

03

Влияние ламинарно-турбулентного перехода на взаимодействие ударной волны с пограничным слоем при малом сверхзвуковом числе Маха

© П.А. Поливанов^{1,2}, А.А. Сидоренко^{1,2}, А.А. Маслов^{1,2}

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

² Новосибирский государственный университет

E-mail: polivanov@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 10 декабря 2014 г.

Экспериментальное исследование посвящено проблеме взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. При помощи измерений полей скорости исследовано влияние состояния набегающего пограничного слоя на параметры области взаимодействия. Показано, что оптимальным является случай, когда взаимодействие происходит вблизи зоны ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое. Исследована возможность управления взаимодействием при помощи турбулизаторов.

Современные тенденции развития трансзвуковой авиации предусматривают более широкое использование ламинарных течений для уменьшения общих потерь, связанных с вязким трением [1,2]. В настоящее время считается, что наиболее перспективными являются организация ламинарного обтекания и уменьшение волнового сопротивления [3] несущих поверхностей. Кроме того, увеличение высоты полета приводит к тому, что на лопатках первой ступени компрессоров турбореактивных двигателей также реализуется ламинарный пограничный слой. Для всех этих течений характерно наличие разгонного участка и локальной сверхзвуковой зоны, заканчивающейся ударной волной. Состояние пограничного слоя перед ударной волной оказывает решающее значение на вызываемый ею отрыв течения и связанные с этим потери полного давления. Исследованию взаимодействия турбулентного пограничного слоя с ударной волной уделяется большое внимание. Подробные обзоры таких работ можно найти в [4,5]. Ламинарный отрыв

при трансзвуковых скоростях до сих пор гораздо реже встречается на практике, поэтому мало исследован. Известно, что ламинарный пограничный слой отрывается при меньшей величине неблагоприятного градиента давления, а сам отрыв имеет большую протяженность по сравнению с турбулентным [6]. Поэтому представляется логичным сохранить преимущества ламинарного обтекания и спровоцировать ламинарно-турбулентный переход непосредственно перед ударной волной, чтобы уменьшить потери полного давления, связанные с отрывом. Однако вопрос, как именно нужно организовать турбулилизацию пограничного слоя, остается открытым и должен быть решен в эксперименте. Чтобы отделить эффекты, связанные с состоянием пограничного слоя, от влияния внешнего течения, нужно выполнить исследование на плоской пластине при условиях, когда набегающий пограничный слой является безградиентным, а число Маха является умеренным и близко к локальному значению, реализующемся на профиле. Целью данной экспериментальной работы является изучение области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем при постепенном изменении состояния набегающего пограничного слоя от ламинарного к турбулентному за счет естественной турбулизации, а также исследование возможности управления отрывным течением при помощи различных шероховатостей (турбулизаторов).

Эксперименты выполнялись в аэродинамической трубе Т-325 при $M_\infty = 1.47$, $T_0 = 291$ К и $P_0 = 0.55, 0.7, 0.85, 1.0 \cdot 10^5$ Па ($Re_1 = 8.5 - 15.5 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$). Сечение рабочей части (160×200 мм) имеет прямоугольную форму. Схема экспериментального оборудования, которое состоит из плоской пластины с острой передней кромкой и клина, генерирующего ударную волну, представлена на рис. 1. Угол установки клина (4°) соответствовал регулярному режиму отражения скачка от модели для невязкого течения. Клин был установлен неподвижно, а пластина могла перемещаться в продольном направлении, что позволяло менять длину участка развития пограничного слоя до зоны взаимодействия. Таким образом, за счет естественной турбулизации были получены ламинарное, переходное и турбулентное состояние пограничного слоя перед областью взаимодействия. Чтобы обеспечить одинаковые условия обтекания передней кромки, при перемещении модели одновременно менялась длина дополнительной пластины L . В случае естественного ламинарно-турбулентного перехода эксперименты выполнялись при трех положениях модели, что соответствовало

