

УДК 533.601.311

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ ВОЗВРАЩАЕМЫХ АППАРАТОВ ПРИ НАТУРНЫХ ЗНАЧЕНИЯХ ЧИСЕЛ РЕЙНОЛЬДСА

Н.П. АДАМОВ¹, М.Д. БРОДЕЦКИЙ¹, Л.Г. ВАСЕНЕВ¹, В.И. ЗВЕГИНЦЕВ¹,
И.И. МАЖУЛЬ¹, А.М. ХАРИТОНОВ¹, ДЖ. ПОЛА², ДЖ. МАЙЛАРТ³,
В. КОРДУЛЛА³

¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Европейская ассоциация “Оборонные системы–космические
транспортные средства” (EADS – ST), Ле Мюро (Les Mureaux), Франция

³Европейский центр космических технологий (ESTEC),
Нордвайк (Noordwijk), Нидерланды

Представлены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик моделей двух гиперзвуковых аппаратов: возвращаемого аэрокосмического демонстратора ARES-H, предложенного EADS-ST, и возвращаемой капсулы EXPERT, предложенной ESA ESTEC. Опыты проводились в новой аэродинамической трубе АТ-303 ИТПМ СО РАН в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M = 10-18$ при натуральных числах Рейнольдса. Обсуждаются результаты и особенности испытаний в аэродинамической трубе с коническими соплами.

СОКРАЩЕНИЯ

AGARD — Advisory Group for Aerospace Research & Development (NATO),
EXPERT — European EXPERIMENTAL Re-entry Testbed
EADS-ST — European Association Defense Systems–Space Transportation,
ESA — European Space Agency,
ESTEC — European Space Technology Center,
ИГиЛ — Институт гидродинамики имени М.М. Лаврентьева,
КТИ ГИТ — Конструкторско-технологический институт гидроимпульсной техники.

ВВЕДЕНИЕ

Научное обоснование и разработка перспективных аэрокосмических технологий, обеспечивающих полет с гиперзвуковыми скоростями в атмосфере Земли, остается одной из актуальных проблем современной аэрогазодинамики. Это относится не только к области возвращаемых космических аппаратов следующего поколения, но также и к гиперзвуковым аппаратам с воздушно-реактивными двигателями, в которых форма аппарата в значительной мере зависит от степени интеграции планера и силовой установки.

По мере того как вычислительная аэродинамика становится важной составной частью процесса конструирования летательных аппаратов, необходима все более тщательная верификация используемых моделей и методов, основанная на

сравнительном анализе результатов численного и физического экспериментов. Для окончательного подтверждения аэротермодинамических расчетов потребуются так называемые демонстраторы — специальные гиперзвуковые аппараты меньшей размерности, осуществляющие полет на некотором крейсерском режиме. При этом основные задачи летных экспериментов сконцентрированы на критически важных аспектах аэродинамики. Это, в частности, аэродинамические нагрузки, продольная и поперечная устойчивость, эффективность органов управления, поведение пограничного слоя и его взаимодействие со скачками уплотнения и т. д.

Такие демонстраторы, наряду с решением многочисленных технических проблем, могут поставлять необходимую информацию и для верификации моделей, и для методов вычислительной аэродинамики. Однако это достаточно дорогой путь исследований и предсказаний. Поэтому необходимо в максимальной мере использовать возможности наземных испытаний в аэродинамических трубах и газодинамических установках. Например, перед первым полетом системы «Space Shuttle» были выполнены более чем 100 000 часов испытаний в аэродинамических трубах, и это время будет расти по мере роста сложности новых перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов.

С точки зрения обеспечения возможностей исследования аэротермодинамики будущих гиперзвуковых летательных аппаратов к наземным испытательным стендам предъявляются следующие требования:

- максимально близкое моделирование натуральных условий полета;
- широкий диапазон моделируемых параметров потока: число Маха M , число Рейнольдса Re , давление торможения P_0 , температура торможения T_0 и др.;
- высокое качество потока в рабочей части установки;
- большие возможности измерительной техники;
- высокая точность и надежность измеряемых параметров.

Этим требованиям удовлетворяет гиперзвуковая аэродинамическая труба адиабатического сжатия АТ-303 ИТПМ СО РАН, введенная в эксплуатацию в 1999 г. Основу АТ-303 составляет действующая модель (1:2,5) источника рабочего газа, разработанная совместно ИГиЛ и КТИ ГИТ и изготовленная в СО РАН [1]. Общее описание трубы, исследования по качеству потока и точности измерения параметров потока, результаты испытаний контрольной модели НВ-2 AGARD и сопоставление с данными в других трубах можно найти в [2–6]. Благодаря большим давлениям рабочего газа в форкамере ($P_0 = 100\text{--}300$ МПа) в трубе реализуется натуральный уровень чисел Рейнольдса в гиперзвуковом диапазоне скоростей.

