса при  $\Delta P = -95$  Па.  $U_\infty = 30$  м/с,  $\alpha = -5^\circ$ , верхняя поверхность.

### Заключение

Представлены результаты численного моделирования ламинарно-турбулентного обтекания стреловидного крыла в виртуальной рабочей части аэродинамической трубы при наличии управляющего воздействия на поверхности модели.

Разработана процедура постановки граничных условий для моделирования трехмерного вдува или отсоса через поверхность стреловидного крыла. Для моделирования таких источников выполнено геометрическое выделение поверхности воздействия в отдельную зону со своим идентификационным номером с заданием в этой области граничных условий pressure inlet (вдув) и pressure outlet (отсос) пакета ANSYS Fluent.

Получены характеристики ПС стреловидного крыла для разных определяющих параметров управляющего воздействия в диапазоне  $\Delta P = -400 \div 400$  Па для четырехугольной зоны воздействия с размерами много больше локальной толщины ПС. Показано, что трехмерный вдув с такого участка поверхности стреловидного крыла дестабилизирует течение, а отсос стабилизирует его за всей зоной воздействия.

Впервые с помощью программного комплекса LOTRAN 3 получены результаты по влиянию трехмерных источников вдува или отсоса на устойчивость ПС стреловидного крыла и распределения  $N$ -факторов различных механизмов ЛТП с целью изменения положения перехода.

### Список литературы

1. Kornilov V.I., Boiko A.V. Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. 2014. Vol. 52, No. 1. P. 93–103.
2. Chung Y.M., Sung H.J., Boiko A.V. Spatial simulation of the instability of channel flow with local suction/blowing // Phys. Fluids. 1997. Vol. 9, No. 11. P. 3258–3266.

3. Gray W.E. The effect of wing sweep on laminar flow // Royal Aircraft Establishment: Technical Memorandum Aero. 1952. No. 255. 14 p.
4. Dallmann U., Bieler H. Analysis and simplified prediction of primary instability of three-dimensional boundary layer flows // AIAA Paper. 1987. No. 87-1337.
5. Reed H.L., Saric W.S. Stability of three-dimensional boundary layers // Annual. Rev. Fluid Mech. 1989. Vol. 21. P. 235–284.
6. Гапоненко В.Р., Иванов А.В., Качанов Ю.С. Экспериментальное изучение устойчивости пограничного слоя скользящего крыла к нестационарным возмущениям // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 4. С. 287–312.
7. Hein S. Nonlinear nonlocal transition analysis. Göttingen, Germany, 2005. 160 p.
8. Boiko A.V., Demyanko K.V., Kirilovskiy S.V., Nечepurenko Y.M., Poplavskaya T.V. Modeling of transonic transitional 3D flows with a general-purpose CFD code using the  $e^N$ -method // AIAA J. 2021. Vol. 59, No. 9. P. 3598–3610.
9. Schlichting H., Gersten K. Boundary-layer theory. 9th ed. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2017. 805 p.
10. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
11. Bippes H., Wiegel M., Bertolotti F. Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls // IUTAM Symp. on Mechanics of Passive and Active Flow Control: Proceedings of the IUTAM Symposium held in Göttingen, Germany, 7–11 September 1998 / Ed. G.E.A. Meier, P.R. Viswanath Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1999. P. 165–170.
12. Abegg C., Bippes H., Janke E. Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction // Laminar–Turbulent Transition: IUTAM Symp., Sedona/AZ, September 13–17, 1999 / Ed. H.F. Fasel, W.S. Saric. Berlin, Heidelberg: Springer–Verlag, 2000. P. 607–612.
13. Abegg C., Bippes H., Boiko A., Krishnan V., Lerche T., Pöthke A., Wu Y., Dallmann U. Transitional flow physics and flow control for swept wings: experiments on boundary-layer receptivity, instability excitation and HLF-technology // Aerodynamic Drag Reduction Technologies: Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conf., 19–21 June 2000, Potsdam, Germany / Ed. P. Thiede. Berlin, Heidelberg: Springer–Verlag, 2001. P. 199–206.
14. Dhanak M.R. Effects of uniform suction on the stability of flow on a rotating disc // Proc. R. Soc. London. Ser. A Math. Phys. Sci. 1992. Vol. 439, No. 1906. P. 431–440.
15. Messing R., Kloker M.J. Investigation of suction for laminar flow control of three-dimensional boundary layers // J. Fluid Mech. 2010. Vol. 658. P. 117–147.
16. Бойко А.В., Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // Прикл. механика и технич. физика. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
17. Kirilovskiy S.V., Boiko A.V., Demyanko K.V., Ivanov A.V., Nечepurenko Y.M., Poplavskaya T.V. Numerical simulation of the laminar-turbulent transition on a swept wing in a subsonic flow // J. Phys. Conf. Ser. 2019. Vol. 1359. P. 012070-1–012070-6.
18. Kirilovskiy S.V., Boiko A.V., Demyanko K.V., Ivanov A.V., Nечepurenko Y.M., Poplavskaya T.V. Simulation of the laminar-turbulent transition in the boundary layer of the swept wing in the subsonic flow at angles of attack // AIP Conf. Proc. 2020. Vol. 2288, No. 1. P. 030011-1–030011-6.
19. Boiko A.V., Borodulin V.I., Ivanov A.V., Kirilovskiy S.V., Mischenko D.A., Poplavskaya T.V. Validation of a laminar-turbulent transition prediction technique for a swept-wing boundary-layer flow // J. Phys. Conf. Ser. 2021. Vol. 2057. P. 012081-1–012081-5.
20. 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 Transf. 2022. Vol. 183. Part A. P. 122065-1–122065-11.
21. Бойко А.В., Кириловский С.В., Поплавская Т.В. Расчетные сетки для инженерного моделирования ламинарно-турбулентного обтекания // Прикл. механика и технич. физика. 2022. Т. 63, № 6. С. 91–95.
22. Boiko A.V., Demyanko K.V., Nечepurenko Y.M. On computing the location of laminar–turbulent transition in compressible boundary layers // Rus. J. Num. Anal. Math. Mod. 2017. Vol. 32, No. 1. P. 1–12.
23. Бойко А.В., Демьянко К.В., Кириловский С.В., Нечепуренко Ю.М., Поплавская Т.В. Об определении пороговых  $N$ -факторов положения ламинарно-турбулентного перехода в дозвуковом пограничном слое вытянутого сфероид // Прикл. механика и технич. физика. 2021. Т. 62, № 6. С. 3–7.

*Статья поступила в редакцию 29 мая 2023 г.,  
после доработки — 29 августа 2023 г.,  
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*