

УДК 532.526

**МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ ЛАМИНАРНО-
ТУРБУЛЕНТНЫМ ПЕРЕХОДОМ
СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ
НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ***

Н.В. СЕМЁНОВ, А.Д. КОСИНОВ

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

Предложен метод пассивного управления переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле с помощью продольных шероховатостей. Проведены исследования влияния распределенной шероховатости на развитие возмущений и на ламинарно-турбулентный переход. Применение этого метода позволило как приближать переход на 30 %, так и затягивать его на 40 %.

При создании небольшого коммерческого сверхзвукового самолета нового поколения планируется использовать новые технологии, связанные (в том числе) с пассивным управлением ламинарно-турбулентным переходом (ламинаризацией течения) в пограничном слое с помощью распределенной микрошероховатости на поверхности стреловидного крыла вблизи передней кромки.

Как известно из экспериментов при дозвуковых скоростях обтекания скользящего крыла, при помощи распределенной шероховатости можно эффективно управлять неустойчивостью поперечного течения [1, 2]. Метод пассивного управления переходом представляет собой следующее. Параллельно передней кромки крыла на расстоянии от 1 до 5 % от хорды крыла наносятся микрошероховатости. На основании вычислений наиболее неустойчивой стационарной моды выбирается шаг между шероховатостями вдоль размаха крыла. Он должен составлять примерно $0,5-0,55 \lambda_{ст}$, где $\lambda_{ст}$ — длина волны наиболее неустойчивой стационарной моды параллельно передней кромки крыла. В [1, 2] использовались цилиндрические элементы шероховатости высотой 6 мкм, расположенные в окрестности передней кромки скользящего крыла. Получено, что изменение поперечного расстояния между шероховатостями влияет на положение ламинарно-турбулентного перехода. Так, например, использование распределенной шероховатости с шагом вдоль размаха крыла 12 мм (или кратного этому значению) приводило к приближению перехода к передней кромке приблизительно на 35 %, а с шагом 8 мм — к ламинаризации течения на 11 %. Экспериментальные данные [1, 2] использовались при проведении численных исследований [3, 4]. Получено соответствие экспериментальных и теоретических данных и численно подтверждена возможность использования распределенной шероховатости для управления переходом.

Исследования по влиянию продольных шероховатостей на переход в 3-мерном пограничном слое при дозвуковых скоростях выполнены в работе [5]. На поверхность

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 05-01-00176).

крыла наносилось два ряда элементов шероховатости. Первый ряд продольных шероховатостей служил для возбуждения стационарных вихрей и приводил к дестабилизации пограничного слоя. Второй ряд располагался в трех различных положениях относительно искусственно возбужденных стационарных структур. В некоторых случаях было получено уменьшение вторичных высокочастотных возмущений и достигалась задержка перехода к турбулентности.

Первые эксперименты по управлению переходом в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при помощи распределенной шероховатости проведены в Аризонском университете при $M = 2,4$ [6, 7]. В этих работах применен метод пассивного управления переходом, используемый при дозвуковых скоростях [1, 2]. Исследования проводились как на модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой (угол скольжения передней кромки $\chi = 30^\circ$, задней — $17,8^\circ$, относительная толщина — 6 %), так и с дозвуковой передней кромкой ($\chi = 73^\circ$, относительная толщина — 4 %). Положение перехода определялось с помощью визуализации на основе инфракрасной термографии. Для случая сверхзвуковой передней кромки оказалось, что пограничный слой остается ламинарным над всей моделью. И даже использование шероховатостей с шагом $\lambda_{ст}$ не приводило к турбулизации пограничного слоя. В работах [6, 7] сообщается об успешном использовании микрошероховатости поверхности для затягивания перехода к турбулентности в трехмерном пограничном слое модели с дозвуковой передней кромкой. Однако количественные данные по числам Рейнольдса перехода, приведенные в [6, 7], ошибочны и завышены на порядок.