В данной работе излагаются результаты исследований суммарных аэродинамических характеристик двух моделей гиперзвуковых летательных аппаратов — аэрокосмического демонстратора ARES-H и возвращаемого аппарата для физических исследований EXPERT — в диапазоне чисел Маха $M = 10\text{--}18$ и чисел Рейнольдса $Re = 4\text{--}35 \cdot 10^6$ 1/м, соответствующих натурным значениям при полете по заданной траектории. Данные получены с помощью весовых измерений на шести компонентных тензометрических весах. Результаты этих исследований могут использоваться для более глубокого понимания принятых конструктивных решений, а также для валидации проведенных траекторных расчетов.

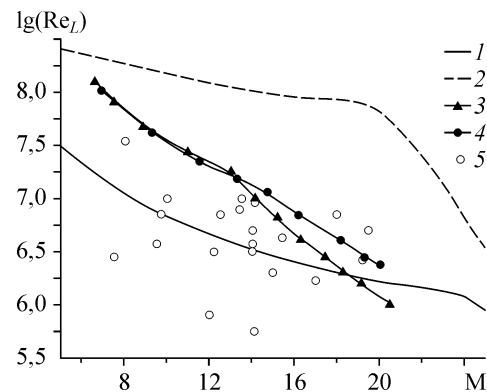
Эксперименты проведены в рамках проекта № 2109 Международного научно-технического центра при участии EADS-ST и ESA ESTEC.

1. УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Рассмотрим кратко условия проведения эксперимента. На рис. 1 демонстрируются возможности моделирования натуральных условий полета в аэродинамической трубе АТ-303. Здесь представлены зависимости числа Рейнольдса от числа Маха,

Рис. 1. Возможности моделирования натуральных условий полета в аэродинамической трубе АТ-303.

1 — траектория полета аппарата “Space Shuttle”, 2 — траектория полета с постоянным скоростным напором $q = 75$ КПа, 3 — максимальные расчетные значения при сопле $D = 300$ мм, 4 — аналогично 3 при $D = 600$ мм, 5 — реализованные значения.



реализуемые в трубе, в сравнении с натурными величинами для возвращаемого космического аппарата “Space Shuttle” и типичной траекторией

полета перспективных транспортных гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями ($L = 100$ м) при постоянном скоростном напоре $q = 75$ КПа. Расчетные значения возможных максимальных уровней чисел Рейнольдса обозначены темными значками, а светлые символы соответствуют уже реализованным в эксперименте значениям. Эти величины определены по характерным размерам диаметра среза сопел $D = 300$ и 600 мм. Можно отметить, что труба АТ-303 позволяет моделировать полетные значения чисел Маха и Рейнольдса для широкого спектра гиперзвуковых летательных аппаратов, включая аппараты с воздушно-реактивными двигателями (ВРД).

Аэродинамическая труба АТ-303 (на первом этапе) оснащена коническими соплами диаметром 300 и 600 мм с полууглом раствора 8° . Число Маха на срезе сопла варьируется путем замены критического сечения сопла. Использование конических сопел, как известно, приводит к изменению параметров потока в продольном направлении, и, следовательно, к наличию градиентов параметров потока в зоне расположения модели. По результатам измерений неоднородности параметров потока в рабочей части АТ-303 [5], в зоне расположения модели длиной $L \sim 300$ мм число Маха возрастает в продольном направлении на $\sim 10\%$ при диаметре среза сопла $D = 300$ мм и на $\sim 5\%$ при $D = 600$ мм. Скоростной напор при этом падает более существенно – на $\sim 35\text{--}40\%$ и $\sim 20\text{--}25\%$ соответственно. В то же время неравномерность поля скоростей в поперечных сечениях не превышает 3% для всей области реализованных чисел Маха потока. Среднее квадратическое отклонение тепловых потоков q_0 в точке торможения, измеренных насадками с полусферическим затуплением, в поперечном сечении на срезе сопла составляет $3\text{--}7,5\%$ во всем диапазоне чисел Маха. По указанным характеристикам аэродинамическая труба АТ-303 удовлетворяет требованиям по неравномерности потока, предъявляемым для гиперзвуковых аэродинамических труб кратковременного действия. Однако неоднородность параметров потока в продольном направлении, обусловленная коническим соплом, требует внесения соответствующих поправок в результаты измерения силовых характеристик моделей.

Используемая в АТ-303 техника позволяет проводить испытания по распределению давления и тепловых потоков на поверхности тел, измерению аэродинамических сил и моментов шестикомпонентными тензометрическими весами, получать теневые картины обтекания. Описание методики весовых измерений и результаты валидации используемых в данной работе тензометрических весов, на примере сопоставления данных в разных трубах для эталонной модели НВ-2 АГАРД, содержатся в [3, 6]. Отметим, что инструментальная погрешность весов по компонентам нормальной и продольной сил и момента тангажа не превышала $0,1\%$, а по остальным компонентам не более $0,3\%$ от рабочих диапазонов весов.

