

ПРИМЕНЕНИЕ ГИБРИДНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ В ЯДРЕ КОНЦЕВОГО ВИХРЯ И ЕГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПЛОСКИМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 6

А.А. Давыдов, Я.В. Ханхасаева

Изучение концевых вихрей, их характеристик, распространения и диссипации в спутном потоке является одной из важных задач современной аэрогазодинамики. Эта проблема достаточно исследована для дозвуковых режимов течений, как представляющая большой интерес для гражданской авиации, в частности, с точки зрения пропускной способности аэропортов. На фоне возрастающего интереса к созданию высокоскоростных транспортных систем представляется естественным изучение концевых вихрей в сверхзвуковых течениях. Огромный интерес представляет изучение взаимодействия концевых вихрей с ударными волнами, образующимися при обтекании различных частей летательного аппарата сверхзвуковым потоком. Однако экспериментальной информации такого рода, полученной для сверхзвуковых скоростей, крайне мало [1,2,3,4].

Использование адекватных вычислительных алгоритмов позволяет корректно смоделировать нестационарный процесс взаимодействия при гиперзвуковой скорости набегающего потока и получить поля газодинамических параметров, измерение которых затруднительно в эксперименте.

Необходимость аккуратного описания течения около поверхности крыла, где генерируются вихри, а также области далее вниз по потоку около оси вихря заставляет использовать достаточно подробные сетки. Например, поперек области вихря располагается порядка 70 ячеек (рис.1). При этом общее число ячеек сетки составляет порядка $1,54 \cdot 10^7$. Большой объем вычислительной сетки, а также не стационарность моделируемого процесса требуют значительных вычислительных ресурсов.

Существенного ускорения расчета удалось добиться используя для вычисления графические процессоры.

Расчеты проводились при помощи программного комплекса «Экспресс-3D» [8] в рамках системы уравнений Навье-Стокса, усредненной по Рейнольдсу, с моделью турбулентности Спаларта – Алмареса [11]. Для расчета конвективных потоков применялась реконструкция типа WENO третьего порядка [5].

Среднее время расчета на графическом ускорителе было в 15 раз меньше чем на одном ядре универсального процессора. Таким образом, вычислительная мощность узла ГСК «К-100» [9] повышалась в 3.75 раза по сравнению с использованием только универсальных ядер. При этом исчезала необходимость разбиения задачи на большое количество мелких частей.

Основная часть расчетов велась на гибридных вычислительных системах К-100 (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, [9]) и СК «Ломоносов» (МГУ им М. В. Ломоносова, [10]).

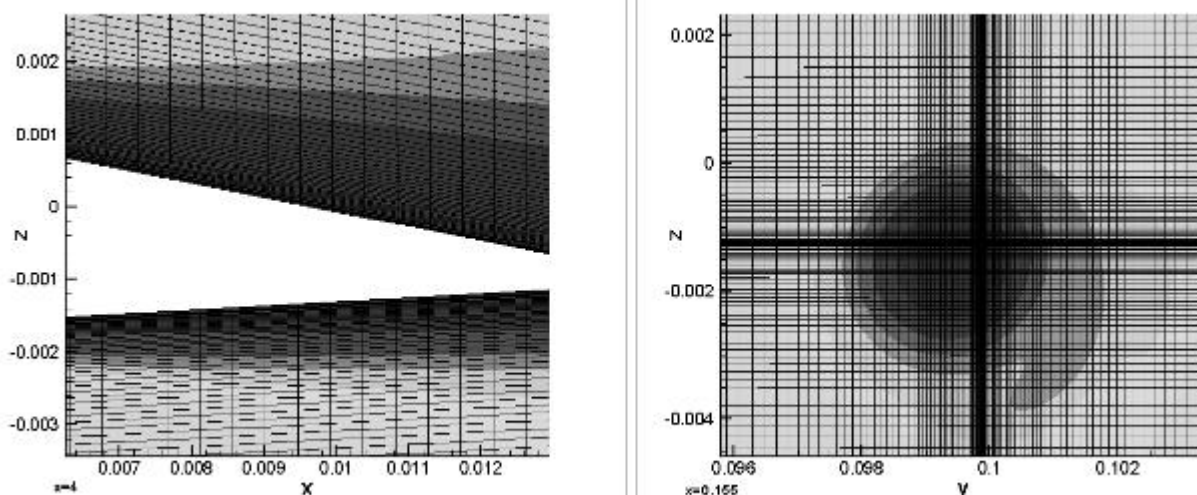


Рис. 1. Фрагменты сетки: около крыла (генератора вихря) – слева, около оси вихря – справа

Проведены численные расчеты концевого вихря для различных углов атаки крыла при числе Маха набегающего потока $M = 6$ (рис. 2), сравнение получившихся режимов течения между собой и с

экспериментальными данными, полученными в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН [6].

