

С. Н. Толкачев^{1,2}, В. Н. Горев^{1,2}, В. В. Козлов^{1,2}

¹ Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: gorev_vasily@ngs.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ НА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА МЕТОДОМ ЖИДКОКРИСТАЛЛИЧЕСКОЙ ТЕРМОГРАФИИ

Опробована методика изучения возникновения и развития стационарного возмущения за шероховатостью и индикации турбулентности на передней кромке скользящего крыла. Показано, что стационарное возмущение легко возбуждается одиночной шероховатостью, развивается, распространяясь вдоль линии тока. Изучено влияние размера шероховатости на поведение стационарной моды. Установлено, что в исследованном скоростном диапазоне турбулентность вдоль передней кромки модели крыла не развивается.

Ключевые слова: скользящее крыло, неустойчивость поперечного течения, передняя кромка, визуализация, жидкокристаллическая термография, шероховатость, турбулентность, продольные вихри.

Введение

Несмотря на бурный прогресс в авиастроении, современные самолеты имеют резервы по снижению сопротивления воздуха при условии обеспечения максимальной протяженности ламинарного участка течения на несущих поверхностях (проблема ламинаризации). В трансзвуковом диапазоне скоростей на практике широкое распространение получили стреловидные крылья, чтобы затян timer образование ударных волн в результате ускорения потока при обтекании крыловых профилей.

В то же время для пограничного слоя стреловидных крыльев характерен дополнительный вид неустойчивости – неустойчивость поперечного течения (cross-flow instability), которая развивается в области благоприятного градиента давления. В таком пограничном слое можно выделить продольную и поперечную компоненты скорости. В результате вязкостных эффектов профиль поперечной компоненты ско-

рости имеет точку перегиба, что позволяет, опираясь на теорему Рэлея, предположить его сильную неустойчивость. В прежних экспериментах обнаружены продольные вихревые возмущения [1; 2], модифицирующие среднее течение [3; 4], что приводит к появлению дополнительных точек перегиба и создает благоприятные условия для возникновения вторичной неустойчивости [5], развитие которой приводит к ламинарно-турбулентному переходу. В данном сценарии, основная роль отводится стационарным возмущениям, возникающим предположительно на шероховатостях передней кромки. Также представляется интересным случай, когда нестационарные возмущения развиваются вдоль передней кромки крыла, возбуждая течение над всей поверхностью крыла.

В данной работе эксперимент проводился на модели скользящего крыла, которое является более простым объектом, нежели стреловидное крыло. В то же время неустойчивость поперечного течения развивает-

ся по тем же физическим принципам, что и на стреловидном крыле.

Исследование ранних этапов развития возмущений

Условия проведения эксперимента. Исследования были проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 (Институт теоретической и прикладной механики СО РАН) замкнутого типа с закрытой рабочей частью сечением $1\,000 \times 1\,000$ мм и длиной 4 000 мм. Скорость набегающего потока в эксперименте менялась в пределах $U_\infty = 2,8\text{--}24$ м/с. Степень турбулентности набегающего потока в эксперименте не превышала 0,03 % от U_∞ .

Для визуализации структуры потока был применен метод жидкокристаллической термографии.

Модель крыла. В качестве рабочей модели был выбран профиль, образованный цилиндром и двумя сходящимися плоскостями, с углом скольжения $\chi = 45^\circ$, хордой $c_h = 400$ мм, радиусом закругления передней кромки 40 мм и возможностью плавного изменения угла атаки (рис. 1). Выбор такого профиля обусловлен двумя причинами: необходимость исследования эффектов, возникающих вблизи линии растекания потока, и получения результатов, которые было бы возможно обобщить на любой другой профиль, так как форма передней кромки обычно является цилиндрической.

В областях перехода цилиндрической части профиля на плоскую с одной стороны профиля были установлены турбулизаторы, чтобы предотвратить образование отрывов, способных глобально повлиять на течение, вызывая колебание линии растекания. Для того чтобы отсечь влияние на исследуемое течение пограничного слоя, образующегося на стенках рабочей части, на модели крыла были установлены концевые шайбы.