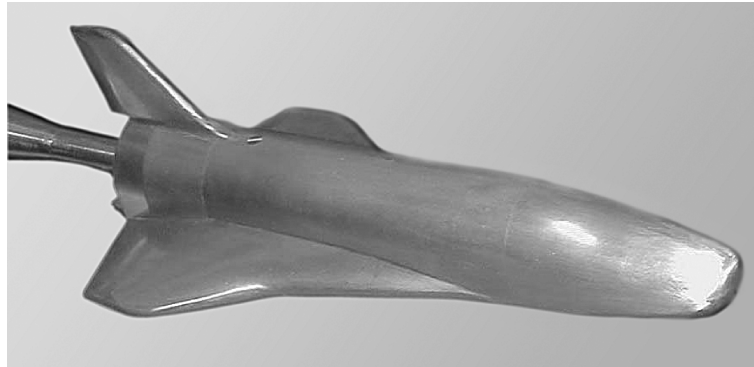


Рис. 2. Общий вид модели демонстратора ARES-H.

Таблица 1

| M_H | 10 | | 12 | | | | 18 | |
|--------------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| D , мм | 300 | | 300 | | 544 | | 590 | |
| Re | Re_{min} | Re_{max} | Re_{min} | Re_{max} | Re_{min} | Re_{max} | Re_{min} | Re_{max} |
| M | 10,0 | 9,6 | 11,9 | 12,1 | 11,7 | 11,8 | 17,1 | 19,0 |
| P_0 , МПа | 9,6 | 19 | 11,7 | 32 | 10,5 | 30 | 42,7 | 136 |
| T_0 , К | 1010 | 990 | 1250 | 1070 | 1320 | 1150 | 1400 | 1480 |
| $Re \cdot 10^{-6}$, 1/м | 6,9 | 16,7 | 3,6 | 13,2 | 3,0 | 11,6 | 4,3 | 11,9 |

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛИ ДЕМОНСТРАТОРА ARES-H

ARES-H представляет собой крылатый летательный аппарат, который рассматривается как типовая конфигурация второй ступени многоразового аппарата, и предложен EADS-ST в качестве возвращаемого демонстратора. Модель была выполнена в масштабе 1:20 и испытана в аэродинамической трубе АТ-303 в диапазоне чисел Маха $M = 10-18$ при углах атаки $\alpha = 20^\circ, 30^\circ$ и 40° . Общий вид модели ARES-H представлен на рис. 2.

Условия испытаний приводятся в табл. 1, где M_H — номинальные значения чисел Маха, M , P_0 , T_0 — реализованные в эксперименте, средние по многим пускам, значения чисел Маха, давления торможения и температуры торможения набегающего потока в сечении носика модели. В зависимости от числа Маха эксперименты проводились на соплах с диаметром среза $D = 300$ мм при $M_H = 10$ и 12 и $D = 600$ мм при $M_H = 12$ и 18. Сопоставление характеристик, полученных при числе Маха $M_H = 12$ и различных диаметрах сопел, позволяет судить о возможном влиянии коничности потока на аэродинамику рассматриваемого аппарата. Представленные в таблице значения диаметров D соответствуют не срезу сопла, а месту установки носика модели.

Заметим, что экспериментальные данные получены при двух значениях числа Рейнольдса, которые соответствуют некоторым предельным режимам работы трубы при $M = \text{const}$. Эти значения условно обозначены как Re_{min} и Re_{max} . Сравнение значений чисел Рейнольдса (вычисленных по размаху), реализованных в эксперименте с соответствующими величинами по траектории полета натурального аппарата, представлено на рис. 3. Видно, что экспериментальные величины чисел Рейнольдса Re равны или выше натуральных значений.

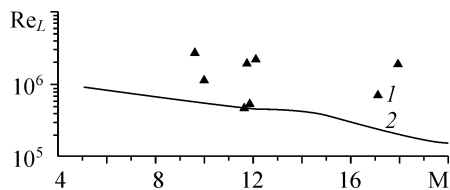


Рис. 3. Сопоставление траекторных и реализованных в эксперименте значений чисел Рейнольдса.

1 — экспериментально реализованные значения, 2 — траектория полета.

Все аэродинамические силы представлены далее в связанной с моделью системе координат. Коэффициенты нормированы на характерную площадь $S_{\text{хар}} = 0,0224 \text{ м}^2$, продольный момент — на характерную длину модели $L_{\text{хар}} = 0,295 \text{ м}$, он также определен относительно положения условного центра тяжести, расположенного на $0,63 L_{\text{хар}}$. Центр вращения модели по углам атаки находился на ее середине, поэтому во всех экспериментах модель располагалась в ядре потока.