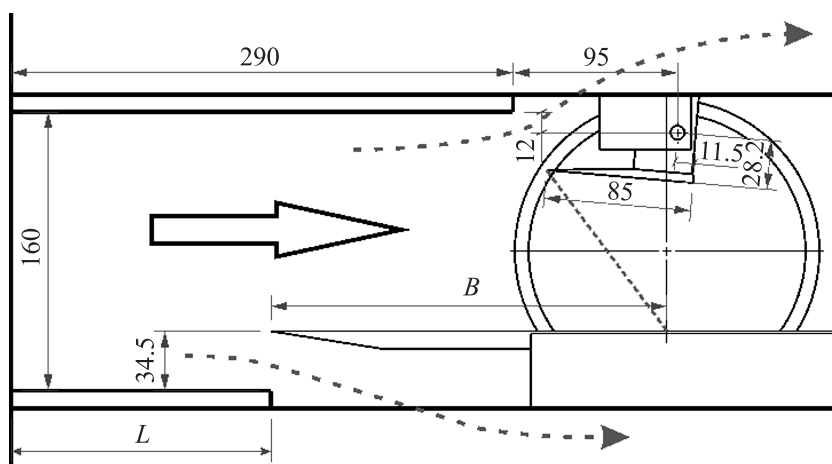


Рис. 1. Экспериментальная модель.

расстоянию от передней кромки до точки пересечения падающей ударной волны с поверхностью $B = 135, 185$ и 285 mm. Исследование эффекта искусственной турбулизации пограничного слоя путем установки турбулизаторов различной формы выполнялось при $B = 135$ mm и давлении торможения $P_0 = 0.7 \cdot 10^5$ Pa. Турбулизаторы отличались формой в плане (прямоугольная и зигзагообразная), расстоянием от передней кромки модели x_{turb} , шириной l и высотой h (см. таблицу). Для турбулизатора № 6 была проведена серия экспериментов с разным x_{turb} .

Основные данные в исследовании были получены при помощи PIV. Поток засеивался микрочастицами со средним размером $1 \mu\text{m}$. Для определения положения ламинарно-турбулентного перехода использовалась трубка, которая перемещалась вдоль потока, касаясь стенки. Было получено, что с ростом Re_1 начало перехода смещается вверх по потоку от $x = 150$ до 120 mm, а конец перехода от $x = 210$ до 180 mm. Таким образом, при $B = 135$ mm для всех Re_1 наблюдается ламинарное состояние набегающего пограничного слоя. Соответственно при $B = 185$ mm пограничный слой находится в переходном состоянии и при $B = 285$ mm является полностью турбулентным.

