N E W S
OF THE NATIONAL ACADEMY OF SCIENCES OF THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN
PHYSICO-MATHEMATICAL SERIES
ISSN 1991-346X
Volume 6, Number 316 (2017), 154 – 162

Ye. Moisseyeva[1], A. Naimanova[2]

[1]Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan;
[2] Institute of Mathematics and Mathematical Modeling MES RK, Almaty, Kazakhstan
E-mail: [1]k.moisseyeva@gmail.com, [2]alt_naimanova@yahoo.com

EFFECT OF BOUNDARY LAYER THICKNESS AT INLET ON PATTERNS OF INTERACTION OF SUPERSONIC FLOW WITH TRANSVERSE INJECTED JET

Abstract. In the paper, the numerical investigation of the supersonic turbulent multispecies flow with transverse jet injection is performed. An effect of the boundary layer thickness at the inlet on the vortex system and mixing layer is studied. The value of the boundary layer thickness, for which there is an additional multi-structural separation zone ahead of the jet, is determined; the new vortices in front of the jet are identified. It is shown that with decreasing the thickness of the boundary layer at the inlet, the number of vortices in front of the jet is reduced, while additional vortex structures form behind the jet. An effect of the vortex systems on the jet / main flow mixing is revealed.

Keywords: turbulence, boundary layer, mixing layer, supersonic flow, transverse injection.

УДК: 533.6.011.5: 532.526

Е.С. Моисеева[1], А.Ж. Найманова[2]

[1]Казахский национальный университет имени аль-Фараби, Алматы, Казахстан
[2]Институт математики и математического моделирования МОН РК, Алматы, Казахстан

ВЛИЯНИЕ ТОЛЩИНЫ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ВХОДЕ НА МЕХАНИЗМЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА С ПОПЕРЕЧНО ВДУВАЕМОЙ СТРУЕЙ

Аннотация. В данной работе выполнено численное исследование сверхзвукового течения многокомпонентной газовой смеси с поперечным вдувом струи. Изучено влияние толщины пограничного слоя на входе на вихревую систему и слой смешения. Определено значение толщины пограничного слоя, при котором возникает дополнительная многоструктурная область отрыва перед струей, получены новые вихревые системы перед струей. Показано, что при уменьшении толщины пограничного слоя на входе количество вихрей перед струей сокращается, тогда как за струей появляются дополнительные вихревые структуры. Выявлено влияние вихревых систем на процесс смешения вдуваемой струи и натекающего потока.

Ключевые слова: турбулентность, пограничный слой, слой смешения, сверхзвуковое течение, поперечный вдув.

1. Введение. Поперечный вдув струи в поток является эффективным способом сверхзвукового смешения и горения в сверхзвуковых камерах сгорания. На практике проблема взаимодействия газовой струи со сверхзвуковым потоком является основной в моделировании сверхзвуковых камер сгорания. Поле течения в такого рода установках достаточно сложное: турбулентное перемешивание топлива с окислителем, химические реакции, ударные волны, отрывная зона перед струей и за ней. Анализ влияния режимных параметров на механизмы взаимодействия струи и

потока, например, параметра нерасчетности, типа вдуваемого газа, местоположения вдува или толщины пограничного слоя, задаваемой на входе при расчете течения, позволяет улучшить эффективность сверхзвукового смешения. Однако при этом до настоящего момента не изучено в полной мере влияние толщины пограничного слоя на слой смешения.

Общая структура картины течения сверхзвукового потока с поперечно вдуваемой струей показана на рисунке 1 [1]. Турбулентный пограничный слой перед струей характеризуется парой противоположно вращающихся вихрей [1-3]. Эти вихри сносятся вниз по течению основным потоком, образуя подковообразные вихри и вихревой след в области за вдувом струи. Однако известны некоторые работы [2,4-8], в которых показаны дополнительные вихревые структуры в зависимости от режимных и геометрических параметров. Целью настоящей работы является изучение влияния толщины пограничного слоя на входе на механизмы взаимодействия струи и потока, в частности, на формирование вихревых систем за вдувом, которые определяются состоянием пограничного слоя перед струей и влияют на слой смешения.

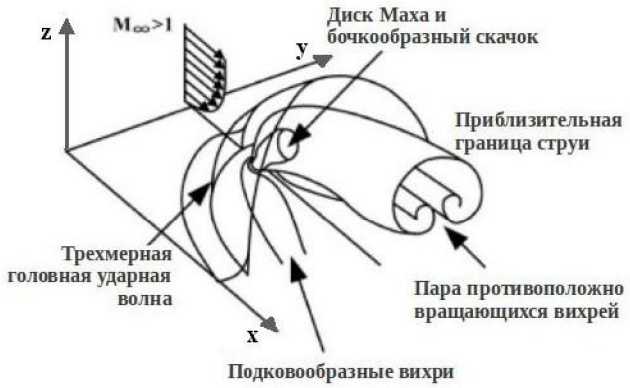

Рисунок 1 – Схематическое изображение поперечного вдува струи в сверхзвуковой поток [1]

2. Математическая модель и численный метод решения. Исходными уравнениями для рассматриваемой задачи является система осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса для многокомпонентного турбулентного газа. Характерным параметром длины является диаметр сопла. Коэффициент динамической вязкости определяется как сумма коэффициентов молекулярной и турбулентной вязкости, где молекулярная вязкость определяется по формуле Уилке [9], а турбулентная вычисляется с помощью k-ω модели с учетом сжимаемости. На входе задаются параметры воздушного потока и вблизи стенки пограничный слой, на вдуве струи – параметры струи водорода. На нижней стенке выполняются условия прилипания и теплоизоляции, на верхней границе – условие симметрии, на боковых – мягкие граничные условия, и на выходной границе задаются условия неотражения [10].

Численное решение поставленной задачи осуществляется на основе существенно-неосциллирующей ENO-схемы третьего порядка точности, методология может быть найдена, например, в работах [11-12]. Решение полученной системы разностных уравнений осуществляется согласно принципу расщепления по направлениям методом матричной прогонки.

3. Результаты. Для верификации математической модели и апробации численного метода предварительно решается задача пространственного сверхзвукового турбулентного течения воздуха в канале с характерными параметрами, соответствующими эксперименту [13]: $\mathrm{Pr} = 0.9$, $\gamma = 1.4$, $\mathrm{Re} = 6.31 \cdot 10^4$, $M_\infty = 4$, $T_\infty = 500K$, индекс «∞» относится к параметрам потока. На рисунке 2 представлены основные характеристики течения в пограничном слое – распределение давления и профиль продольной скорости. Измерение проводится вблизи стенки в плоскости симметрии, нормальной к оси y, в сечении, где толщина пограничного слоя равна δ=2.7 ($z^+ = 5694$). Здесь $z^+ = zu_\tau \mathrm{Re}$ – универсальная динамическая переменная, $u_\tau = \left(0.5C_f\right)^{1/2}$