

Ю. Г. Ермолаев¹, А. Д. Косинов^{1,2}, В. С. Косорыгин¹, Н. В. Семенов¹
А. Н. Семенов^{1,3}, Б. В. Смородский¹, А. А. Яцких^{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*

³ *Институт геологии и минералогии им. В. С. Соболева СО РАН
пр. Акад. Коптюга, 3, Новосибирск, 630090, Россия*

semion@itam.nsc.ru

ВЛИЯНИЕ МАЛЫХ УГЛОВ АТАКИ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА $M=2$ *

Выполнены экспериментальные исследования по влиянию малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока. В экспериментах использовались 3 % симметричная модель скользящего крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения кромок 45° . Положение перехода определялось с помощью термоанемометра. Измерены кривые нарастания, определены положения ламинарно-турбулентного перехода, получены амплитудно-частотные спектры пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла для некоторых значений угла атаки. В рамках линейной теории устойчивости проведены расчеты влияния малых углов атаки на развитие возмущений. Выполнено сравнение полученных в эксперименте чисел Рейнольдса перехода для различных величин угла атаки модели и расчетные зависимости, полученные для различных значений N -фактора. Результаты расчетов по линейной теории устойчивости находятся в хорошем качественном согласовании с данными экспериментов.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, скользящее крыло, ламинарно-турбулентный переход, угол атаки.

Введение

Исследования выполнены с целью изучения влияния малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока, поскольку процесс возникновения турбулентности в

пространственных пограничных слоях является одной из наименее изученных фундаментальных проблем механики жидкости и газа. С другой стороны, данные исследования имеют практический интерес, так как подобные течения реализуются при обтекании стреловидного крыла самолета. Такие исследования становятся особенно актуаль-

* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 15-08-00875) и Российского научного фонда (грант № 17-19-01289).

Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Косорыгин В. С., Семенов Н. В., Семенов А. Н., Смородский Б. В., Яцких А. А. Влияние малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при числе Маха $M = 2$ // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 3. С. 35–40.

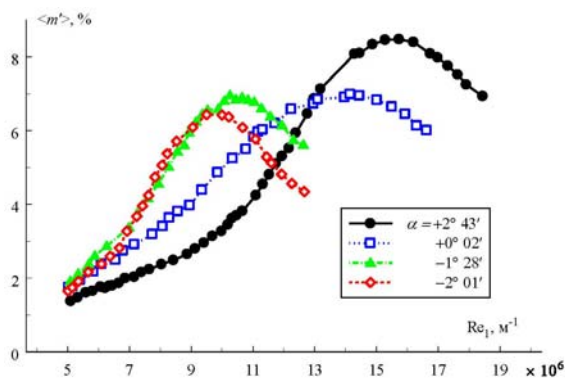


Рис. 1. Кривые нарастания возмущений

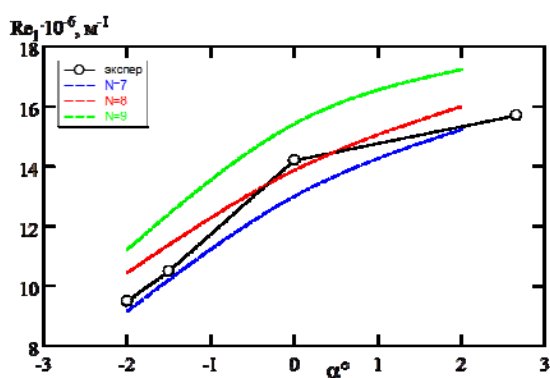


Рис. 2. Единичное число Рейнольдса перехода в зависимости от угла атаки α модели скользящего крыла. Сравнение экспериментальных данных (символы) и расчетов положения перехода по методу e^N для различных значений N -фактора (штриховые линии)

ными и необходимыми для анализа и сопоставления результатов лётных и трубных экспериментов.