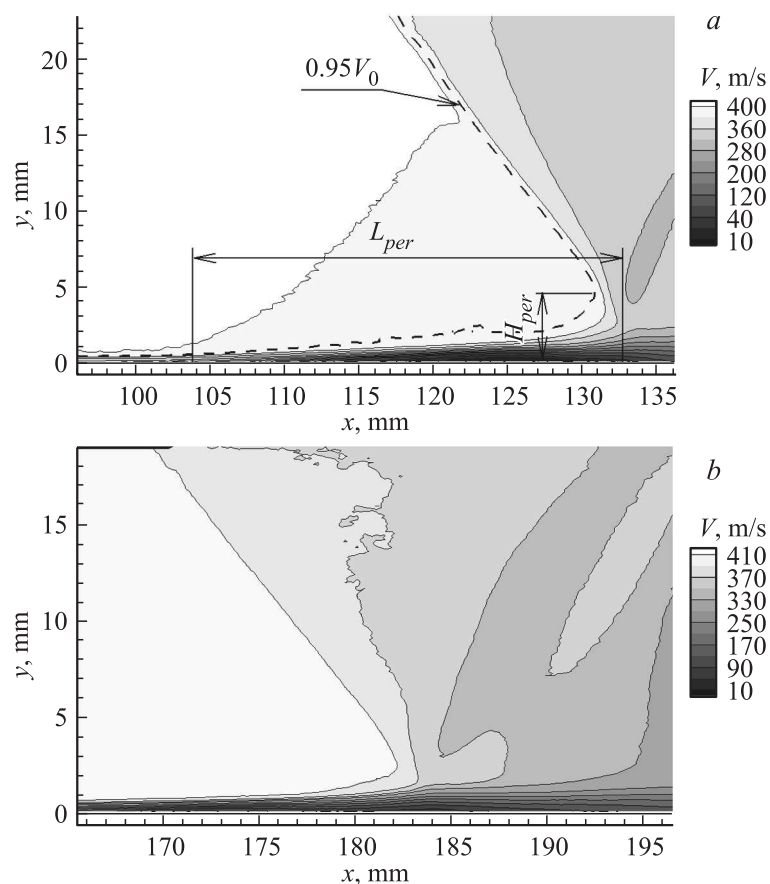


Рис. 2. Распределения средней скорости, полученные для различных состояний набегающего пограничного слоя: *a* — ламинарного, *b* — переходного, *c* — турбулентного.

На рис. 2 показаны результаты измерений PIV в виде осредненных по времени полей скорости в зоне взаимодействия пограничного слоя с падающей ударной волной. В случае ламинарного набегающего пограничного слоя (рис. 2, *a*) наблюдается значительная длина зоны

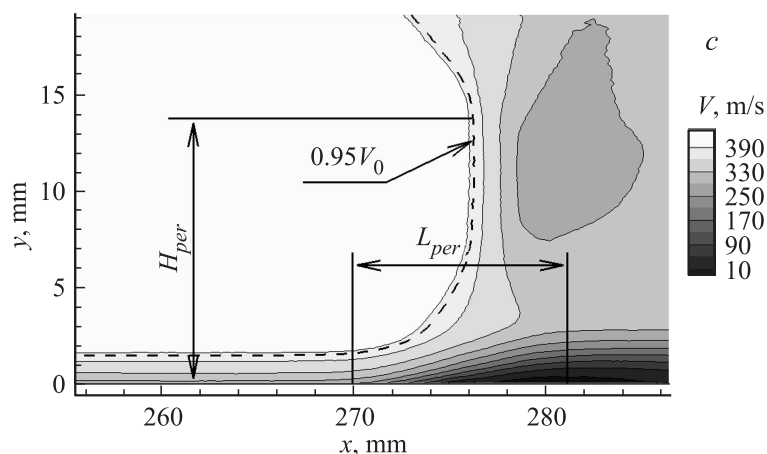


Рис. 2 (продолжение).

взаимодействия. Тем не менее размер отрывной зоны значительно ниже оценок для классического ламинарного отрыва, что очевидно связано с ламинарно-турбулентным переходом в сдвиговом слое, где наблюдается повышенный уровень пульсаций скорости. Для ламинарного взаимодействия рост толщины вытеснения пограничного слоя носит постепенный характер. Это приводит к формированию веера слабых волн сжатия над зоной отрыва потока, а само взаимодействие имеет регулярный вид.

В переходном режиме (рис. 2, *b*), несмотря на уменьшение протяженности зоны взаимодействия, вытеснение потока отрывом также не приводит к образованию мощной отрывной ударной волны, что, возможно, связано с замедленной реакцией зоны взаимодействия на состояние набегающего пограничного слоя [7,8]. При полностью турбулентном взаимодействии (рис. 2, *c*) хорошо видно формирование развитой ножки Маха. Короткая отрывная зона в этом случае приводит к формированию сильной отрывной ударной волны, и течение перестраивается, образуя ножку Маха. В результате в пристенном течении образуется значительный продольный градиент давления.

