

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА С РАБОТАЮЩЕЙ ПОСАДОЧНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

А.А. Дядькин<sup>1</sup>, М.К. Михайлова<sup>2</sup>, А.Е. Щеляев<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>ОАО "РКК Энергия", <sup>2</sup>ООО "ТЕСИС"

В период развивающихся космических технологий большой интерес представляет использование пилотируемых возвращаемых аппаратов (ВА) однократного или многократного использования. В связи с этим возникает необходимость разработки современных устройств, удовлетворяющим новым требованиям эксплуатации.

В данной работе исследуются аэродинамические характеристики аппарата на режиме спуска с высоты 1000 м на дозвуковых скоростях с учетом работы посадочной двигательной установки и на малой высоте с учетом взаимодействия струй двигателя с поверхностью Земли. Целью проведения данной работы является определение влияния струй посадочной двигательной установки (ПДУ) на аэродинамические характеристики одного из вариантов возвращаемого аппарата на режимах торможения (спуск с высоты 1000 [м] до 50 [м]) и посадки (расстояние между возвращаемым аппаратом и поверхностью составляет от 5 [м] до 1 [м]).

Возвращаемый аппарат представляет собой усеченный конус со сферическим экраном - лобовым теплозащитным экраном. Габаритные размеры аппарата  $D \times D \times 0.9D$ . На сферическом экране расположены 16 сопел. Относительный диаметр выходного сечения сопла  $d/D$ , где  $d$  - диаметр выходного сечения сопла,  $D$  - диаметр мишеля ВА, составляет 0.0205. Угол наклона оси сопел относительно оси симметрии конуса зависит от конкретного режима торможения и посадки. Схема аппарата представлена на рисунке 1.

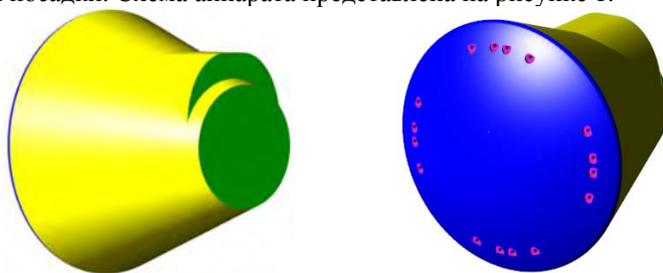


Рисунок 1. Возвращаемый аппарат

При спуске и торможении возвращаемый аппарат обтекается воздухом. Из сопел истекают продукты сгорания топлива. В программном комплексе [FlowVision](#) на данный момент допускается задание только одного вещества в рамках одной фазы, поэтому было принято решение создать специальное вещество, которое при низких температурах (до 400 [K]) имеет свойства воздуха, а при больших температурах (2200 [K]) - свойства продуктов сгорания. Между этими состояниями проводилась линейная аппроксимация. В расчете учитывалось изменение показателя адиабаты и газовой постоянной вещества. В FlowVision пересчитывались молярная масса и удельная теплоемкость. Графики изменения свойств рабочего вещества представлены на Рисунке 2.

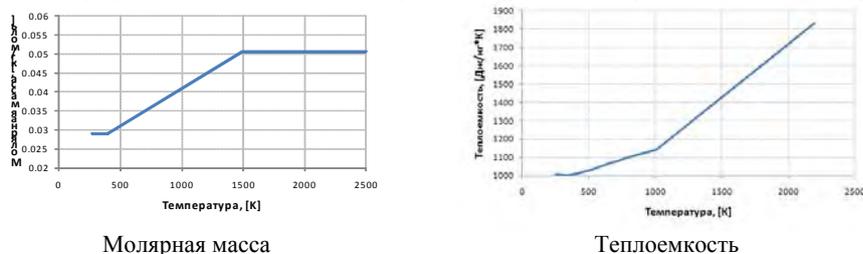


Рисунок 2. Изменение свойств воздуха в зависимости от температуры

Так как возвращаемый аппарат симметричен, то при расчете принято допущение что структура течения вблизи аппарата также симметрична. Исходя из этого, при решении моделировалась только половина расчетной области. Для расчета режима торможения принята прямоугольная расчетная область размерами  $(15 \times 14 \times 7)D$ . На режиме непосредственно приземления размеры расчетной области составляют  $(4 \times 9 \times 4.5)D$ . Уменьшение размеров связано с тем, что нет набегающего потока и при расчете необходимо изучить только воздействие струй посадочной установки на грунт и ВА. Оригинально разрешена проблема изменения расстояния между возвращаемым аппаратом и землей с 5 до 1 [м]. Вместо изменения расчетной области в нее вставлен объект, имеющий толщину 4 м, таким образом, что уже его стенка является "поверхностью земли" (см. рисунок 3). Этот прием позволяет использовать одинаковую структуру и топологию сетки и одинаковые сцены для разных вариантов.