Особое внимание при испытаниях было уделено точности и надежности получаемых результатов. В частности, для этого на сопле с диаметром среза $D = 300 \text{ мм}$ проведены семикратные испытания модели при числе Маха $M_n = 12$, Re_{min} , $\alpha = 30^\circ$, что позволило определить средние квадратические отклонения σ измеряемых компонент аэродинамических сил и моментов. На основе закона распределения Стьюдента погрешность измерений в данном случае может быть принята равной $\pm 2,5\sigma$ при доверительной вероятности $P = 0,95$. В соответствии с экспериментальными данными, получены следующие значения средних квадратических отклонений для коэффициентов: продольной силы — $\sigma_{C_x} = 0,00056$, нормальной силы — $\sigma_{C_y} = 0,007$ и продольного момента — $\sigma_{m_z} = 0,00083$. Заметим, что испытания модели на всех режимах дублировались. Проведенный анализ полученных результатов показал, что их разброс находится в доверительном интервале, однако имеется систематическая ошибка, обусловленная коничностью набегающего на модель потока. Поэтому экспериментальные данные должны быть, по возможности, скорректированы на эту систематическую погрешность.

Оценки возможного влияния коничности потока на характеристики модели были проведены на основе теории Ньютона при числе Маха потока $M = 12$ и углах атаки $\alpha = 10\text{--}50^\circ$. Результаты этих оценок представлены на рис. 4, на котором они приведены по аэродинамическим коэффициентам в равномерном и коническом потоках для сопел с диаметром среза $D = 300 \text{ мм}$ и 600 мм . Видно, что отклонение от значений в равномерном потоке более существенны для сопла $D = 300 \text{ мм}$, чем для $D = 600 \text{ мм}$. Это связано с относительным размером модели по сравнению с диаметром сопла, большим для меньшего сопла, и соответствующим расположением модели в поле конического потока. Для коэффициента продольной силы C_x отклонения от соответствующих величин в равномерном потоке более существенны при малых углах атаки, т. е. здесь влияние коничности потока проявляется заметнее по сравнению с большими углами атаки. Коничность потока приводит к некоторому уменьшению C_x по сравнению с равномерным потоком, при этом максимальное различие в величинах коэффициентов продольной силы не превышает 5 % при сопле $D = 300 \text{ мм}$ и 3,5 % при

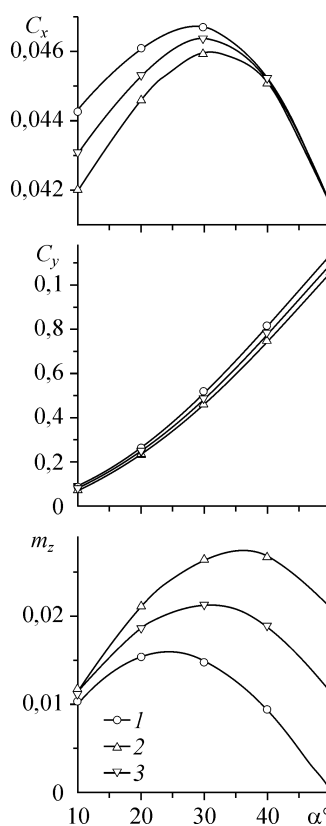


Рис. 4. Влияние коничности потока на аэродинамические характеристики модели ARES-H.

1 — равномерный поток, 2 — сопло $D = 300 \text{ мм}$, 3 — сопло $D = 600 \text{ мм}$.

$D = 600$ мм. Для коэффициента нормальной силы влияние коничности остается достаточно малым во всем рассмотренном диапазоне углов атаки, как и для C_x это влияние сопровождается уменьшением соответствующих значений C_y .

Эффекты коничности становятся весьма существенными для продольного момента и ее влияние заметно возрастает с увеличением угла атаки. Это может быть объяснено распределением давления на нижней поверхности модели. По полученным расчетным данным, при больших углах атаки модели коничность потока приводит к увеличению местных углов атаки в носовой части и их уменьшению в кормовой части тела. Естественно, что это сопровождается соответствующим изменением в распределении давления, а именно — возрастанием давления в носовой и уменьшением в кормовой частях. Эти два противоположных эффекта при суммировании мало влияют на нормальную силу, однако в случае продольного момента они действуют в одном направлении, что приводит к отмеченному выше возрастанию влияния коничности с ростом угла атаки. В частности, при больших значениях $\alpha > 50^\circ$ может иметь место изменение направления продольного момента в равномерном потоке по сравнению с коническим.

Таким образом, можно полагать, что при использовании конических сопел достоверные моментные характеристики модели при больших углах атаки не могут быть определены только по результатам прямых весовых измерений. Это, в частности, демонстрируется на рис. 5, на котором экспериментальные данные при $M_n = 10$, представленные с корректировкой на коничность потока и без нее, сравниваются с расчетными. Последние были получены для равномерного потока с помощью программы MARK IV, использующей приближенные инженерные подходы, и с помощью программы EADS-ST, основанной на численном решении трехмерных уравнений Эйлера. Результаты расчетов, полученные на основе отмеченных выше программ, в целом качественно согласуются между собой. Однако при этом наблюдаются отклонения от экспериментальных данных, даже если в последние внесены поправки на коничность потока. В то же время учет коничности потока для продольного момента приводит к качественному изменению характера кривой $m_z(\alpha)$, которая более соответствует расчетным зависимостям.