Видно, что изменение состояния пограничного слоя приводит к значительной перестройке течения при неизменной интенсивности падающей ударной волны. Подобное явление наблюдается в достаточно

Геометрия турбулизаторов

Параметры	Номер турбулизатора					
	1	2	3	4	5	6
x_{turb} , mm	50	46	46	20	50	—
l , mm	1	4	4	4	2	3
h , mm	0.2	0.04	0.04	0.04	0.25	0.2
Форма в плане	прямо- угольная	прямо- угольная	зигзаго- образная	прямо- угольная	зигзаго- образная	зигзаго- образная

широком диапазоне углов падения ударной волны. Поэтому для анализа необходимо ввести некоторые критерии, которые позволили бы сравнивать полученные течения. Введем длину L_{per} и высоту H_{per} области взаимодействия, нормированные на толщину вытеснения набегающего пограничного слоя δ^* (рис. 2, *a*), которая также определяется по данным измерений PIV. Поскольку пространственного разрешения метода недостаточно для того, чтобы надежно обнаружить границы отрывной зоны, за начало области взаимодействия принималась координата x , в которой отмечается 5%-е уменьшение скорости около стенки по сравнению с набегающим пограничным слоем. Конец зоны взаимодействия расположен в точке начала роста скорости около стенки. Верхняя граница зоны взаимодействия выбирается так, чтобы помимо отрывной зоны и слоя сдвига включать участок прямой ударной волны, поскольку на нем происходят большие потери полного давления. Граница находилась как самая нижняя по потоку точка вне пограничного слоя, в которой значение местной скорости отличается от скорости набегающего потока на 5%. Использование таких величин позволяет проводить только качественное сравнение. H_{per} характеризует увеличение волнового сопротивления за счет формирования отрывной ударной волны и ножки Маха. L_{per} связана с потерей несущих свойств профиля за счет роста давления на поверхности по сравнению с идеальным невязким случаем.

Параметры зоны взаимодействия для всех исследованных случаев объединены на рис. 3. Хорошо видно, что максимальная длина зоны взаимодействия наблюдается для ламинарного режима. С ростом числа Рейнольдса (показано стрелкой) происходит постепенное уменьшение H_{per}/δ^* и L_{per}/δ^* . Скорее всего, это связано с более ранней турбулизацией течения внутри зоны взаимодействия при высоком числе Рейнольдса. При переходе от ламинарного режима к турбулентному существенно

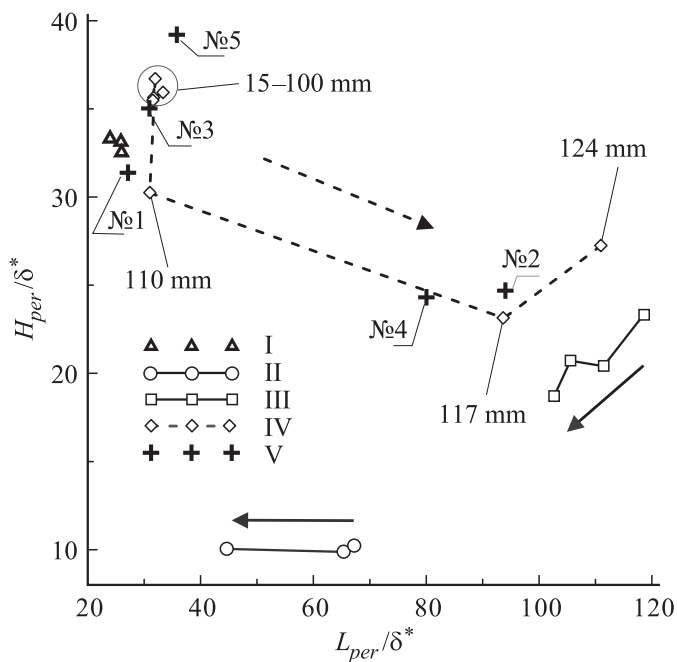


Рис. 3. Зависимость длины и высоты зоны взаимодействия от состояния набегающего пограничного слоя: I — турбулентный, II — переходный, III — ламинарный, IV — различные положения турбулизатора № 6 относительно передней кромки, V — различные типы турбулизаторов.