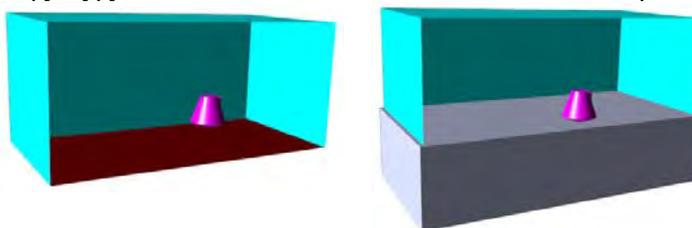
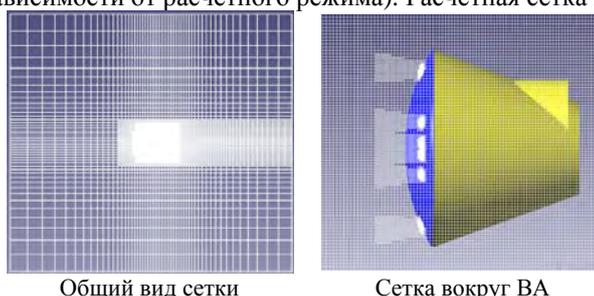


Рисунок 3. Изменение расчетной области для режима посадки

При моделировании обтекания возвращаемого аппарата исследуются три высоты: 1000 м, 500 м и 50 м. На этих высотах скорость аппарата задана и равна 0.3М, 0.2М и 0.1М соответственно. Так как высоты существенно различаются, для каждой высоты принимаются свои опорные значения температуры и давления, соответствующие давлению невозмущенного воздуха на заданной высоте (данные берутся из справочников). Подобное задание опорных величин позволяет работать непосредственно с избыточным давлением, требуемым в расчете.

Задача определения аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата решается в обратной постановке, когда ВА неподвижен в расчетной области. При решении задачи перебираются 36 вариантов - 22 для режима торможения и 14 для участка посадки. Для участка торможения решаются задачи обтекания аппарата с двумя углами атаки  $0^\circ$  и  $10^\circ$  без учета струй на различных высотах, с учетом влияния струй, с учетом разнотяговости сопел, и с использованием вместо рабочего тела сопел холодного воздуха. Для участка посадки рассчитываются варианты для положения возвращаемого аппарата на расстояниях 5 и 1 [м] от поверхности с различными углами тангажа ( $0^\circ$  и  $10^\circ$ ), с разнотяговостью и различной формой посадочной поверхности.

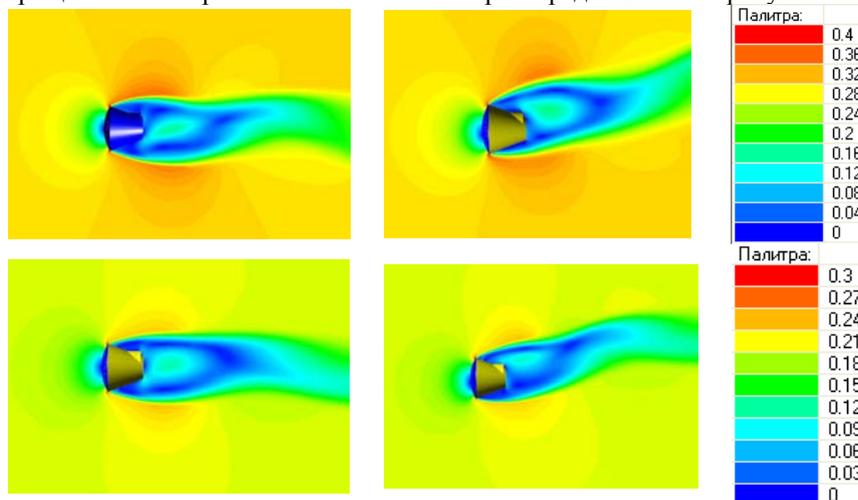
При решении задачи используется неравномерная расчетная сетка в области и равномерная сетка вокруг аппарата. Из-за большой разницы между характерным размером аппарата  $D$  и характерным размером сопла  $0.0205 \cdot D$  в расчетной сетке используется адаптация до 5 уровня внутри сопел посадочной установки. Также используется адаптация в предполагаемом следе от струй и вблизи аппарата. Всего расчетная сетка составляет 1 100 000 - 1 500 000 ячеек ( в зависимости от расчетного режима). Расчетная сетка представлена на рисунке 4.