В 2003 году на Международной конференции по управлению, измерению и визуализации течений жидкости ISFCMV (7th Sym. on Fluid Control, Measurements and Visualization) докладывалась работа по использованию инфракрасной термографии в исследованиях неустойчивости поперечного течения при $M = 2,4$ [8]. Делается вывод о том, что инфракрасная термография — очень удобный инструмент для определения положения перехода, но нет упоминания об ошибочных результатах исследований [6, 7], полученных ранее при помощи этой методики. В экспериментах [8] использовались три модели скользящих крыльев. Две — с углами скольжения передней кромки 30° и 73° , те же самые, что в работах [6, 7], третья — с углом скольжения 50° и относительной толщиной 3 %. В результате исследований получено, что для случая дозвуковой передней кромки, переход происходит вблизи нее. Для случая $\chi = 30^\circ$ переход происходил при $Re_{cr} \leq 1,7 \times 10^6$, а для случая $\chi = 50^\circ$ — $Re_{cr} \leq 0,7 \times 10^6$. Результаты работы [8] полностью противостоят исследованиям [6, 7]. Кроме того, в работе [9] была предпринята попытка управления переходом на модели крыла с дозвуковой передней кромкой (повторить результаты исследований [6, 7]). Но переход в этом случае, как с шероховатостями, так и без них, происходил в окрестности передней кромки. Несмотря на ошибочные результаты, работы [6, 7] заслуживают признания, и не вызывает сомнения правильность и обоснованность подхода к управлению состоянием трехмерного пограничного слоя с помощью распределенной шероховатости. Кроме того, W.S. Saric с коллегами все же удалось добиться положительного результата по пассивному управлению переходом в сверхзвуковом пограничном слое. В работе [9] приводятся результаты летных экспериментов, выполненных на F-15B при числах Маха 1,85 и 0,91. Исследования проводились на модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой, закрепленной под фюзеляжем. Переход определялся с помощью инфракрасной термографии. Для его управления использовались такие же распределенные шероховатости, как и в [6, 7]. С помощью шероховатостей удалось затян timer переход примерно до $Re_{cr} \approx 8 \times 10^6$. Управлять его положением удалось только в той части модели крыла, которая находилась дальше от фюзеляжа.

Цель работы — показать возможность управления переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле с помощью продольных шероховатостей.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН с размерами рабочей части $0,2 \times 0,2 \times 0,6$ м при числе Маха $M = 2,0$. В экспериментах использовалась модель крыла с углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 40^\circ$ и чечевицеобразным профилем, которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Длина модели 0,26 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 20 мм, относительная толщина 7,7 %.

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления с соотношением плеч моста 1:10 и частотным диапазоном до 500 кГц. Использовались одноточечные датчики из вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 0,8 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась 0,8, а измеренные возмущения соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Пульсационный сигнал с термоанемометра (в полосе частот до 350 кГц) измерялся 12-битным АЦП с частотой дискретизации 750 кГц, а среднее напряжение в диагонали моста - вольтметром Щ1516. Длина реализации составляла 65536 точек АЦП. Для определения частотных спектров возмущений использовалось дискретное преобразование Фурье.

Положение ламинарно-турбулентного перехода на модели скользящего крыла определялось как трубкой полного напора Престона, так и с помощью датчика термоанемометра. Давление, измеряемое трубкой Престона, определялось пьезорезистивным датчиком SIMENS КРУ43А, который был предварительно откалиброван.

Для измерения положения перехода использовался пневмометрический метод измерения при помощи трубки полного напора Престона. Был изготовлен датчик на основе насадка и датчик абсолютного давления КРУ43А с диапазоном 0–1,6 атм. Для определения коэффициента преобразования сигналов датчика в давление проводится предварительная тарировка. Измерения положения перехода проводились при фиксированном положении трубки Престона, изменялось единичное число Рейнольдса путем увеличения давления торможения в форкамере.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ АНАЛИЗ

