

УДК 533.6.011.72

## СВОЙСТВА ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЯХ ГАЗА

© 2011 г.

М.А. Зубин, Н.А. Остапенко, А.А. Чулков

НИИ механики Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова

zubin@imec.msu.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Приведены результаты экспериментального и теоретического исследования нового типа существования отрыва турбулентного пограничного слоя на поверхности  $V$ -образного крыла с углами атаки и скольжения под воздействием внутренней ударной волны, а также свойства течения в области отрыва при переходе скорости возвратного потока через скорость звука.

*Ключевые слова:* сверхзвуковые конические течения, взаимодействие ударных волн, отрыв пограничного слоя.

### 1. Новый тип существования отрыва турбулентного пограничного слоя

В экспериментальном исследовании структуры обтекания  $V$ -образного крыла (угол раскрытия  $2\pi/3$ , угол при вершине консолей  $\pi/2$ ) потоком воздуха с числами Маха  $M \cong 3$  и Рейнольдса  $Re \cong 1.6 \times 10^8 \text{ м}^{-1}$  на режимах с присоединенной к передним кромкам головной ударной волной обнаружено, что при некотором сочетании углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\vartheta$  линия растекания, соответствующая присоединению турбулентного пограничного слоя, оторвавшегося под воздействием внутренней ударной волны на подветренной консоли (ПК), перемещается на наветренную консоль (НК).

На рис. 1 (слева) представлена теневая картина течения при  $\alpha = 15.3^\circ$ ,  $\vartheta = 21.3^\circ$  в плоскости, нормальной центральной хорде (ЦХ) крыла, полученная с использованием специальной лазерной технологии [1], где  $\eta$  и  $\xi$  – конические координаты.

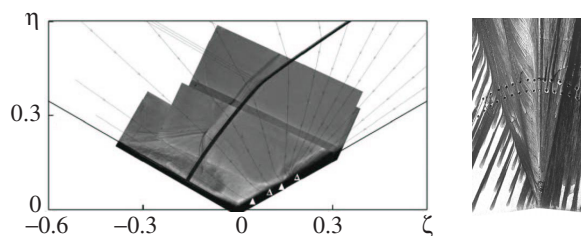


Рис. 1

Там же нанесены положения ударных волн (сгущения изобар) и линии тока (линии со стрелками), рассчитанные в рамках модели идеального газа. Положение линии растекания, в

которую приходит линия тока, охватывающая область отрыва, показано светлой точкой, ближайшей к ЦХ. Следующими за ней, чередующимися двумя темными и светлой точками показано положение дополнительных особых линий – стекания и растекания, имеющих место при указанных определяющих параметрах на НК (рис. 1, справа) [2, 3]. Картины предельных линий тока указывают на существование течения от указанной линии растекания к центральной хорде крыла, которая является линией торможения для течения на сфере, затем от ЦХ – к области отрыва на ПК, характеризующейся линией отрыва в однородном потоке на ПК и отрывом пограничного слоя в возвратном потоке, реализующимся из-за положительного градиента давления, характерного для отрыва турбулентного пограничного слоя.

Переход линии присоединения-растекания с ПК на НК сопровождается опережением линией отрыва пограничного слоя своего положения на ПК, характерного для «свободного» взаимодействия [4, 5] при тех же определяющих параметрах – числе Маха невозмущенного потока и интенсивности падающего скачка уплотнения. Переход наблюдается как при наличии дополнительных особых линий на НК, так и при их отсутствии, что изображено на схемах течения (рис. 2). Показано, что эти свойства возмущенного потока отвечают новому типу существования отрыва турбулентного пограничного слоя в несимметричных конических течениях. Частицы газа, двигающиеся от линии растекания на НК в сторону ЦХ, а затем от ЦХ в сторону области отрыва на ПК, располагают

большим полным давлением, чем частицы из области смешения потоков, образующих область отрыва.

