

УДК 533.694:629.7.025.3

© Л. В. Гуров, Г. Е. Думнов, А. В. Иванов, 2015

Применение вычислительного комплекса *FloEFD* для расчёта аэродинамики летательных аппаратов с газоструйными органами управления

Проведено численное моделирование сверхзвукового обтекания моделей летательных аппаратов с газоструйным органом управления, осуществляющим вдув одиночной струи с боковой поверхности. Для решения данной задачи, включающей построение расчётной сетки и численное интегрирование уравнений газовой динамики, использовался вычислительный комплекс *FloEFD*. На основе сравнения результатов численного моделирования с известными экспериментальными данными по аэродинамическим характеристикам сформулированы требования к расчётной сетке для адекватного прогнозирования эффективности работы газоструйных органов управления.

Ключевые слова: уравнения Навье – Стокса, сверхзвуковое течение, отрыв потока.

Газодинамические методы управления высокоманевренными летательными аппаратами (ЛА), движущимися со сверхзвуковыми скоростями, являются наиболее перспективными. К таким методам, в частности, относится использование газоструйных органов управления, осуществляющих вдув газа с боковой поверхности ЛА. Сложная система скачков уплотнения и отрывных зон, возникающая в результате взаимодействия вдуваемой струи с натекающим на тело сверхзвуковым потоком [1], во многом определяет эффективность газоструйной системы управления. Не вызывает сомнений актуальность задачи прогнозирования эффективности работы газоструйных органов управления, удобным инструментом для решения которой является численное моделирование.

Важным этапом, предшествующим решению поставленной задачи с помощью численного моделирования, является апробация используемого вычислительного алгоритма, который включает в себя решение тестовых задач. Как правило, данные задачи связаны с моделированием обтекания пластины, конуса или другого тела простой геометрии, с поверхности которых осуществляется вдув поперечных струй. Интерес к подобным задачам обусловлен, прежде всего, наличием в печати экспериментальных данных по локальным и интегральным силовым нагрузкам, а именно: по распределениям давления в отрывных зонах, суммарной управляющей силе и крутящему моменту.

Известно, что характер взаимодействия вдуваемой струи с набегающим потоком зави-

сит от целого ряда параметров, среди которых отношение давлений вдуваемой струи и набегающего потока, чисел Маха и Рейнольдса набегающего потока, относительное расположение сопла вдува на поверхности. Для достаточно широкого диапазона значений данных параметров в [2] были проведены измерения давления в отрывных зонах при обтекании пластины. Аналогичные экспериментальные исследования были проведены в [3] для конуса и в [4] для модели снаряда вида «конус – цилиндр – усечённый конус». Влияние угла атаки на значения управляющей силы и крутящего момента при сверхзвуковом и гиперзвуком обтекании заостренного цилиндра исследовалось в [5]. Следует отметить, что эти и другие работы широко использовались в качестве базы не только для создания тестовых задач, но также в рамках разработки методических основ расчёта аэродинамики ЛА с газоструйным управлением. Так, согласно имеющимся методикам, для построения сеточной модели расчётной области предлагался «классический» подход, предполагающий сгущение сетки в пристеночной области для разрешения течения в пограничном слое. При этом, однако, сеткой оказывались существенно хуже разрешены скачки уплотнения в области взаимодействия струи и набегающего потока из-за чрезмерной «вытянутости» ячеек по высоте [4].

В настоящей работе представлена методика расчёта аэродинамики ЛА с газоструйным управлением, адаптированная под вычислительный комплекс *FloEFD*, который полностью интегрирован в трехмерные *CAD* системы твердотельного моделирования (*SolidWorks*,

Creo, *CATIA*, *NX*), что позволяет проводить расчёты непосредственно в среде проектирования. Численное моделирование сверхзвукового течения осуществлялось путём решения системы осредненных по Фавру трехмерных уравнений Навье – Стокса и уравнения переноса энергии, дополненной моделями термодинамических и теплофизических свойств термически идеального, калорически совершенного газа и k-є моделью турбулентности. Для более общего случая метод решения данной системы уравнений, основанный на использовании явной конечноразностной схемы, изложен в [6]. Особо следует выделить реализованный подход к описанию взаимодействия турбулентного потока со стенкой, основанный на использовании метода пристеночных функций в совокупности с оригинальной моделью, базирующейся на подсеточном разрешении пограничного слоя. Эта модель – система интегродифференциальных уравнений, решаемых вдоль пристеночных линий тока и позволяющих определить толщину пограничного слоя, напряжения трения и тепловые потоки на поверхности [7]. Сильное уплотнение сетки в пристеночной области как в «классическом» подходе при этом уже не требуется. Конечно-разностная дискретизация решаемых уравнений основывалась на технологии прямоугольных локально раздробленных адаптивных сеток, которая обеспечивает возможность автоматического построения сетки для областей со сложной геометрией [8].