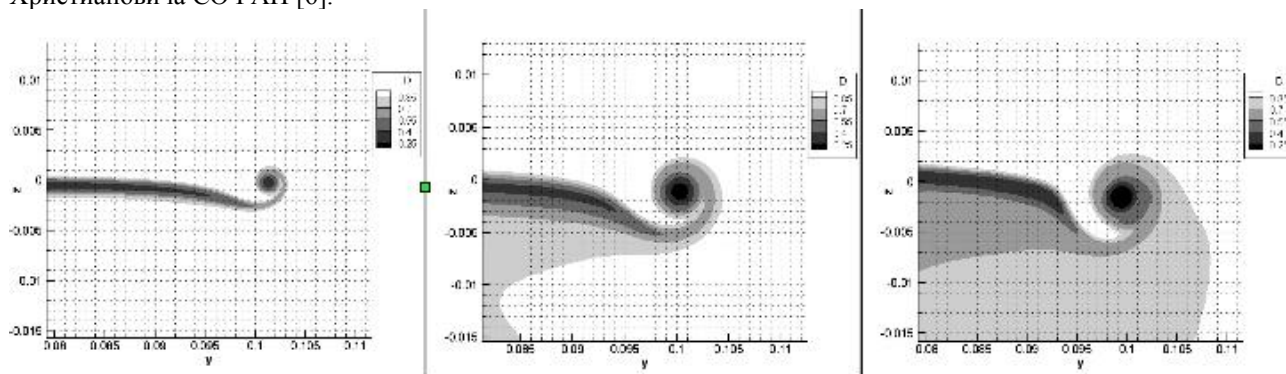


Рис. 2. Распределение плотности в сечении $x = \text{const}$; угол атаки крыла равен (слева направо) 4° , 12° и 18°

Моделирование взаимодействия концевой вихря с плоским скачком уплотнения моделировалось следующим образом. Расчет начинался с невозмущенного равномерного по всей области потока газа. По мере формирования вихря выбирался момент, когда зона, где должен располагаться неподвижный скачек, еще не возмущена, но при этом вихрь уже максимально распространился в сторону предполагаемого скачка. В этот момент в невозмущенную область разделяется неподвижным скачком, соответствующим условиям Гюгонио. После чего расчет продолжается.

Вначале процесса происходит деформация поверхности ударной волны и формирование области взаимодействия. Далее размер зоны взаимодействия растет, взаимодействующая часть ударной волны движется вверх против потока. При этом конфигурация зоны взаимодействия вихря с плоским скачком несколько отличается от случая с головной ударной волной [7]

Детальный анализ полученных данных можно будет сделать после сравнения с результатами трубных экспериментов намеченных на третий квартал 2013 года.

Работа выполнена при финансовой поддержке грантов РФФИ 12-01-00806-а, 11-01-00846-а.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Smart M.K., Kalkhoran I.M., Bentson J. Measurements of supersonic wing tip vortices // *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, pp. 1761-1768, 1995.
2. Kalkhoran I.M., Smart M.K. Aspects of shock wave-induced vortex breakdown // *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, vol.30, pp. 63-95.
3. Боровой В.Я. Течение и теплообмен в областях взаимодействия пограничного слоя со скачками уплотнения. М: Машиностроение, 1986.
4. Боровой В.Я., Кубишина В.Я., Скуратов А.С., Яковлева Л.С.. Вихрь в сверхзвуковом потоке и его влияние течение и теплообмен на затупленном теле // *Механика жидкости и газа*, № 5, с. 66-76, 2000.
5. C.-W. Shu, High order ENO and WENO schemes for computational fluid dynamics, in *High-Order Methods for Computational Physics*, T.J. Barth and H. Deconinck, editors, *Lecture Notes in Computational Science and Engineering*, volume 9, Springer, 1999, 439-582.
6. Шмаков А.С., Шевченко А.М., Харитонов А.М. Экспериментальное исследование особенностей течения в следе за крылом при числе Маха 6. Сборник Тезисов: Девятая Международная конференция по Неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2012), Алушта, 25-31 мая, 2012
7. A. A. Davydov, A.B. Karagichev, A.E. Lutsky, A.M. Kharitonov, A M. Shevchenko, Hypersonic wing wake / bow shock interaction: numerical simulation and comparison with experiment. Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: Proc. Pt II. Novosibirsk, 2010
8. А. А. Давыдов. Параллельный программный комплекс «Express-3D» для решения задач газовой динамики в областях сложной формы на гибридных вычислительных системах с графическими процессорами NVIDIA. Материалы XI всероссийской конференции «Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах». Нижний Новгород, 2 ноября 2011 г., СС 100-101.
9. Интернет ресурс: <http://www.kiam.ru/MVS/resources/k100.html>
10. Интернет ресурс: <http://parallel.ru/cluster/>
11. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // *La Recherche Aerospatiale*. 1994; 1: 5-21.