Известно, что малое изменение угла атаки на острых конусах приводит к резкому уменьшению чисел Рейнольдса перехода на подветренной образующей стороне, а на наветренной стороне наблюдалось плавное увеличение. Притупление носка конуса приводит к уменьшению чувствительности числа Рейнольдса перехода к углу атаки [1; 2]. Имеется лишь несколько работ, в которых в той или иной степени рассматривалось влияние угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле при транс- и сверхзвуковых скоростях потока. В экспериментах [3] получено, что увеличение угла атаки от -8 до $+8^\circ$ приводило к смещению точки перехода вниз по потоку. В работе [4] отмечает-

ся, что погрешность определения $Re_{пер}$ была выше небольшого смещения в положении перехода при изменении угла атаки в диапазоне от -3 до 4° . Только при числе Маха потока $M = 4,1$ было зафиксировано небольшое увеличение ламинарного течения на подветренной стороне модели по сравнению с наветренной. В работе [5] приводятся результаты лётных испытаний по влиянию угла скольжения на положение перехода для $M = 0,7$ и $0,825$. А именно, для углов атаки меньше $+2^\circ$ влияние на положение перехода не зафиксировано. Увеличение угла атаки от 2 до 4° приводит к значительному уменьшению чисел Рейнольдса перехода (приблизительно в 2 раза). Отмечается, что такое изменение положения перехода вызвано пиком в неблагоприятном распределении давления. В экспериментах [6] получено незначительное уменьшение чисел Рейнольдса перехода для угла атаки -4° по сравнению с $\alpha = 0$. В [7] угол атаки изменялся приблизительно от $-1,5$ до $5,5^\circ$. Если для положения датчиков в 70 % вдоль размаха крыла получено монотонное увеличение числа Рейнольдса перехода $Re_{пер} \approx 0,6 \cdot 10^6$ до $Re_{пер} \approx 1,3 \cdot 10^6$ с ростом угла атаки, то для положения датчиков в 30 % вдоль размаха крыла зафиксирован максимум в распределении $Re_{пер}(\alpha)$ для значения $\alpha = 1,73^\circ$. Незначительное изменение угла атаки от этого значения приводило к существенному изменению положения перехода вверх по потоку.

Вопрос о влиянии угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле остается открытым.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2$. В экспериментах использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 45^\circ$. Длина модели $0,398$ м, ширина $0,2$ м, максимальная толщина 12 мм, относительная толщина 3 %. Заглушки в технологические окна АДТ Т-325 были доработаны и позволяли устанавливать модель крыла под углами атаки от -4 до 4° . Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Датчики

термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась 0,8, а измеренные возмущения преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных [8]. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Пульсационный сигнал в диагонали моста термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и затем записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц. Обработка экспериментальных данных проводилась при помощи быстрого преобразования Фурье, определялись спектры мощности по полным осциллограммам. Подробнее постановка эксперимента, система сбора, процедура обработки данных описана в [8; 9]. Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ проводилось методом, описанным в [8].

Результаты и их анализ

Выполнено экспериментальное исследование влияния угла атаки на ламинарно-турбулентный переход в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. В данных экспериментах использовался метод определения положения перехода, когда измерения проводят при фиксированном положении датчика и изменяющемся значении единичного числа Рейнольдса $Re_1 = U_\infty / v_\infty$. На рис. 1 представлена зависимость интегральных среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \cdot x$, где x – продольная координата. Измерения выполнены при $x = 150$ мм. Максимум в распределении пульсаций массового расхода соответствует положению ламинарно-турбулентного перехода. Как видно из представленных данных, изменение угла атаки α оказывает сильное влияние на число Рейнольдса перехода ($Re_{пер}$). При изменении угла атаки приблизительно от -2 до $2,5^\circ$ подтверждено монотонное увеличение числа Рейнольдса перехода от $Re_{пер} \approx 1,4 \cdot 10^6$ до $Re_{пер} \approx 2,4 \cdot 10^6$ с ростом угла атаки. По-

лученные данные согласуются с результатами измерений [7] для положения датчиков в 70 % вдоль размаха крыла.

По условиям экспериментальных данных, представленных на рис. 1, проведен анализ устойчивости течения на модели скользящего крыла. Расчеты выполнены в рамках линейной теории устойчивости сжимаемых трехмерных пограничных слоев в приближении локальной автомодельности среднего течения. Подробно система уравнений и реализуемый в расчетах подход описывается в [10; 11]. Положение ламинарно-турбулентного перехода в рамках линейной теории определялось приблизительно с помощью метода e^N . На рис. 2. приведено сравнение полученных в эксперименте единичных чисел Рейнольдса $Re_{1пер}$, соответствующих максимумам в кривых нарастания для различных величин угла атаки модели, и расчетные зависимости, полученные для различных значений N -фактора $N = 7, 8, 9$. Видно, что с увеличением угла атаки α число Рейнольдса перехода увеличивается. При этом результаты расчетов по линейной теории устойчивости находятся в качественном согласовании с данными экспериментов.