Таким образом, разработка методики расчёта фактически была сведена к подбору оптимальной настройки сетки, позволяющей при умеренной густоте сетки в пристеночной области корректно спрогнозировать силовые нагрузки в отрывных зонах. Форма ячеек сетки задавалась близкой к кубической, что в плане построения аппроксимаций для решаемых уравнений является наиболее благоприятным. В качестве базы для создания тестовых задач на данном этапе использовалась экспериментальная работа [2], в которой рассматривался случай вдува струи с плоской поверхности.

Далее следовала апробация методики, разделённая на два последовательных этапа. Цель расчётов, проводимых на первом этапе, заключалась в проверке адекватности прогнозирования координат точки отрыва потока и локальных значений давления в отрывных зонах на примере рассмотрения обтекания поверхностей с конечным радиусом кривизны: конуса [3] и модели снаряда вида «конус – цилиндр – усечённый конус» [4]. Сравнение по интегральным параметрам, отражающим эффективность работы газоструйного органа управления ЛА, было проведено на втором этапе, где рассматривалось обтекание заострённого цилиндра, на поверхности которого располагались четыре крыла [5].

Об определении оптимальных параметров расчётной сетки

Была рассмотрена серия тестовых задач на базе экспериментальной работы [2] по сверхзвуковому обтеканию воздухом горизонтальной пластины размером 18 × 17,5 дюйма с заострённой передней кромкой. В центральной части на расстоянии 7 дюймов от передней кромки располагалось звуковое сопло диаметром 0,1 дюйма, через которое подавалась струя азота. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе при числе Маха 2,01. Параметры торможения набегающего потока составляли: *p*_{0 ∞}=46000 Па; *T*_{0 ∞}=298,15 К. Измерения давления в отрывных зонах проводились для широкого диапазона значений отношения давлений вдуваемой струи и набегающего потока ($p_R = p_{0 \text{ iet}} / p_{0 \infty}$). Температура торможения вдуваемого азота составляла 295 К.

Для проведения численного моделирования были взяты данные трех экспериментов, соответствующих следующим значениям p_R : 0,9; 7,97; 38,4. Масштаб турбулентности в набегающем потоке задавался равным 0,0127 м, что составляет 2,5% от диаметра аэродинамической трубы, в которую помещалась пластина. Интенсивность турбулентных пульсаций принималась равной 2%.

Симметричная структура течения позволила при задании размеров расчётной области и построении сетки ограничиться рассмотрением половины пластины. Определение оптимальных размеров ячеек сетки подбиралось итерационным путём. Сначала был проведён расчёт на «грубой» сетке без локального дробления ячеек, размер одной ячейки составлял примерно один диаметр сопла. Затем следова-



б

Рис. 1. Фрагмент расчётной сетки (а) и полученное на ней поле чисел Маха (б) в окрестности вдуваемой струи

ли уточняющие этапы, на которых при перестроении сетки с целью разрешения струйного течения и формируемых скачков уплотнения дополнительно задавалось локальное дробление ячеек в объёме заданной формы. По мере уточнения решения (увеличения уровня дробления ячеек) форма данного объёма корректировалась вручную.

На основе обобщения полученных результатов был сформулирован критерий чувствительности решения к размеру ячеек сетки, который оказалось удобным представить в безразмерном виде через число Рейнольдса, вычисленное по параметрам набегающего потока и характерному размеру ячейки. Так, было отмечено, что повышение уровня дробления ячеек имеет смысл до тех пор, пока значение указанного критерия не снизилось до $Re_{\Lambda} \sim 5000$. Фрагмент результирующей сетки, полученной при $p_R = 38,4$, показан на рис. 1а. Соответствующее поле чисел Маха, а также векторов скорости приведено на рис. 1б, из которого видно, что при данном уровне дробления хорошо разрешёнными сеткой оказываются не только характерные скачки уплотнения (скачок отрыва, головной скачок, бочкообразный скачок, диск Маха), но также и застойная область за отрывом потока с двумя противонаправленными вихрями, в одном из которых сосредоточена масса воздуха, в другом – вдуваемого азота.

Распределения давления на поверхности пластины в продольном и поперечном сечениях потока, проходящие через центр отверстия, представлены на рис. 2. Квадратами обозначены экспериментальные значения из [2]. Из приведённых графиков видно, что в рамках предложенной методики численного моделирования, хорошее количественное и качественное совпадения с экспериментальными данными по давлению как перед струей, так и в зоне разрежения за струей вполне достижимо. Правомерность использования введённого безразмерного критерия в рамках построения сетки и уточнения решения на ней при рассмотрении случаев обтекания криволинейных поверхностей исследована далее.