Особый интерес представляют экспериментальные данные при числе Маха $M_n = 12$, поскольку они получены на двух соплах — с диаметром среза $D = 300$ мм и 600 мм. Эти данные показаны на рис. 6, где они приведены уже после корректировки на влияние коничности течения. Кроме того, они сопоставляются с расчетными данными, полученными на основе метода Ньютона и уравнений Эйлера. Можно видеть, что лучшие результаты получены на сопле большего диаметра. В частности, имеет место большая согласованность с расчетными данными по зависимостям коэффициентов продольной и нормальной силы от угла атаки.

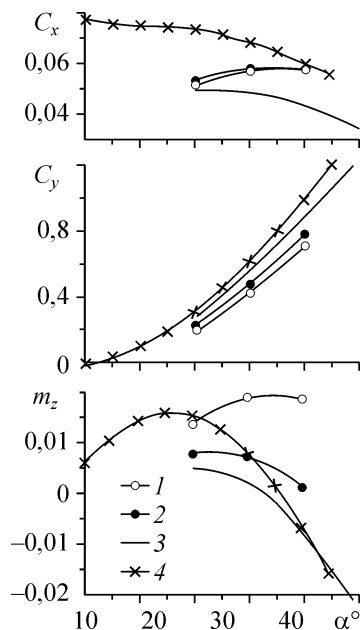


Рис. 5. Аэродинамические характеристики модели ARES-H при $M_n = 10$.

Экспериментальные данные: 1 — исходные, 2 — после корректировки на коничность течения, 3 — численный расчет, 4 — расчет по программе MARK-IV.

Рис. 6. Аэродинамические характеристики модели ARES-H при $M_H = 12$.

1 — сопло $D = 300$ мм, Re_{\min} ; 2 — сопло $D = 300$ мм, Re_{\max} ,
 3 — сопло $D = 600$ мм, Re_{\min} ; 4 — сопло $D = 600$ мм, Re_{\max} ,
 5 — расчет методом Ньютона, 6 — численный расчет.

Однако внесение поправок на коничность потока все же не приводит к хорошему совпадению между экспериментальными и теоретическими результатами. Лучшее количественное их согласование может быть, по-видимому, получено при более строгом теоретическом учете коничности потока (а также вязкости) с одной стороны или же исключением коничности потока в рабочей части трубы при экспериментальных исследованиях с другой стороны. Если экспериментальные результаты предполагается использовать для валидации теоретических методов, то кажется существенным направить усилия на улучшение экспериментальных данных. В этом плане представляется целесообразным использование профилированных сопел.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛИ EXPERT

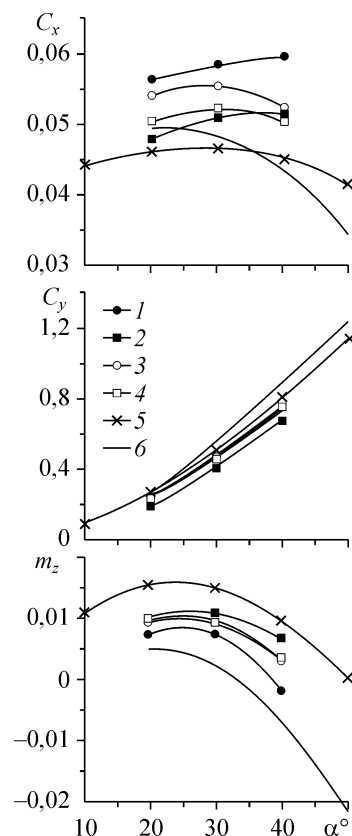
Возвращаемый баллистический аппарат EXPERT предназначен для исследования в полете критических явлений аэротермодинамики, таких как ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя, эффекты реального газа, каталитичность поверхности и др. Запуск аппарата предполагается осуществлять с помощью ракеты “Волна” с последующим спуском по баллистической траектории.

За основу геометрии аппарата взят осесимметричный затупленный конус с полууглом раствора $12,5^\circ$, локальный радиус затупления в носике равен $0,55$ м. На боковых плоских поверхностях с углом наклона к продольной оси, равном 9° , расположены две пары щитков с углами отклонения 20° и 15° соответственно. Длина натурного аппарата — $1,6$ м, площадь донного среза — $S_d = 1,1978$ м².

Общий вид модели EXPERT, изготовленной в масштабе 1:8 и предназначенной для испытаний в аэродинамической трубе АТ-303 ИТПМ СО РАН, представлен на рис. 7. Эксперименты проведены в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_H = 10-18$, углов атаки $\alpha = 0-6^\circ$ и при двух значениях числа Рейнольдса, условно обозначаемых как Re_{\min} и Re_{\max} . И в этом случае использовались также конические сопла с диаметром среза 300 и 600 мм. Рабочее положение модели в трубе соответствует расположению щитков с углами отклонения 20° в вертикальной плоскости симметрии.

Ниже в табл. 2 представлены условия эксперимента, обозначения в которой аналогичны табл. 1, а на рис. 8 — сопоставление значений чисел Рейнольдса, определенных по длине для натурного аппарата ($L = 1,6$ м) при различных траекториях полета и реализованных в эксперименте для модели ($L = 0,2$ м).

