

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ОТДЕЛЯЕМОГО ЛОБОВОГО ЭКРАНА СПУСКАЕМОГО МАРСИАНСКОГО АППАРАТА

В аэродинамических трубах А-7 и А-8 НИИ механики МГУ на масштабных моделях проведены эксперименты по исследованию обтекания отделяемого лобового аэродинамического экрана спускаемого марсианского аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» при сверх-, транс- и дозвуковых скоростях набегающего потока. С использованием электромеханических весов и тензовесов определены зависимости статических аэродинамических характеристик моделей от угла атаки в диапазоне $0-180^\circ$ при числах Маха в диапазоне $0,2-2,0$. Получены картины визуализации ударно-волновых и вихревых структур при обтекании экрана для различных углов атаки и чисел Маха.

Целью экспериментов является определение аэродинамических коэффициентов, входящих в уравнения движения при свободном падении в атмосфере Марса лобового аэродинамического экрана после его отделения от спускаемого марсианского аппарата при значениях числа Маха около $M = 2,0$ и дальнейшем снижении скорости движения до уровня $M=0,2$. Поскольку отделяемый экран не имеет каких-либо средств стабилизации, его положение при свободном падении может быть произвольным. С учетом осевой симметрии требуется определить статические аэродинамические характеристики отделяемого лобового экрана спускаемого марсианского аппарата для всех возможных углов атаки при сверх-, транс- и дозвуковых режимах движения.

Отделяемый лобовой экран спускаемого марсианского аппарата представляет собой тарельчатое выпукло-вогнутое осесимметричное тело, рисунок 1.

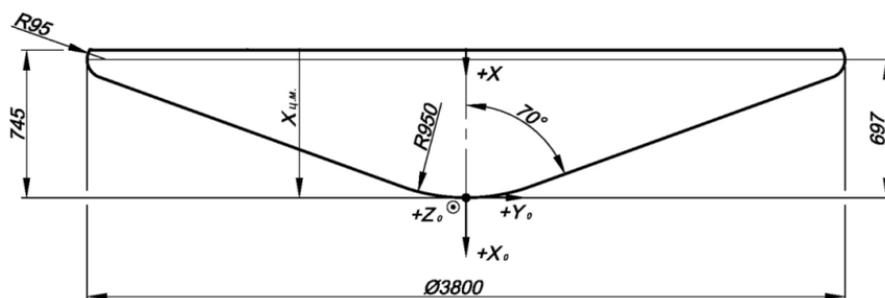
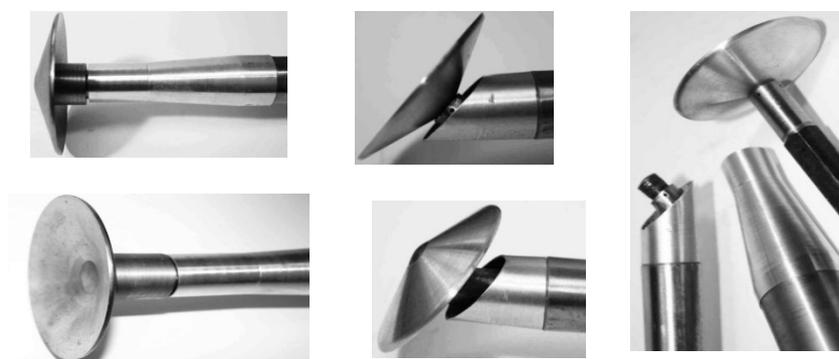


Рисунок 1 – Схема отделяемого лобового экрана

Были изготовлены масштабные модели В1 (1:39) и В2 (1:63) лобового экрана и специальные средства их крепления в аэродинамической трубе, рисунок 2. Для охвата

всего диапазона углов атаки от 0 до 180 градусов использовались прямые и фигурные державки, обеспечивающие угол заклинивания 45 градусов.



модели В1

модели В2

Рисунок 2 – Экспериментальные модели и средства их крепления

На режимах сверхзвукового обтекания испытания проводятся по схеме, когда в рабочей части аэродинамической трубы поддерживается постоянная скорость потока, а модель отклоняется по заданному закону изменения угла атаки с помощью штатного альфа-механизма с заданным шагом и задержкой в неподвижном положении не менее чем на 2 сек. Силы и их результирующий момент определяются на стадиях фиксированного положения модели. На транзвуковых режимах модель экрана удерживается в рабочей части трубы неподвижно под заданным углом атаки, а скорость потока варьируется непрерывно в заданном диапазоне значений числа Маха (используется аэродинамическая труба А-7 с перфорированными стенками). Силы и моменты измеряются на интервалах установления режима обтекания с экспозицией не менее 1 сек. При дозвуковых режимах используются обе схемы. Принятая система координат и направление отсчета угла атаки показаны на рисунок 3.