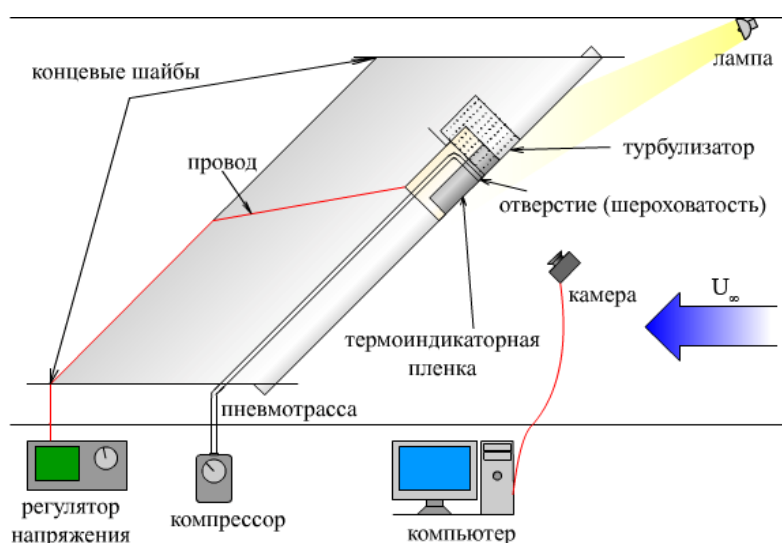
В рабочей модели имелось отверстие диаметром $d_{\text{отв}} = 0,5$ мм, которое при нулевом угле атаки крыла могло располагаться на линии растекания. Для осуществления вдува отверстие было соединено через пневмотрассу с компрессором.

Методика введения возмущений. Для исследования одиночного возмущения использовалась шероховатость (рис. 2) шарообразной формы с ножкой диаметром 0,5 мм, чтобы она входила в отверстие на передней кромке. Эксперименты проводились для шероховатостей диаметром 1, 2 и 3 мм. Шероховатость располагалась вблизи линии растекания, где преобладает поперечная составляющая скорости потока.

Для того чтобы установить, как распространяется турбулентность вдоль передней кромки, на нее была наклеена наждачная бумага зернистостью Р16, шириной $l = 140$ мм с зерном характерного диаметра $d_{\text{зер}} \sim 1,3$ мм.

Вдув через отверстие на передней кромке использовался для определения режима те-

Рис. 1. Схема эксперимента по исследованию течения на передней кромке, возмущенного шероховатостью либо турбулизатором



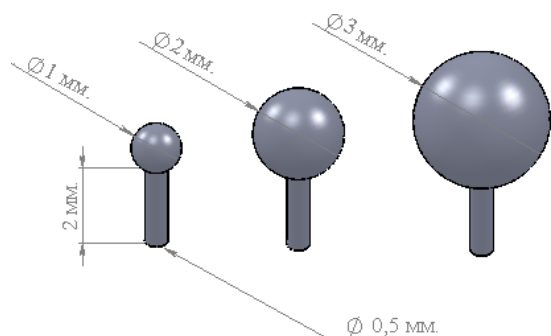


Рис. 2. Вид шероховатостей, использованных в эксперименте

чения. Известно, что при ламинарном обтекании точечный вдув умеренной силы рождает пару противовращающихся вихрей. Главное преимущество вдува перед шероховатостью – простота управления возмущением величиной вдува. С другой стороны, вдув может сильно усложнить картину течения [6; 7] по сравнению с шероховатостью.

Метод жидкокристаллической термографии. В работе использовался метод жидкокристаллической термографии, что позволило упростить исследование структуры течения на передней кромке скользящего крыла. Для каждого набора параметров экс-

перимента достаточно было провести всего два измерения (с шероховатостью и без нее), что значительно сократило время эксперимента. Более подробно метод жидкокристаллической термографии изложен в статье «Экспериментальные методики изучения структуры вихревых возмущений порождаемых точечным вдувом на передней кромке скользящего крыла» в этом номере журнала.

Результаты исследования

Развитие возмущения за шероховатостью. Как показали исследования, при обтекании скользящего крыла на передней кромке за шероховатостью формировался след из двух холодных и одной горячей областей (рис. 3), что соответствует наличию двух противовращающихся продольных вихрей. При этом вихри проходили достаточно большое расстояние по направлению вдоль передней кромки, так как источник возмущения находился вблизи линии растекания, а затем отклонялись по направлению от линии растекания.