Как отмечалось выше, в экспериментах [6, 7] распределенная шероховатость в виде цилиндров высотой 6 мкм, шириной 0,5 мм и с шагом $\lambda = 2$ мм вдоль размаха крыла ($\lambda_{ст} = 2$ мм — длина волны наиболее неустойчивой стационарной моды параллельно передней кромки крыла для условий экспериментов [6, 7]). Поэтому на первом этапе исследований для управления переходом в наших экспериментах применялись точечные (с шагом вдоль размаха крыла 2 мм) шероховатости. Они наносились лаком на расстоянии 15 мм от передней кромки модели. Измерения перехода показали, что точечная шероховатость приводит к дестабилизации течения и уменьшению числа Рейнольдса перехода приблизительно на 30 %. Был получен ответ, что в случае сверхзвуковой передней кромки возможно влиять на положение ламинарно-турбулентного перехода с помощью распределенной шероховатости.

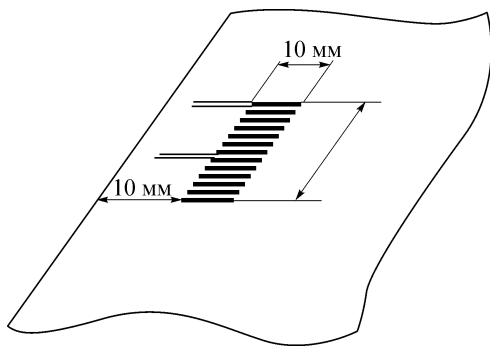


Рис. 1. Распределенная шероховатость.

Исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле [10] показали, что переход к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле вызывается взаимодействием стационарных (крупномасштабных) и бегущих (мелкомасштабных) возмущений. Таким

образом, для управления ламинарно-турбулентным переходом в этом случае проще и эффективнее воздействовать на стационарные структуры, характер развития которых в большей степени влияет на положение перехода. Поэтому для управления переходом было предложено использовать распределенную шероховатость в виде продольных полос (по аналогии с риблетами). Распределенные шероховатости в виде продольных полос наносились лаком на некотором расстоянии от передней кромки модели при помощи специальных шаблонов. Пример такой распределенной продольной шероховатости представлен на рис. 1.

Ширина продольной шероховатости и шаг между ними варьировались и составляли $l = 1, 1,5$ и 2 мм в различных экспериментах. Положение перехода измерялось при фиксированном значении продольной координаты $x = 85$ мм при изменении единичного числа Рейнольдса Re_1 . В экспериментах использовался или датчик термоанемометра или насадок полного давления. Отметим, что значения числа Рейнольдса перехода, полученные различными методами, близки по значению. Измерения с помощью трубки Пито проводить проще, а измерения с помощью датчика термоанемометра позволяют получить дополнительную информацию о процессе перехода.

На рис. 2 приведены кривые перехода на модели скользящего крыла. Измерения интегральных пульсаций проводились как с помощью термоанемометра (кривые 3, 4, 5),

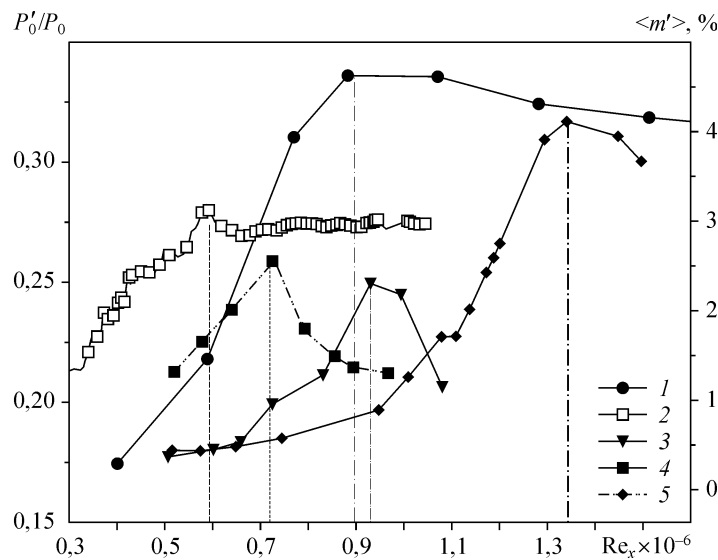


Рис. 2. Кривые перехода на модели скользящего крыла.