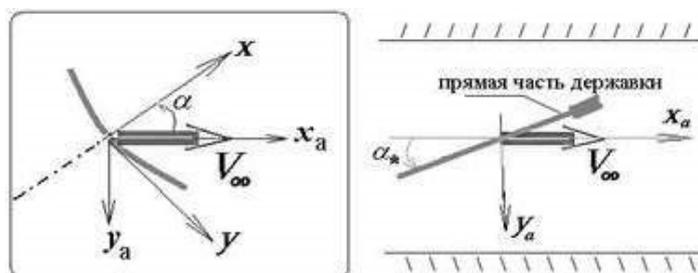


Рисунок 3 – Система координат

Неоднородные теневые конфигурации около экрана характеризуют сложную транзвуковую структуру обтекания скругленной кромки экрана, содержащую локальные переходы до- и сверхзвуковых течений с волнами разрежения, висячими скачками уплотнения и сдвиговыми слоями смешения, рисунок 4.

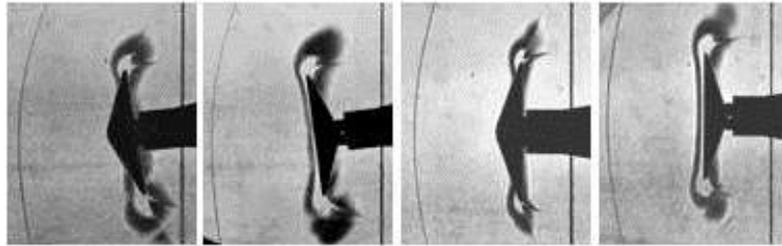


Рисунок 4 – Визуализация обтекания экрана при $M=1,1$

Положения экрана под углами атаки 0 и 180 градусов являются статически устойчивыми. Соответствующее изменение коэффициентов лобового сопротивления экрана в зависимости от числа Маха иллюстрируют графики, представленные на рисунке 5. Во всем исследованном диапазоне чисел Маха сопротивление экрана при обтекании его под углом атаки 0 градусов меньше по сравнению с сопротивлением при обтекании его под углом атаки 180 градусов. Максимальные значения величины лобового сопротивления экрана при углах атаки 0 и 180 градусов в исследованном диапазоне чисел Маха достигаются на трансзвуковых режимах обтекания.

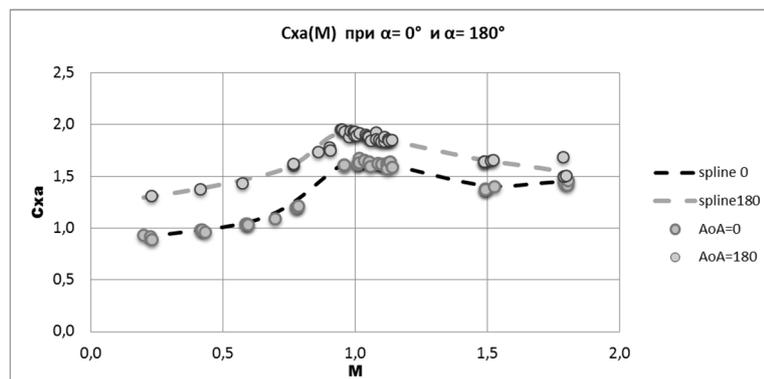


Рисунок 5 – Изменение коэффициентов лобового сопротивления экрана в зависимости от числа Маха для углов атаки 0 и 180 градусов.

Получены также зависимости коэффициентов аэродинамических сил и момента тангажа от угла атаки при различных числах Маха. Кроме углов 0 и 180 градусов наблюдается еще несколько неустойчивых и локально устойчивых углов балансировки экрана, что может приводить к сложной траектории его падения.

Полученные данные позволяют ставить и решать задачу траекторных расчетов свободного падения на поверхность Марса отделяемого лобового аэродинамического экрана спускаемого марсианского аппарата (с учетом понижающего коэффициента пересчета при переходе от значений показателя адиабаты 1,4 для земных условий к 1,3 – для марсианских).

Работа выполнена в рамках сотрудничества МГУ им. М.В. Ломоносова и НПО им. С.А. Лавочкина.