Выполнены первые экспериментальные исследования влияния угла атаки на развитие возмущений в пограничном слое на модели скользящего крыла при сверхзвуковых скоростях потока. Так как модель трехмерная и устанавливалась под углом атаки, то был выбран подход, при котором развитие возмущений исследовалось при фиксированном значении продольной координаты x , а менялось единичное число Рейнольдса. В результате измерения получены профили среднего течения и пульсаций для нескольких значений Re_x . Профили пульсаций для различных значений Re_1 , измеренные при $x = 100$ мм, для углов атаки -1 и $+1^\circ$ представлены на рис. 3. Здесь значение координаты $y = 0$ соответствует поверхности модели и определялось по касанию датчика поверхности крыла. Профили интегральных пульсаций в пограничном слое имеют два максимума, как и для случая $\alpha = 0$ в [9; 12]. Первый максимум основной и соответствует «критическому слою». Второй максимум наблюдается вблизи поверхности модели. Как видно из представленных данных, основные отличия наблюдаются в окрестности второго максимума, где для случая $\alpha = -1^\circ$ наблюдается быстрый рост возмущений.

Как показано в работе [12], такое поведение пульсаций вблизи поверхности модели свидетельствует о нелинейности развития возмущений. Для случая неустойчивости поперечного течения, существующей в пограничных слоях на скользящем крыле, характерна деформация среднего течения, что,

в свою очередь, создает условия (неустойчивые перегибные профили скорости по нормали к поверхности $\partial U/\partial y$ и поперек потока $\partial U/\partial z$) для возникновения вторичных колебаний, быстро приводящих пограничный слой в турбулентное состояние [12–14].