1 — гладкая поверхность, 2 — точечная шероховатость, 3 — продольная шероховатость, $l = 1$ мм, 4 — продольная шероховатость, $l = 1,5$ мм, 5 — продольная шероховатость, $l = 2$ мм.

так и трубкой Пито (кривые 1, 2). Вертикальными линиями на рисунке указаны положения перехода к турбулентности. На рис. 2 видно, что в естественных условиях (кривая 1), переход к турбулентности наступает при $Re_x \approx 0,9 \times 10^6$. Вид распределенной шероховатости сильно влияет на ламинаризацию течения как положительно (кривая 5, $Re_x \approx 1,35 \times 10^6$), так и отрицательно (кривая 2, $Re_x \approx 0,6 \times 10^6$; кривая 4, $Re_x \approx 0,72 \times 10^6$), или практически не оказывает влияния (кривая 3). Отметим, что впервые данные по управлению переходом с помощью распределенной шероховатости опубликованы в трудах конференции ISMAR 2004 [11].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Используя полученные данные о процессе возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла, разработана методика по управлению ламинарно-турбулентным переходом. Предложена форма микрошероховатостей в виде продольных структур, распределенных вдоль размаха крыла. Выбор формы — очень важный вопрос; предложенная нами форма оригинальна, и с ней у нас впервые получен положительный результат: удалось затянуть переход на 40 % в пограничном слое крыла со сверхзвуковой передней кромкой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Saric W.S., Carillo R.B., Reibert M.S. Leading edge roughness as a transition control mechanism // AIAA. Paper 98-0781. — 1998.
2. Saric W.S., Carillo Jr. R.B., Reibert M.S. Nonlinear stability and transition in 3-D boundary layers // *Mechanica*. — 1998. — Vol. 33. — P. 469–487.
3. Malik M.R., Choudhari Li F., Chang M.M. C.L. Secondary instability of crossflow vortices and swept-wing boundary layer transition // *J. Fluid Mech.* — 1999. — Vol. 399. — P. 85–115.
4. Wasserman, P., Kloker, M. Mechanisms and control of crossflow-vortex induced transition in a three-dimensional boundary layer // *J. Fluid Mech.* — 2002. — Vol. 456. — P. 49–84.
5. Shimagaki M., Bose S., Kohama Ya., Watanabe H., Kikuchi S. Control of the transition in three-dimensional boundary layer by small sized roughness alleys // *Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. B.* — 2002. — Vol. 68, No. 669. — P. 1368–1375.
6. Saric W.S., Reed H.L. Control of transition in supersonic boundary layers: experiments and computations // *West East High Speed Flow Fields: Proc. CIMNE, Barcelona, 2003.* — P. 417–425.
7. Saric W.S., Reed H.L. Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness // AIAA Paper. — 2002. — 0147.
8. Zuccher S., Saric W.S., Reed H.L., McNeil L.B. The role of infrared thermography in the study of crossflow instability at $M = 2.4$ // *Proc. 7th Inter. Symp. on Fluid Control, Measurement, and Visualization.* — Sorrento, Italy, 2003. — P. 12.
9. Saric W.S., Reed H.L., Banks D. Flight testing of laminar flow control in high speed boundary layers // AVT-111 Specialist Meeting (Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance by Management of Interacting Boundary Layer Transition and Separation), Prague, Czech Republic, 4-7 October, 2004. — P. 8.
10. Семенов Н.В., Косинов А.Д., Левченко В.Я., Ермолаев Ю.Г. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // *Теплофизика и аэромеханика.* — 2003. — Т. 10, № 3. — С. 357–368.
11. Semionov N.V., Barkova O.V., Kosinov A.D. Method of transition control of a supersonic boundary layer on a swept wing // *Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Research Proc.: Pt 4.* — Novosibirsk, 2004. — P. 279–284.

Статья поступила в редакцию 13 марта 2007 г.