Была проведена серия экспериментов с шероховатостями трех размеров на трех скоростных режимах. На амплитуду и геометрические размеры продольного возмущения оказывал влияние размер шерохова-

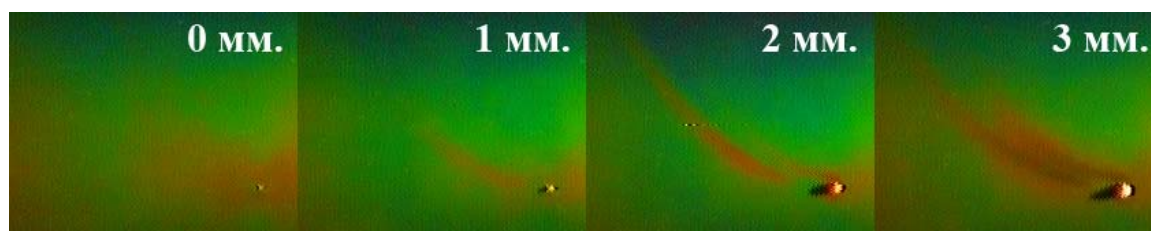


Рис. 3. Зависимость размера и интенсивности стационарной моды от размера шероховатости при скорости набегающего потока 7,6 м/с

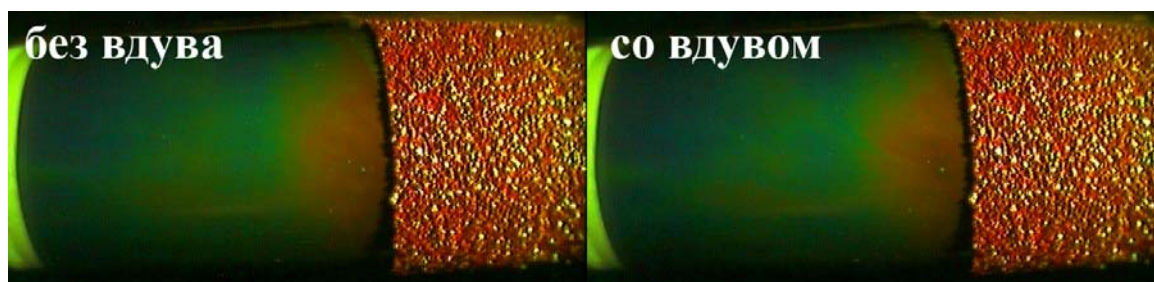


Рис. 4. Визуализация течения методом термоиндикаторных ЖК-покрытий на передней кромке скользящего крыла с установленным турбулизатором при скорости набегающего потока 24 м/с

тости (см. рис. 3). Для маленьких шероховатостей (диаметром меньше толщины пограничного слоя) увеличение скорости набегающего потока приводит к увеличению интенсивности продольного возмущения, а для больших в данном исследовании влияния обнаружено не было. Скорее всего, это обусловлено тем, что при увеличении скорости уменьшается толщина пограничного слоя, и когда она становится сравнимой с размером шероховатости, то дальнейшее увеличение скорости потока не приводит к значительному изменению амплитуды и геометрических размеров стационарного возмущения.

Влияние турбулизатора на течение вдоль передней кромки. Следующим шагом было исследование развития турбулентности вдоль передней кромки скользящего крыла. Поскольку турбулентный пограничный слой обеспечивал более интенсивную теплоотдачу, чем ламинарный, то на визуализации это выглядело как снижение температуры нагреваемой поверхности и отражалось на картине визуализации изменением цвета. В эксперименте использовался широкий лист крупнозернистой наждачной бумаги, наклеенный на всю область передней кромки модели, тем не менее турбулизовать течение вдоль передней кромки на достаточно большой длине не удалось. Турбулентность чрезвычайно быстро затухала во всех исследованных скоростных режимах. Для подтверждения этого на расстоянии 3 мм от участка с наждачной бумагой через маленькое отверстие осуществлялся вдув, который в ламинарном пограничном слое провоцирует рождение двух противовращающихся вихрей аналогично шероховатости. В турбулентном же пограничном слое вихри не должны были проявляться. Как видно на рис. 4, вихри присутствуют во всем исследованном скоростном диапазоне, что говорит о реламинизации и об отсутствии дестабилизирующего влияния турбулизатора на течение вдоль передней кромки.