Для повышения надежности экспериментальных данных все испытания проводились дважды. Кроме того, при $M_H = 10$, $\alpha = 6^\circ$ и Re_{\min} проведены одиннадцатикратные испытания с целью определения средних квадратических отклонений σ .



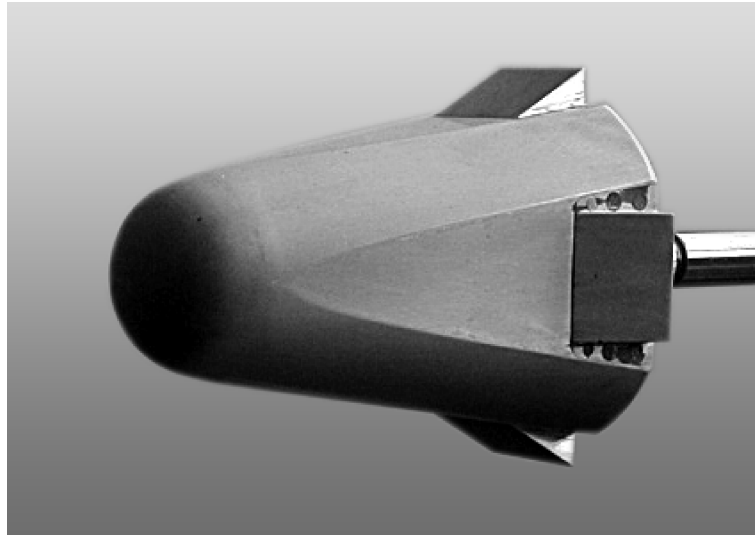


Рис. 7. Общий вид модели возвращаемого аппарата EXPERT.

Таблица 2

| M_H | 10 | | 12 | | 14 | | 18 | |
|--------------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| D , мм | 300 | | 544 | | 300 | | 590 | |
| Re | Re _{min} | Re _{max} | Re _{min} | Re _{max} | Re _{min} | Re _{max} | Re _{min} | Re _{max} |
| M | 10 | 9,9 | 11,7 | 11,8 | 13,5 | 13,9 | 17,1 | 18 |
| P_0 , МПа | 9,5 | 33 | 10,5 | 37,5 | 17,5 | 145 | 45 | 130 |
| T_0 , К | 1040 | 870 | 1515 | 1280 | 1080 | 1380 | 1420 | 1475 |
| $Re \cdot 10^{-6}$, 1/м | 5,8–7,4 | 31–36 | 2,1–2,3 | 11–13 | 5,1–5,3 | 26–32 | 4,1–4,7 | 11–12 |

Получены следующие значения σ для коэффициентов: продольной силы — $\sigma_{C_x} = 0,0041$, нормальной силы — $\sigma_{C_y} = 0,0024$, продольного момента — $\sigma_{m_z} = 0,0022$. С доверительной вероятностью $P \approx 0,93$ случайная погрешность эксперимента может быть принята равной $\pm 2\sigma$. Приводимые значения аэродинамических коэффициентов представлены в связанной системе координат и нормированы к площади $S_{\text{хар}} = 0,0187 \text{ м}^2$, а для продольного момента — и к длине $L_{\text{хар}} = 0,2 \text{ м}$. Продольный момент определен относительно носика модели.

Экспериментальные данные по влиянию числа Маха набегающего потока и числа Рейнольдса на коэффициент продольной силы демонстрируются на рис. 9. Здесь представлены данные, полученные на сопле диаметром $D = 600 \text{ мм}$, кроме $M_H = 10$, которые соответствуют $D = 300 \text{ мм}$. Видно, что в целом наблюдается уменьшение величины C_x с ростом числа Маха набегающего потока и числа Рейнольдса. Несколько более низкие значения при $M_H = 10$ возможно связаны с эффектами коничности течения, однако заметим, что их отклонение от кривой $M_H = 12$ незначительно превышает возможный доверительный интервал $\pm 2\sigma_{C_x}$.

Визуализация теневой картины обтекания модели показала, что на многих исследованных режимах при взаимодействии скачков уплотнения на щитках с пограничным слоем формируются отрывные зоны. Пример такой визуализации представлен на рис.10 для $M_H = 10$, $\alpha = 0$ и Re_{min} , где указаны характерные особенности структуры течения.

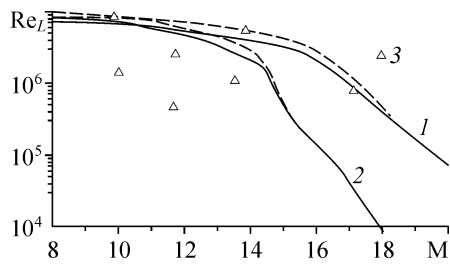


Рис. 8. Сопоставление траекторных и реализованных в эксперименте значений чисел Рейнольдса.

1 — траектория полета при скорости $V = 6000$ м/с, 2 — аналогично 1 при $V = 5000$ м/с, 3 — экспериментально реализованные значения, сплошные линии — вес аппарата 250 кг, пунктирные — 300 кг.