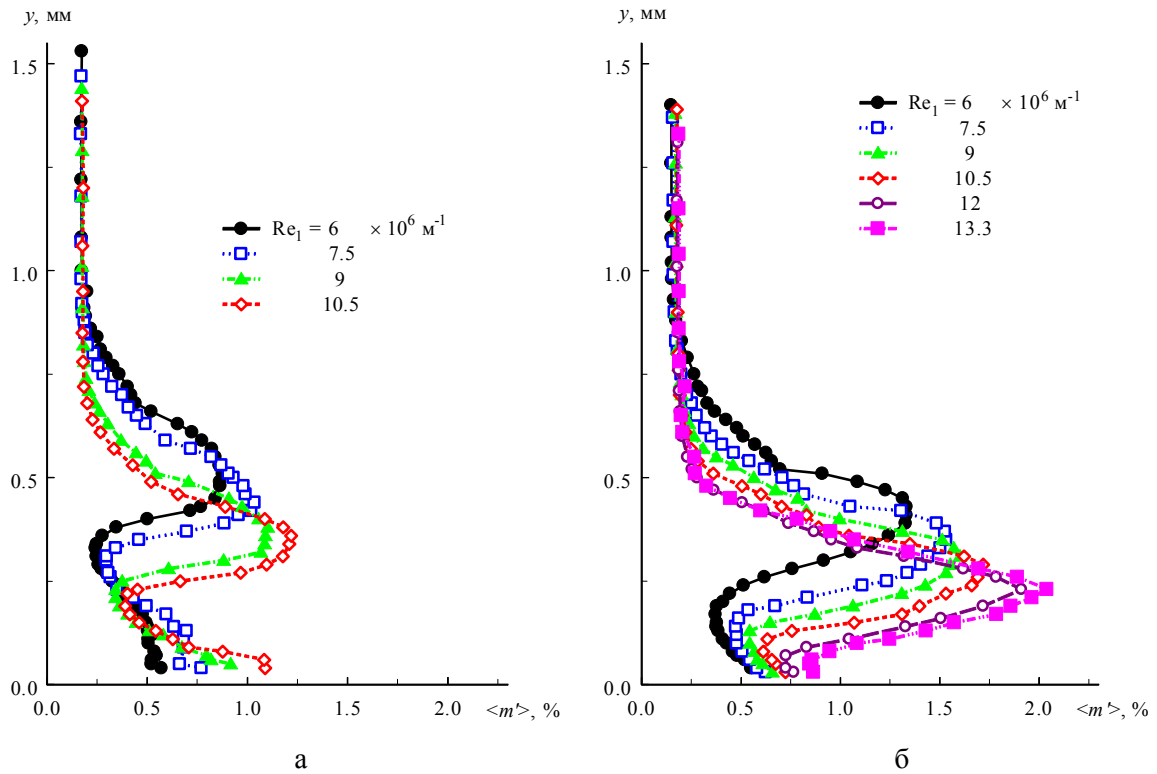


Рис. 3. Зависимость среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ от нормальной координаты y при $x = 100$ мм для углов атаки $\alpha = -1^\circ$ (а) и $\alpha = 1^\circ$ (б)

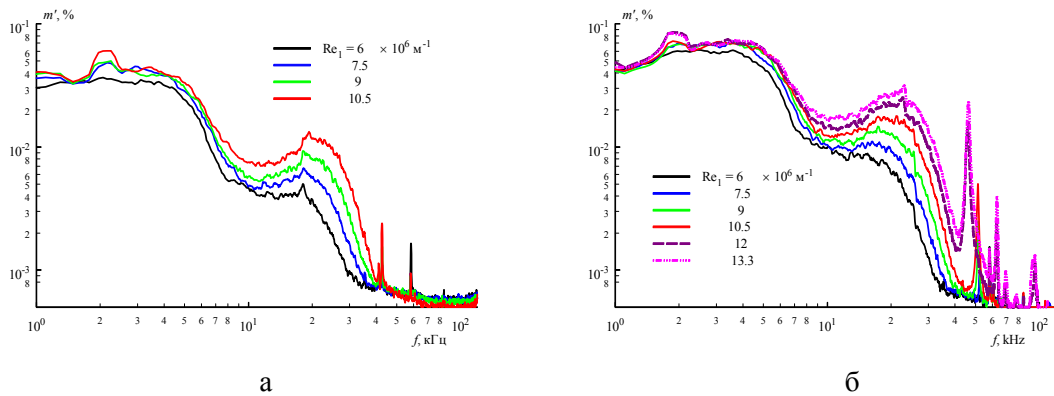


Рис. 4. Эволюция амплитудно-частотных спектров возмущений в критическом слое для углов атаки $\alpha = -1^\circ$ (а) и $\alpha = 1^\circ$ (б)

Результаты исследования развития естественных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла в виде эволюции амплитудно-частотных спектров представлены на рис. 4. Спектры представлены для точек, соответствующих максимуму пульсаций поперек пограничного слоя. Получено, что возмущения нарастают в диапазоне частот от 8 до 35 кГц. Увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к смещению диапазона усиливающихся частот в область более высоких значений. Отметим, что частотные диапазоны растущих возмущений, полученные в расчетах по линейной теории [10] и в наших экспериментах при $M = 2$ на модели крыла с 7,7 % профилем и углом скольжения $\chi = 40^\circ$ [15], находятся в хорошем соответствии между собой и с результатами данных экспериментов. По этим данным планируется выполнить оценки степени нарастания возмущений и сравнить с расчетами по линейной теории устойчивости и по прямому численному моделированию.

Заключение

Выполнено экспериментальное исследование влияния малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. Подтверждено монотонное увеличение числа Рейнольдса перехода с ростом угла атаки от -2 до $2,5^\circ$. Впервые получены экспериментальные данные о влиянии угла атаки на развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. Эти данные можно не только качественно, но количественно сравнивать с расчетами и разрешить вопрос об их применимости.

В рамках линейной теории устойчивости выполнены расчеты влияния малых углов атаки на развитие возмущений. Выполнено сравнение полученных в эксперименте чисел Рейнольдса перехода для различных величин угла атаки модели и расчетные зависимости, полученные для различных значений N -фактора. Результаты расчетов по линейной теории устойчивости находятся в хорошем качественном согласовании с данными экспериментов. На основании проведенных исследований делается вывод о том, что оценка положения ламинарно-турбулентного перехода на основании расчетов

по методу e^N может проводиться, в том числе, и для пространственных пограничных слоев на модели скользящего крыла.

