Результаты тестовых расчетов трансзвукового и сверхзвукового обтекания модели ЛА

Н.А. Владимирова

Модель ЛА состоит из осесимметричного цилиндрического корпуса с оживальной головной частью, острым «носом», плоским донным срезом, с установленными горизонтальными прямоугольными рулями.

Рули имеют в сечении типичный для сверхзвуковых конфигураций ромбовидный профиль с острыми клиновидными задней и передней кромками.

Общий вид CAD-модели представлен на рис. 1.



Рис.1. Общий вид САД-модели ЛА

Рассчитывается внешнее вязкое обтекание ЛА равномерным набегающим потоком с числами Маха М=0.8, 1.0, 1.7, углы атаки α =6°, 16°, углы отклонения рулей δ =0 и 21°.

Расчетная область представляет собой прямоугольный параллелепипед размером 10 калибров по всем направлениям, окружающий ЛА и заполненный идеальным газом при нормальных условиях (T=300°, P=1 атм).

Были построены две гибридные неструктурированные расчетные сетки (соответственно, для двух положений рулей), состоящие из тетраэдров и треугольных призм и имеющих в среднем по 425000 узлов.

В области пограничного слоя вблизи тела и в окрестности изломов поверхности, которые могут провоцировать отрыв пограничного слоя, делалось специальное «прижатие» и сгущение ячеек сетки. Общий вид расчетной сетки в вертикальной плоскости симметрии задачи и фрагменты сетки на поверхности ЛА и руля представлены на рис. 2.

ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END



Сетка в вертикальной плоскости симметрии



Фрагмент сетки головной части ЛА





Фрагмент сетки в окрестности донного среза

Фрагмент сетки на поверхности руля

Рис. 2. Фрагменты расчетной сетки

Следует отметить, что расчетная сетка была сгенерирована для проведения расчетов не на компьютерном кластере, а на персональном компьютере, что ограничивает общее число узлов сетки и не позволяет в полном объеме разрешать особенности геометрии и обтекания и получать с высокой степенью точности распределенные и суммарные характеристики отдельных элементов конфигурации ЛА, имеющих на порядок меньшие характерные геометрические размеры (например, рули).

Расчеты проводились на персональном компьютере Intel Pentium 4 CPU 2.00 GHz с объемом оперативной памяти 1 GB.

Решались уравнения Навье-Стокса, описывающие сжимаемые вязкие турбулентные течения, использовался метод конечного объема, численная схема высокого порядка для конвективных и вязких членов и модель турбулентности SST (Shear-Stress-Transport) k- ω , позволяющая моделировать турбулентный пограничный слой и течения с развитыми отрывными зонами.

Для достижения сходимости и получения установившегося стационарного решения для одного режима (число Маха и угол атаки) требовалось осуществить в среднем 50 - 100 итераций; для расчетной сетки, имеющей около 500 тыс. узлов, это соответствует 10 - 20 часам работы персонального компьютера класса Pentium 4.

В результате численного моделирования определяются распределенные и суммарные аэродинамические характеристики (коэффициенты давления, осевые и нормальные составляющие вязких сил и сил давления, величины продольного момента) ЛА в целом и отдельно его составляющих – рулей, донного среза и т.д.

В Таблице 1 представлены полученные численные результаты, все размерные (в системе СИ) силы и моменты приведены для полумодели ЛА и его элементов в связанной системе координат (ось X направлена вдоль оси цилиндра ЛА, ось Y – по вертикальной нормали к ней).

Для получения безразмерных аэродинамических характеристик использовались следующие значения характерных площадей, длин и скоростных напоров q=pv²/2:

 $S_{\text{руля}}$ = 0.0011159 м² L_{оси руля}=0.465 м b_{CAXруля}= 0.02756 м² S_{лно}= 0.00251123 м²

CAE-Services

M=0.8 q=45406.137 кг/мс² M=1.0 q=70938.919 кг/мс² M=1.7 q=205013.476 кг/мс²

<u>Таблица 1</u>

аэродинамических сил для полумодели (в связанной системе координат)

	α°	Подъемная (нормальная) сила У (н)						
М		δ =0			δ =21 °			
		ЛА	руль	донный срез	ЛА	руль	донный срез	
0.8	6	76.504	25.800	0.045	127.253	53.638	0.034	
	6	145.677	54.219	0.035	285.570	125.857	0.035	
1.0	16	293.150	82.282	0.054	-	-	-	
1.7	6	305.000	90.004	0.093	505.232	223.015	0.024	

ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END

Μ	α°	Сила сопротивления (осевая сила) Х (н)						
		δ=0			δ =21 °			
		ЛА	руль	донный срез	ЛА	руль	донный срез	
0.8	6	49.397	0.809	-9.813	70.915	23.421	-52.522	
1.0	6	108.634	3.531	30.011	189.295	53.422	-82.315	
	16	92.978	2.729	74.999	-	-	-	
1.7	6	244.359	5.857	156.900	316.491	94.678	140.280	

	α°	Продольный момент Мz (н м) относительно точки (0,0,0) – «нос» ЛА						
М		δ=0			δ =21 °			
		ЛА	руль	донный срез	ЛА	руль	донный срез	
0.8	6	25.719	11.839	-0.126	47.790	24.788	-0.113	
	6	51.064	25.067	-0.146	108.721	58.213	-0.169	
1.0	16	95.467	33.399	-0.115	-	-	-	
1.7	6	96.925	41.757	-0.119	191.782	103.475	-0.080	

На рис. 3 - 4 приведены выборочные сравнения (для угла атаки α=6° по числам Maxa M=0.8, 1.0, 1.7 и для α=16° при M=1.0) коэффициентов нормальной силы и шарнирного момента рулей с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе.