уменьшается параметр L_{per}/δ^* , а H_{per}/δ^* растет. В турбулентном режиме увеличение числа Рейнольдса не приводит к существенному изменению безразмерных параметров.

Для переходного случая наблюдается очень малая высота области взаимодействия и значительно меньшая L_{per}/δ^* по сравнению с ламинарным случаем, но несколько большая по сравнению с турбулентным случаем. С увеличением числа Рейнольдса происходит значительное уменьшение L_{per}/δ^* , что связано с постепенным движением перехода вверх по потоку.

Рассмотрим влияние установки турбулизаторов на течение и на зону взаимодействия. При использовании прямых турбулизаторов высотой

$h = 0.04$ mm (№ 2, 4) набегающий пограничный слой остается ламинарным и зона взаимодействия близка к ламинарному случаю. Увеличение высоты турбулизатора до $h = 0.2$ mm (№ 1) приводит к переходу в непосредственной близости от него, и картина течения становится характерной для турбулентного взаимодействия. Наиболее интересный случай был получен для зигзагообразного турбулизатора $h = 0.04$ mm (№ 3). Такой турбулизатор не приводил к переходу, и пограничный слой оставался ламинарным до зоны взаимодействия, однако при этом длина и высота зоны взаимодействия оказывались гораздо ближе к турбулентному режиму. Поскольку набегающий ламинарный пограничный слой значительно тоньше турбулентного, размерные величины L_{per} и H_{per} , характеризующие потери, оказываются значительно меньше. Причина такого эффекта, скорее всего, заключается в наличии дополнительных возмущений от турбулизатора, приводящих к ускоренной турбулизации в сдвиговом течении.

Турбулизатор № 6 устанавливался в 7 положениях ($x_{turb} = 15, 50, 85, 100, 110, 117, 124$ mm). Пока турбулизатор находится выше по потоку от области взаимодействия, взаимодействие происходит по турбулентному типу. При этом безразмерные параметры практически не изменяются. При расположении турбулизатора в начале области взаимодействия происходит уменьшение H_{per}/δ^* до 30, а картина течения напоминает случай, полученный с турбулизатором № 3. Очевидно, что при приближении турбулизатора к зоне взаимодействия пограничный слой не успевает перейти в турбулентное состояние, но турбулизатор вносит существенные возмущения в поток, что приводит к быстрой турбулизации слоя сдвига. При размещении турбулизаторов внутри зоны взаимодействия не происходит существенного изменения характера течения.

Полученные данные позволяют сделать следующие рекомендации. Оптимальным с точки зрения уменьшения потерь является обеспечение взаимодействия ударной волны с пограничным слоем в области естественного ламинарно-турбулентного перехода. Если же данный режим нельзя реализовать и набегающий пограничный слой является ламинарным, то следует использовать трехмерные шероховатости, вносящие возмущения, но сохраняющие ламинарный режим пограничного слоя.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта правительства РФ для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных

учреждениях высшего профессионального образования от 04.03.2014 г. № Z50.31.0019, а также гранта Европейской рамочной программы FP7, проект TFAST.

Список литературы

- [1] *Allison E., Kroo I., Sturza P., Suzuki Y., Martins-Rivas H.* // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2010.
- [2] *Green J.E.* // AIAA. Paper 2008-3738.
- [3] *Аульченко С.М., Замураев В.П.* // Письма в ЖТФ. 2012. Т. 38. В. 17. С. 39-44.
- [4] *Zheltonodov A.A.* // AIAA. Paper 2006-496.
- [5] *Gaitonde D.V.* // Progress in Aerospace Sciences. 2015. V. 72. P. 80-99.
- [6] *Swoboda M., Nitschef W.* // J. Aircraft. 1996. V. 33. N 1. P. 100-108.
- [7] *Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Маслов А.А.* // Письма в ЖТФ. 2010. Т. 36. В. 3. С. 23-30.
- [8] *Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.* // Shock Waves. 2011. V. 21. N 3. P. 193-203.