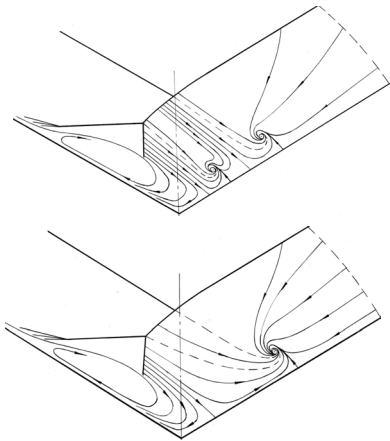


Рис. 2

Они оттесняют область отрыва от поверхности ПК, приводят к смещению линии отрыва вверх по потоку за присоединенной к передней кромке ПК ударной волной и вовлекаются в коническое вихревое течение области отрыва. При этом устанавливается плато давления, отличное от известных аппроксимаций [6], пригодных при «свободном» взаимодействии. С использованием специально разработанной модели расчета, содержащей точный расчет точек ветвления ударных волн, показано, что при новой величине плато давления, характеризующей интенсивность косога скачка над областью отрыва турбулентного пограничного слоя, реализуется  $\lambda$ -конфигурация ударных волн, обеспечивающая минимальное производство энтропии [7]. Как и при «свободном» взаимодействии, этот факт является признаком, обосновывающим наблюдаемый в эксперименте конический характер возмущенного течения, содержащего отрыв пограничного слоя.

## 2. Свойства трансзвукового возвратного потока области отрыва

С использованием экспериментальных данных несимметричного обтекания крыла и специально разработанной методики расчета установлено, что число Маха  $M_R$  азимутальной составляющей скорости возвратного потока в области отрыва турбулентного пограничного слоя в некотором диапазоне изменения углов  $\alpha$  и  $\vartheta$  превышает скорость звука (рис. 3). Показа-

но, что в возвратном течении могут существовать более сложные структуры потока, чем простой переход от течения с внутренним отрывом пограничного слоя на всей длине модели (см. рис. 1, справа) к безотрывному течению при возрастании азимутальной составляющей скорости от дозвуковых до сверхзвуковых значений [4]. За скачком уплотнения, замыкающим трансзвуковую зону при ее зарождении, может существовать тот же тип отрыва пограничного слоя, который существовал при дозвуковой скорости возвратного потока. При возрастании интенсивности указанного скачка уплотнения распределение давления за ним изменяет свой профиль, и так как в дозвуковом потоке наличие или отсутствие отрыва пограничного слоя определяется градиентом давления, то возможен, например, отрыв только ламинарного либо ламинарного и турбулентного пограничных слоев, либо отрыв не реализуется вовсе. Впервые в сверхзвуковых конических течениях экспериментально обнаружен отрыв пограничного слоя в возвратном потоке области отрыва, вызванный скачком уплотнения, замыкающим трансзвуковую зону (рис. 4, слева от ЦХ).

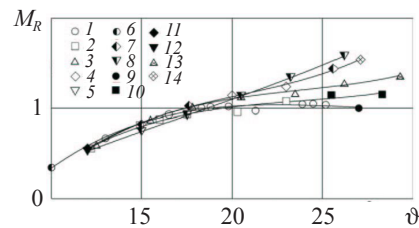


Рис. 3



Рис. 4

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант №09-01-00202.

### Список литературы

1. Гонор А.Л., Зубин М.А., Остапенко Н.А. Применение лазеров в оптических методах экспериментальной аэродинамики. М.: Изд-во МГУ, 1982. 53 с.
2. Зубин М.А., Остапенко Н.А., Чулков А.А. // Докл. РАН. 2005. Т. 404, №3. С. 339–343.
3. Зубин М.А., Остапенко Н.А., Чулков А.А. // Докл. РАН. 2010. Т. 404, №3. С. 339–343.
4. Зубин М.А., Остапенко Н.А. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1979. №3. С. 51–58.
5. Зубин М.А., Остапенко Н.А. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1983. №6. С. 43–51.
6. Петров Г.И., Лихущин В.Я., Некрасов И.П., Соркин Л.И. // Труды ЦИАМ. 1952. №224. 28 с.
7. Prigogine I.R. Etude thermodynamique des phenomenes irreversibles. Liege, 1947.

**PROPERTIES OF TURBULENT BOUNDARY LAYER SEPARATION  
IN SUPERSONIC CONICAL GAS FLOWS**

*M.A. Zubin, N.A. Ostapenko, A.A. Chulkov*

The new type of existence of separation of turbulent boundary layer on the surface of V-shaped flow wing with a range of angles of attack and slide under the action of internal shock wave was investigated and the theoretical and experimental results are demonstrated in this paper. The flow characteristics within the separation zone when the azimuthal velocity component of the return flow changes over the speed of sound were also investigated.

*Keywords:* supersonic conical flows, shock waves interaction, boundary layer separation.