Расчет коэффициента нормальной силы на руле при его отклонении на угол δ=21°

проводился по значениям сил Y и X из Таблицы 1 по формуле:

$$C_n = (Y_{pyлs} \cdot Cos\delta + X_{pyлs} \cdot Sin\delta)/(q \cdot S_{pyлs})$$

Расчет коэффициента шарнирного момента проводился по формуле:

$$m_{\mu}$$
= - (Mz_{руля}-Y_{руля}· L_{оси руля})/(q·S_{руля}· b_{CAXруля})





—●— расчет (откл. рулей 0) —⊖— эксперимент (откл. рулей 0)

Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициентов нормальной силы и шарнирного момента рулей (угол атаки α=6°)



Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициентов нормальной силы рулей (M=1.0)

На рис. 5 - 8 представлены результаты расчетов в виде общей картины обтекания ЛА в вертикальной плоскости симметрии, в форме распределения давления на верхней и нижней поверхности руля, эпюр давления и полей местных чисел Маха в бортовом и концевом сечениях руля.



77, Щелковское шоссе, Москва, 107497, Россия <u>http://www.cae-services.ru</u>

ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END

















M=1.0 α =6°

Рис. 6. Расчетное распределение чисел Маха в вертикальной плоскости симметрии (угол отклонения рулей δ=21°)



M=0.8 α=6° δ=0°



M=1.0 α=6° δ=0°



ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END



M=1.7 α=6° δ=0°



M=0.8 α=6° δ=21°



M=1.0 α =6° δ =21°

ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END



M=1.7 α=6° δ=21°

Рис. 7. Распределение коэффициента давления Ср на верхней и нижней поверхностях руля

Бортовое сечение руля (z=1 мм от борта)

Концевое сечение руля (z=39 мм от борта)





ИНЖЕНЕРНЫЙ КОНСАЛТИНГ И РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ УНИВЕРСАЛЬНОЕ РАСЧЕТНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КЛАССА HIGH-END



Рис. 8. Эпюры давления и распределение чисел Маха в бортовом и концевом сечениях руля

Анализ результатов и выводы

Анализ численных результатов и имеющихся экспериментальных данных показывает, что рассмотренная задача трансзвукового, звукового и сверхзвукового внешнего обтекания ЛА с горизонтальными рулями характеризуется сложными особенностями обтекания ЛА и его элементов, обусловленными сжимаемостью и вязкостью газа, достаточно сильной интерференцией рулей и корпуса ЛА, отрывным характером обтекания рулей и донного среза и т.п.

Как видно из рис. 7 – 8, даже при угле атаки α =6° верхняя поверхность неотклоненных (δ =0°) рулей обтекается частично с отрывами потока при рассмотренных трансзвуковых скоростях. При угле отклонения рулей δ =21° обтекание рулей имеет глобальный отрывной характер, что приводит к нелинейному изменению и падению несущих свойств рулей.

Сопоставление расчетных и экспериментальных результатов для нормальной силы C_n и шарнирного момента m_{μ} (рис. 3 – 4) показывает хорошее согласование для угла атаки α =6° при неотклоненных рулях (δ =0°).

На этом режиме обтекание рулей носит не ярко выраженный отрывной характер, и расчетный метод с заложенной в него численной схемой и моделью турбулентности адекватно и точно описывает физику течения, даже на расчетной сетке с относительно небольшим числом узлов.

Что касается величин шарнирного момента рулей, то эта характеристика (как и сопротивление) является очень «тонкой» и чувствительной интегральной характеристикой, так как определяется как разность близких величин; для этого параметра хорошая сходимость расчета и эксперимента наблюдается лишь для дозвукового режима М=0.8.

При отклонении рулей на максимальный угол (δ=21°) рули во всем диапазоне скоростей находятся полностью в зоне отрывного обтекания, с протяженными зонами возвратного течения и «висячими» отрывами, и согласование расчетов и эксперимента ухудшается.

Для таких режимов трудно надеяться на точное описание физики течения любыми современными, самыми «продвинутыми», численными методами решения уравнений Навье-Стокса, описывающих вязкие турбулентные течения сжимаемого газа с пограничными слоями и следами, особенно при звуковых и сверхзвуковых скоростях.

Для задач такого класса, с большими областями турбулентных отрывов в сжимаемом газе, требуется более детальное рассмотрение геометрии и зон отрывов, использование методов прямого моделирования турбулентности (модели LES – Large Eddy Simulation и DES – Detached Eddy Simulation) и, главное, построение более густых адаптивных расчетных сеток с числом узлов в несколько миллионов, что, в свою очередь, требует использования не персонального компьютера, а современного компьютерного кластера.

Таким образом, проведенные на персональном компьютере тестовые расчеты показывают широкие возможности , применительно к расчетам различных аэродинамических самолетных и ракетных конфигураций в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки.

Анализ сопоставления расчетных и экспериментальных данных для несущих и моментных характеристик рулей ЛА приводит к выводу, что для достижения более точных результатов и получения лучшей сходимости расчетных и экспериментальных данных необходимо проводить расчеты не на персональном компьютере, а на компьютерном кластере с объемом оперативной памяти 8 -10 ГБ, на расчетных сетках с числом узлов 2-5 миллионов.