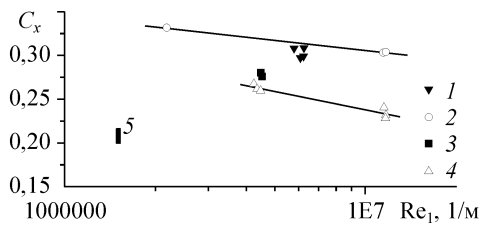


Рис. 9. Коэффициент продольной силы модели EXPERT.

$M_n = 10$ (1), 12 (2), 14 (3), 18 (4), случайная погрешность эксперимента (5).

Поскольку в данных экспериментах исследования пограничного слоя на модели не проводились, то его состояние перед щитками (ламинарное или турбулентное) неизвестно. Такого рода исследования, связанные с определением области перехода, планируется провести в дальнейшем. На данном этапе была предпринята попытка уменьшить влияние отрывных зон на аэродинамические характеристики путем возможной принудительной турбуликации пограничного слоя. Для этого на расстоянии 27 мм от носика модели был установлен кольцевой турбулизатор из проволоки диаметром 1 мм. Теневая визуализация при $M_n = 10$ показала, что при этом имело место некоторое уменьшение отрывных зон.

На рис. 11 представлены аэродинамические характеристики при числе Маха $M_n = 12$ и различных числах Рейнольдса, в том числе и для модели с турбулизатором. Здесь же указаны соответствующие значения случайных погрешностей, равные $\pm 2\sigma$. Отметим, что при больших значениях Re модель обладает несколько меньшим сопротивлением, при этом различия в коэффициентах C_x при разных

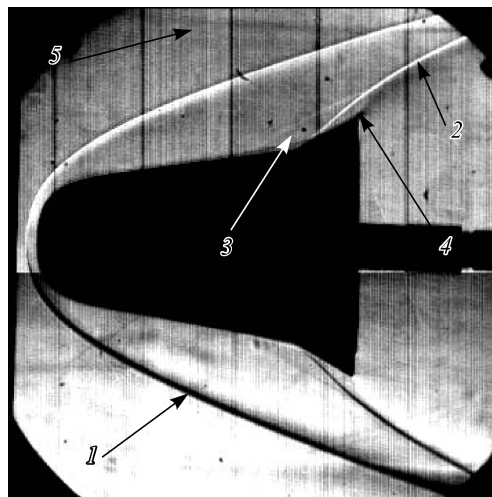


Рис. 10. Теневая визуализация обтекания модели.

1 — головной скачок уплотнения, 2 — скачок уплотнения от щитка, 3 — отрывная область, 4 — волна расширения, 5 — возмущения от среза сопла.

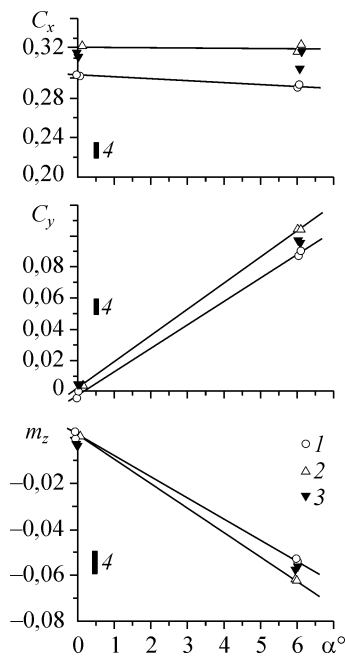


Рис. 11. Коэффициенты аэродинамических сил модели EXPERT при $M_n = 12$.

1 — Re_{max} , 2 — Re_{min} , 3 — модель с турбулизатором, 4 — случайная погрешность эксперимента.

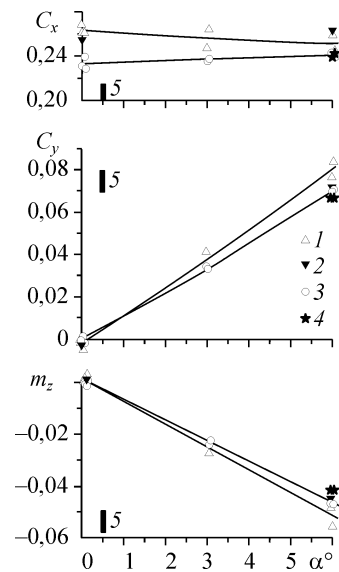


Рис. 12. Коэффициенты аэродинамических сил модели EXPERT при $M_n = 18$.

Re_{min} (1, 2), $\gamma = 0$ (1), 90° (2); $Re_{max} =$ (3, 4), $\gamma = 0$ (3), 90° (4); 5 — случайная погрешность эксперимента.