Примеры расчетов

В экспериментальной работе [3] был рассмотрен пример вдува струи с конической поверхности, обтекаемой воздушным потоком с M = 2. Диаметр конуса в основании равнялся 40 мм, угол раствора – 20 град. Параметры торможения набегающего потока составляли: $p_{0\,\infty} = 0,279$ МПа, $T_{0\,\infty} = 275$ К. На расстоянии 36 мм от основания располагалось сверхзвуковое сопло (диаметр критического сечения



на пластине в продольном (а) и поперечном (б) сечениях потока

2,5 мм, степень расширения 2,7), через которое подавалась струя азота. Температура торможения струи составляла 298 К. Для численного моделирования был выбран режим, соответствующий давлению торможения струи 1,7 МПа. Масштаб турбулентности задавался равным 0,01 м, интенсивность турбулентных пульсаций принималась равной 0,2%.

По сравнению с ранее рассмотренным случаем обтекания пластины имеющиеся экспериментальные данные по значениям давления на рассматриваемой конической поверхности представлены с меньшей степенью детализации. На качественном уровне для оценки достоверности результатов численного моделирования использовалась представленная в [9] картина поверхностных линий тока, полученная с помощью масляного покрытия.



Построив аналогичную картину линий тока средствами визуализации *FloEFD* и сопоставив её с экспериментальной (рис. 3), нетрудно видеть, что в рамках предложенной методики форма отрывной зоны на криволинейной поверхности определена достаточно точно.



Рис. 3. Поверхностные линии тока на конусе (верхняя часть – расчёт; нижняя – эксперимент)

Для оценки адекватности прогнозирования локальных значений давления в отрывной зоне в случае вдува струи с криволинейной поверхности использовались экспериментальные данные из работы [4], где в качестве исследуемого объекта рассматривалась модель снаряда. Основные размеры данного снаряда приведены на рис. 4. Обтекание снаряда осуществлялось



Рис. 4. Геометрические характеристики снаряда

под нулевым углом атаки с M = 3. Для набегающего потока воздуха параметры торможения составляли: $p_{0\infty} = 0,716$ МПа, $T_{0\infty} = 288,5$ К. На цилиндрической поверхности снаряда располагалось звуковое сопло, через которое подавался холодный воздух ($T_{0jet} = 223$ К). Давление торможения в струе p_{0jet} составляло 1,3642 МПа. Масштаб турбулентности в расчётах задавался равным 0,002 м, интенсивность турбулентных пульсаций составляла 0,5%.

На рис. 5 приведены распределения дав-



Рис. 5. Распределение коэффициента давления *C_p* на цилиндрической поверхности в продольном (а) и поперечном (б) сечениях потока

ления цилиндрической поверхности в продольном и поперечном сечениях потока, проходящие через центр отверстия. Видно, что на всём рассмотренном участке достаточно точно спрогнозированы не только пиковые значения давления в отрывных зонах, но также качественное поведение давления в заданных направлениях. Хорошее количественное и качественное совпадение результатов численного моделирования с экспериментальными данными, полученное на данном этапе, позволяет с высокой степенью доверия относиться к результатам прогнозирования интегральных силовых характеристик, определяющих эффективность работы газоструйного органа управления в случае рассмотрения моделей ЛА более сложной геометрии.

Серия экспериментов по исследованию влияния угла атаки на эффективность работы струйного органа управления при сверхзвуковом (M=2) обтекании ЛА была проведена в [5]. По форме ЛА представлял собой заострённый цилиндр с четырьмя крыльями (рис. 6). Длина цилиндрической части составляла 190 мм,



Рис. 6. Общий вид рассматриваемого ЛА

полуразмах крыльев – 25 мм. В эксперименте рассматривалось несколько геометрических конфигураций, отличающихся размером и относительным расположением крыльев. Для численного моделирования был выбран вариант, соответствующий «конфигурации 1» и расположенный под углами атаки -12; 0 и 18 град. Параметры торможения набегающего потока: $p_{0 \infty} = 0,195$ МПа, $T_{0 \infty} = 306$ К. На цилиндрической части располагалось звуковое сопло диаметром 5 мм, через которое осуществлялся вдув струи азота с параметрами торможения: $p_{0 iet} = 3,558$ МПа, $T_{0 jet} = 258$ К. Эффективность работы струйного органа управления определялась по параметрам коэффициент усиления K и центра взаимодействия X_{CPi} , которые вычисляются по формулам:

$$K = \frac{C_{Njet-on} - C_{Njet-off}}{C_{Njet}};$$
$$X_{CPi} = \frac{C_{mjet-on} - C_{mjet-off}}{C_{Njet-on} - C_{Njet-off}},$$

где $C_{N jet-on}$, $C_{N jet-off}$ – значения подъёмной силы

при включенном и отключенном органе управления соответственно;

 C_{Njet} – тяга, реализуемая струей (в рассматриваемых случаях составила 40,38 H);

 $C_{m \, jet-on}$, $C_{m \, jet-off}$ – значения крутящего момента при включённом и отключенном органе управления соответственно (вычислены относительно центральной точки на срезе сопла).