Список литературы

1. *Schneider S. P.* Hypersonic Laminar-Turbulent Transition on Circular Cones and Scramjet Forebodies // Progress of aerospace sciences. 2004. Vol. 40. P. 1–50.
2. *Иванов А. К.* Особенности перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на остром конусе под углом атаки в сверхзвуковом потоке газа // Учен. зап. ЦАГИ. 1977. Т. 8, вып. 4. С. 34–43.
3. *Banner R. D., McTigue J. G., Petty G. Jr.* Boundary layer transition measurements in full-scale flight // Technical Report NACA-RM-H58E28. 1958. 11 p.
4. *Chapman G. T.* Transition of the laminar boundary layer on a delta wing with 74° sweep in free flights at Mach numbers from 2.8 to 5.3 // NASA TN D-1066. 1961. 46 p.
5. *Anderson B. T., Meyer R. R. Jr.* Effect of wing sweep on boundary layer transition for a smooth F-14A wing at Mach numbers from 0.700 to 0.825 // NASA-TM-101712. 1990. 2336 p.
6. *Pate S. R., Brilhart R. E.* Investigation of boundary-layer transition on swept wings at Mach numbers 2.5 to 5 // AEDC-TDR-63-109. 1963. 41 p.
7. *Sugiura H., Yoshida K., Tokugawa N., Takagi S., Nishizawa A.* Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2 // J. of Aircraft. 2002. Vol. 39. No. 6. P. 996–1002.
8. *Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.* Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, № 6-99. Novosibirsk, 1999. 24 p.
9. *Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В.* Экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле при $M = 2$ // Учен. зап. ЦАГИ. 2011. Т. 42, вып. 1. С. 3–11.
10. *Гапонов С. А., Смородский Б. В.* Линейная устойчивость трехмерных пограничных слоев // Прикладная механика и техническая физика. 2008. Т. 49, вып. 2. С. 3–14.
11. *Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Смородский Б. В.* Экспериментальное и теоретическое исследование

дование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2008. Т. 3, вып. 3. С. 34–38.

12. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха $M = 2$ // Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 55, вып. 5. С. 45–54.

13. White E., Saric W. Secondary instability of crossflow vortices // J. Fluid Mech. 2005. Vol. 525. P. 275–308.

14. Wassermann P., Kloker M. Transition mechanisms induced by travelling crossflow vortices in a three-dimensional boundary layer // J. Fluid Mech. 2003. Vol. 483. P. 67–89.

15. Семёнов 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, вып. 3. С. 357–368.

Материал поступил в редколлегию 28.06.2017

**Yu. G. Yermolaev¹, A. D. Kosinov^{1,2}, V. S. Kosorygin¹, N. V. Semionov¹
A. N. Semenov^{1,3}, B. V. Smorodsky¹, A. A. Yatskikh^{1,2}**

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

³ *Sobolev Institute of Geology and Mineralogy SB RAS
3 Acad. Koptyug Ave., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

semion@itam.nsc.ru

INFLUENCE OF SMALL ANGLES OF ATTACKS ON THE LAMINAR-TURBULENT TRANSITION ON A SWEEPED WING AT MACH NUMBER $M = 2$

Experimental studies on the effect of small angles of attack on the laminar-turbulent transition of swept-wing supersonic boundary layer have been performed. In the experiments, a 3 % symmetrical swept-wing model with a lenticular profile and a swept angle of 45° was used. The position of the transition was determined using a hot-wire anemometer. The growth of pulsations was measured. The positions of the laminar-turbulent transition were determined. The amplitude-frequency pulsation spectra in the supersonic boundary layer were obtained for certain values of the angle of attack. In the framework of the linear theory of stability, calculations on the effect of small angles of attack on the development of perturbations were provided. A comparison of the experimental Reynolds number of the transition for different values of the angle of attack of the model and the calculated dependences obtained for different values of the N-factor was made. The results of calculations on the linear stability theory are in good qualitative agreement with the experimental data.

Keywords: supersonic boundary layer, swept wing, laminar-turbulent transition, angle of attack.