величина чисел Рейнольдса превышает возможную случайную погрешность испытаний $\pm 2\sigma_{C_x}$. Влияние турбулизаторов на аэродинамические характеристики исследовалось при значениях чисел Рейнольдса Re_{min} , полагая, что именно при этом возможен максимальный эффект. Как следует из рис. 11 это влияние не столь существенно, однако все же наблюдается некоторая тенденция к стремлению всех аэродинамических коэффициентов к уровню, соответствующему значениям Re_{max} .

При всех значениях числа Маха набегающего потока в исследованном диапазоне углов атаки $\alpha = 0-6^\circ$ коэффициент продольной силы C_x изменяется незначительно. При этом зависимости нормальной силы и продольного момента от угла атаки практически линейны. С увеличением числа Рейнольдса абсолютные значения всех аэродинамических коэффициентов уменьшаются, аналогично представленным на рис. 11.

Исследуемая модель неосесимметрична, поскольку, в частности, имеет две пары щитков с различными углами отклонения. Поэтому были проведены опыты, связанные с определением влияния угла поворота модели γ относительно продольной оси при углах атаки $\alpha = 0$ и 6° . Полученные данные показали, что различие в аэродинамических коэффициентах при $\gamma = 0$ и 90° находится практически в пределах возможных средних квадратических погрешностей. Это демонстрируется на рис. 12, на котором представлены экспериментальные данные при $M_n = 18$.

Теоретически ясно, что аэродинамические характеристики при нулевом угле атаки не должны зависеть от угла крена модели. Таким образом, дополнительные испытания при $\alpha = 0$ и различных углах крена γ могли бы выявить некоторые систематические погрешности, связанные с асимметрией обтекания модели. Например, это могут быть погрешности, обусловленные скосом потока в трубе, наличием

угла скольжения модели из-за неправильной установки ее на державке или α -механизме трубы и т. п. Отсутствие различия в аэродинамических коэффициентах для полученных экспериментальных данных при $\alpha = 0$ и $\gamma = \text{var}$ еще раз указывает на их достоверность.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Обсуждаются результаты исследований суммарных аэродинамических характеристик моделей возвращаемых аппаратов ARES-H и EXPERT в аэродинамической трубе AT-303 ИТПМ СО РАН. Данные получены в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 10\text{--}18$ и значениях чисел Рейнольдса, соответствующих натурным условиям полета. На основе многократных испытаний определены случайные погрешности, проведен анализ влияния коничности набегающего потока и связанных с этим систематических погрешностей. Как и следовало ожидать, наибольшее влияние коничность потока оказывает на величину продольного момента и это влияние возрастает с увеличением углов атаки. Проведено сопоставление экспериментальных данных с результатами численных расчетов на основе уравнений Эйлера и приближенных инженерных методов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Fomin V.M., Topchyan M.E., Mescherjakov A.A., Pinakov V.I. New-generation hypersonic adiabatic compression facilities with pressure multiplier / Ed. by Frank Lu and Dan Marren // Progress in Astronautics and Aeronautics. — 2002. — Vol. 198, Chap. 22. — P. 585–619.
2. Fomin V.M., Kharitonov A.M., Topchyan M.E., Zvegintsev V.I., Vasenev L.G. Flowfield measurements in the new hypersonic wind tunnel AT-303 based at ITAM SB-RAS // Proc. of 95th Meeting of the Supersonic Tunnel Association International (95-STAI). Apr. 29–May 2, 2001. — NASA Langley, Hampton VA, USA.
3. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Brodetsky M.D., Mazhul I.I., Muylaert J.M., Kordulla W., Paulat J.C. Aerodynamic Investigation of Aerospace Vehicles in the New Hypersonic Wind Tunnel AT-303 in ITAM // 4th Intern. Symp. on Atmospheric re-entry Vehicles and Systems, March 21–23, 2005 – Arcachon (France).
4. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Adamov N.P., Vasenev L.G., Kuraeva A.D., Nalivajchenko D.G., Novikov A.V., Shpak S.I., Chirkashenko V.F. Calibration Trials of Working Capabilities of the New Hypersonic Wind Tunnel AT-303 at ITAM // Proc. of the first Europ. conf. for aerospace sciences (EUCASS), July 4–7, 2005. — Moscow (Russia).
5. Харитонов А.М., Звезгинцев В.И., Васенев Л.Г., Кураева А.Д., Наливайченко Д.Г., Новиков А.В., Пайкова М.А., Чиркашенко В.Ф., Шахматова Н.В., Шпак С.И. Исследования характеристик гиперзвуковой аэродинамической трубы AT-303. Ч. 1. Поля скоростей // Теплофизика и аэромеханика. — 2006. — Т. 13, № 1. — С. 1–17.
6. Адамов Н.П., Васенев Л.Г., Звезгинцев В.И., Мажуль И.И., Наливайченко Д.Г., Новиков А.В., Харитонов А.М., Шпак С.И. Исследования характеристик гиперзвуковой аэродинамической трубы AT-303. Ч. 2. Аэродинамика эталонной модели НВ-2 // Теплофизика и аэромеханика. — 2006. — Т. 13, № 2. — С. 173–188.

Статья поступила в редакцию 20 февраля 2006 г.