

## ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ОДИНОЧНОМ КАНАЛЕ СЛИВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

Е.А. Ободовская, М.А. Гольдфельд, Т.А. Коротаева

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,  
630090, Новосибирск, Россия*

В последнее время проводится все больше исследований по разработке гиперзвуковых летательных аппаратов. Целью таких исследований является повышение эффективности силовой установки, в частности, ее основного элемента - гиперзвукового воздухозаборника. Одной из главных проблем при этом является отрыв пограничного слоя, так как он приводит к неустойчивости в работе воздухозаборника и ухудшению его характеристик. Распределенный слив пограничного слоя позволяет предотвратить его отрыв и запираение канала путем отведения небольшой низконапорной части пограничного слоя через перфорированные области на поверхностях сжатия перед входом в канал воздухозаборника. Эффективность этого способа управления течением подтверждена для сверхзвуковых воздухозаборников с числом Маха полета до 2,5. Для гиперзвуковых воздухозаборников с полетным диапазоном числа Маха от 2 до 12 эта задача многократно усложняется вследствие существенного изменения внешних условий.

В настоящей работе рассматривается слив пограничного слоя через перфорированную область, представляющую собой систему круглых отверстий, диаметром 4 мм, отстоящих друг от друга на расстоянии 13 мм. Наклон отверстий к оси канала составляет  $90^\circ$ . На данном этапе исследования рассматриваются варианты одиночного канала слива, расположенного на оси симметрии, и отстоящего от нее на 13, 26, либо 39 мм. Схема системы слива показана на рис. 1. Воздух отводится через отверстие на поверхности и затем в выходной канал. Цель настоящего исследования состоит в изучении структуры течения и определении параметров расходных характеристик в одиночном канале слива пограничного слоя при числах Маха набегающего потока от 3 до 6 и угле атаки  $6^\circ$ .

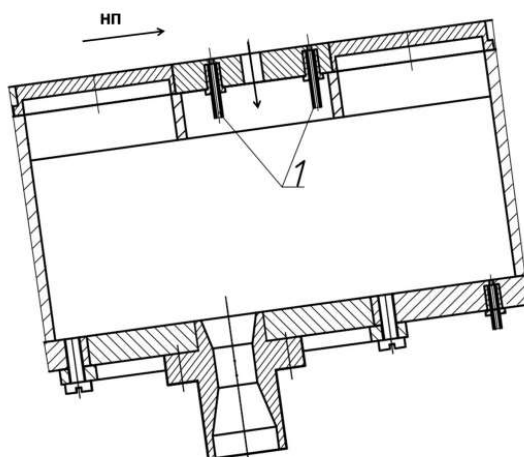


Рис. 1. Схема системы слива пограничного слоя через одиночный канал; 1 - датчики давления, НП - направление потока

Параметры потока, конфигурация модели носовой части, размеры отверстий слива определялись условиями и моделью, исследуемыми в экспериментах. Определение характеристик слива пограничного слоя осуществлялось в 2 этапа. На первом этапе моделировалось обтекание носовой части модели воздухозаборника перед отверстиями слива. На втором этапе рассчитывалось течение в канале слива с использованием данных, полученных на первом этапе.

Решение поставленных задач осуществлялось с использованием коммерческого программного продукта Ansys Fluent (академическая версия). Решались стационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, дополненные моделью турбулентности  $k-\omega$  SST. В рамках задачи использовался 'density-based' решатель (термин пакета Ansys Fluent, означающий определение поля давления из уравнения состояния), неявная разностная схема Рунге второго порядка точности аппроксимации.

Проведенные расчетные исследования обтекания модели носовой части воздухозаборника показали, что на поверхности сжатия реализуется сложное трехмерное течение. Было установлено, что при увеличении числа Маха с 3 до 6, происходит значительный рост давления вследствие увеличения интенсивности скачков уплотнения. Наличие клиньев для поджатия потока перед входом в канал воздухозаборника приводит к ступенчатому росту давления вдоль плоскости симметрии. В результате перед областью слива пограничного слоя создается сверхкритический перепад давления, при котором обеспечивается звуковое течение в каналах слива.

Профили параметров потока за ударной волной в конце последнего клина сжатия, полученные на этом этапе расчета течения, были взяты в качестве параметров для расчета и задания начальных условий в задаче течения через одиночный канал слива. Из полученного распределения давления внутри канала следует, что у задней стенки образуется обширная область высокого давления, появление которой вызвано наличием так называемого «барьерного» скачка. Причем, «барьерный» скачок не вызывает отрыва потока на поверхности сжатия, так как находится внутри отверстия. Такой вывод подтверждается экспериментальными данными, полученными для небольших сверхзвуковых скоростей.

Проведенные расчеты позволили также получить осредненные значения расхода через выходное сечение цилиндрического канала слива при числах Маха от 3 до 6. Установлено, что при увеличении числа Маха происходит значительное снижение коэффициента расхода. При удалении от оси симметрии расход также уменьшается в пределах 10%.