Таким образом, для вычисления *K* и *X*_{*CPi*} были последовательно проведены расчёты аэродинамики ЛА при включённой и отключенной подаче азота. Отметим, что при рассмотрении случая с отключенной подачей азота, где при построении расчётной сетки дробление ячеек в окрестности среза сопла уже не имело смысла, временные затраты на получение решения оказались существенно ниже.

Наглядно проиллюстрировать изменение структуры скачков уплотнения при включённом органе управления в зависимости угла атаки позволяет поле числа Маха, приведённое на рис. 7. Отметим общую тенденцию к увеличению формы бочкообразного скачка с повышением угла атаки.

На рис. 8 приведено сравнение расчётных значений коэффициента усиления и центра взаимодействия с соответствующими экспериментальными данными. Практически во всём диапазоне углов атаки наблюдается хорошее соответствие результатов расчёта и эксперимента.

Вывод

Как инструмент для прогнозирования аэродинамических характеристик ЛА, в том числе ЛА с газоструйными органами управления, вычислительный комплекс *FloEFD* достаточно эффективен.

Следует отметить, что, учитывая широкий диапазон допустимых значений газодинамических и геометрических параметров, определяющих характер взаимодействия струи с набегающим потоком, введённый безразмерный критерий для определения оптимального размера ячеек расчётной сетки ($Re_{\Delta} \sim 5000$) не претендует на свою универсальность и его величина ещё требует дополнительных исследований. Однако, учитывая тот факт, что выбранные для численного моделирования





Рис. 7. Поле числа Маха в плоскости симметрии при углах атаки: –12° (а); 0° (б); 18° (в)



Рис. 8. Зависимости коэффициента усиления K (а) и центра взаимодействия X_{CPi} (б) от угла атаки

эксперименты проводились независимо, использование данного критерия может являться хорошим приближением для получения результата.

Список литературы

1. Калугин В. Т., Мордвинцев Г. Г., Попов В. М. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 527 с.

2. *Dowdy M. W., Newton J. F.* Investigation of liquid and gaseous secondary injection phenomena

on a flat plate with M = 2.01 to M = 4.54 // Jet Propulsion Lab. Technical Report No 32-542, 1963. 120 P.

3. Dhananjaya Rao G., Swaminathan S., Srinivasan K., Rathakrishnan E. Experimental study of transverse sonic jet injection over a cone at free stream Mach number 2 // High Speed Transatmospheric Air Space Transportation conference: Proc. 2007. P. 189–197.

4. *Gnemmi P., Schafer H. J.* Experimental and Numerical Investigations of a Transverse Jet Interaction on a Missile Body // AIAA Aerospaces Sciences Meeting and Exhibit: Proc. Reno/NV, 2005. P. 52–67.

5. *Brandeis J.*, *Gill J.* Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // Journal Spacecraft and Rockets. 1998. Vol. 35. P. 296–302.

6. Волков В. А., Гаврилюк В. Н., Гидаспов В. Ю., Хохлов А. В. Численное моделирование гиперзвукового обтекания тел воздухом с учётом равновесной диссоциации // Математическое моделирование. 2007. № 12. С. 70–80.

7. Enhanced Turbulence Modeling in FloEFD. Wilsonville: Mentor Graphics Corporation, 2011. 120 p.

8. Advanced immersed boundary Cartesian meshing technology in FloEFD. Wilsonville: Mentor Graphics Corporation, 2011. 32 p.

9. *Dhananjaya Rao G., Swaminathan S., Srinivasan K., Rathakrishnan E.* Flow visualization of supersonic transverse jet over Mach 2 freestream of a sharp cone // Journal Visualization. 2010. Vol. 13. P. 79–80.

Поступила 11.11.14

Думнов Геннадий Евгеньевич – кандидат технических наук, заместитель директора Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва.

Область научных интересов: математическое моделирование процессов тепло- и массообмена, сверхзвуковые течения.

Иванов Андрей Валерьевич – кандидат технических наук, руководитель группы технологического тестирования Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва.

Область научных интересов: аэродинамика, многофазные течения.

Гуров Леонид Валерьевич – кандидат физико-математических наук, сотрудник группы технологического тестирования Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва. Область научных интересов: физико-химическая газодинамика.