Более того, на низких скоростях наблюдается рождение стриковой структуры с отдельных зерен наждачной бумаги (рис. 5).

Выводы

1. Как показали исследования в скоростном диапазоне от 2,8 м/с до 24 м/с, вдоль

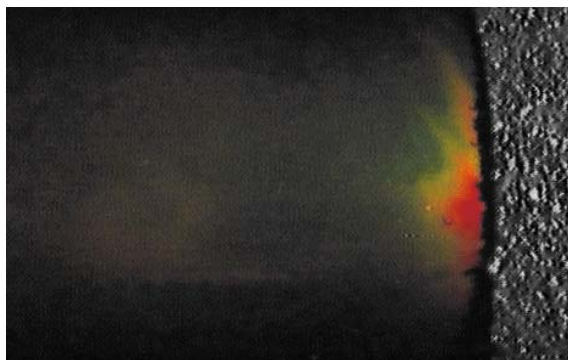


Рис. 5. Стриковая структура, сходящая с турбулизатора на скорости 13 м/с

передней кромки наведенная турбулентность быстро затухает и не развивается. В то же время за шероховатостями образуются и нарастают продольные (относительно линий тока) стационарные возмущения, на которых будут возникать благоприятные условия для развития вторичной неустойчивости (бегущих возмущений), и это будет приводить к ламинарно-турбулентному переходу в пограничном слое скользящего крыла.

2. Также следует отметить, что увеличение скорости потока приводит к большей чувствительности пограничного слоя к размеру шероховатости, начиная с которого будет происходить образование и нарастание стационарной моды возмущения.

Список литературы

1. Blackwelder R. F. Analogies between Transitional and Turbulent Boundary Layers // *Phys. Fluids*. 1983. Vol. 27 (6). P. 1345–1347.
2. Reed H. L., Saric W. S. Stability of Three-Dimensional Boundary Layers // *Ann. Rev. Fluid Mech.* 1989. Vol. 21. P. 235–284.
3. Orszag S. A., Patera A. T. Secondary Instability of Wall-Bounded Shear Flows // *J. Fluid Mech.* 1983. Vol. 128. P. 347–385.
4. Жигулев В. Н., Тумин А. М. Возникновение турбулентности // *Динамическая теория возбуждения и развития неустойчивости в пограничных слоях*. Новосибирск: Наука, 1987.
5. Kohama Y. Some Expectation on the Mechanism of Cross-Flow Instability in a Swept-Wing Flow // *Acta Mech.* 1987. Vol. 66. P. 21–38.

6. Bagheri S., Schlatter Ph., Schmid P. J., Henningson D. S. Global Stability of Jet in Cross-Flow // J. Fluid Mech. 2009. Vol. 624. P. 33–44.

7. New T. H., Lim T. T., Luo S. C. Elliptic Jets in Cross-Flow // J. Fluid Mech. 2003. Vol. 494. P. 119–140.

Материал поступил в редколлегию 13.03.2012

S. N. Tolkachev, V. N. Gorev, V. V. Kozlov

**THE INVESTIGATION OF STAGES OF CROSS FLOW INSTABILITY DEVELOPING
ON THE LEADING EDGE OF THE SWEEPED WING BY LIQUID-CRYSTAL THERMOGRAPHY METHOD**

The liquid crystal thermography technique was tested for the investigation of stages of stationary disturbance developing after the roughness element and for indication of turbulence on the swept wing leading edge. It was shown, that stationary disturbance is easy to excite by the roughness element, develops along the streamline. The stationary behavior dependence from the roughness element size was investigated. It was determined, that the turbulence doesn't develop along the leading edge in the explored speed range.

Keywords: swept wing, cross-flow instability, leading edge, visualization, liquid-crystal thermography, roughness, turbulence, streamwise vortices.