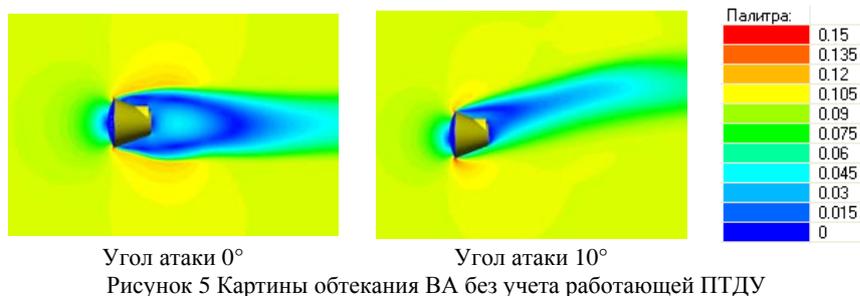


Общий вид сетки                      Сетка вокруг ВА  
Рисунок 4. Расчетная сетка для режима торможения

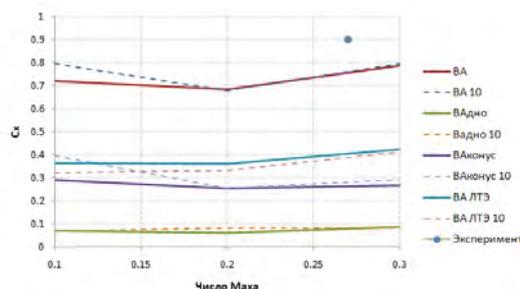
Расчет задачи определения аэродинамических характеристик на участке торможения проходит в два этапа. Сначала моделируется обтекание аппарата набегающим потоком с заданной скоростью, а затем при установлении течения включается подача газа из сопел. Особенность расчета состоит в том, что течение в спутном следе носит нестационарный характер с образованием крупномасштабной вихревой структуры. График изменения среднего давления на возвращаемом аппарате от времени также носит периодический характер. Для задачи внешнего обтекания аппарата без учета сопел период колебаний составляет от 0.1 до 1 [с], а для истечения продуктов сгорания или воздуха из сопел период колебаний имеет порядок  $1 \cdot 10^{-3}$  [с]. Скорость истечения из сопел имеет порядок 3М, а размер ячеек мал, вследствие чего явный шаг интегрирования имеет порядок  $1 \cdot 10^{-6}$  [с]. Несмотря на то что расчетная схема позволяет считать сверхзвуковые задачи с CFL = 10, для разрешения такой задачи требуется сделать большое количество итераций, прежде чем задача выйдет на установившийся режим. Таким образом для моделирования режима торможения требуется около 1 месяца расчетного времени на каждый расчетный случай. Для моделирования режима посадки из-за отсутствия внешнего обтекания время расчета составляет около 2-3 недель. Расчеты проводились на рабочих станциях компании ТЕСИС (процессоры Core Quad и Intel Core I7 920) и на кластерах РКК Энергия и ТТИ ЮФУ в режиме 4 - 8 ядер/вариант.

В данной публикации рассматриваются результаты расчетных исследований для участка торможения ВА. В результате расчета получены картина течения и коэффициенты аэродинамических сил с учетом и без учета струй и распределение давлений по корпусу возвращаемого аппарата. Картина распределения числа Маха в области вокруг возвращаемого аппарата в плоскости симметрии представлена на рисунке 5.



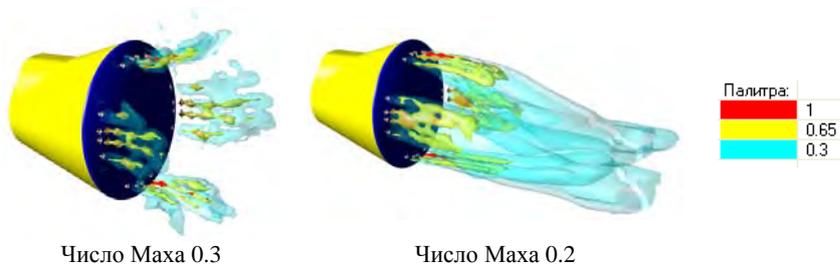


В результате расчетов получены зависимости коэффициента продольной силы  $C_x$  от числа Маха при выключенной ПДУ, представленные на рисунке 6. При скорости потока 0.1М коэффициенты сопротивления для углов атаки 0° и 10° различаются на 10% за счет разницы в обтекании конической части аппарата.



Согласно экспериментам, проведенным в аэродинамической трубе У-3 ЦНИИМАШ, коэффициент сопротивления ВА при числе Маха 0.27 составляет 0.89 и 0.91 для углов атаки ВА 0° и 10° соответственно. Исследовались силы действующие на модель ВА без струй ПДУ, установленную на донной державке. Разница между экспериментальными и расчетными значениями составляет 13% - 15%.

При включении ПДУ коэффициент аэродинамической продольной силы ВА, определяемый распределением давления по наружной поверхности корпуса (за исключением поверхности сопел), падает по сравнению с вариантом обтекания без струй. Эжектирующее влияние струй обуславливает понижение давления прежде всего на лобовом теплозащитном экране. При изменении скорости набегающего потока изменяется характер взаимодействия струй с набегающим потоком. (см. рисунок 7).



При этом коэффициент продольной силы для высоты 1000 м (число Маха набегающего потока равно 0.3) составляет 0.39, что в два раза меньше коэффициента  $C_x$  для аппарата с выключенной двигательной установкой. Для высоты 500 м (скорость полета 0.2 М) коэффициент продольной силы ВА с включенной ДУ составляет минус 0.75. Отрицательный коэффициент  $C_x$  реализуется в результате смыкания струй на некотором расстоянии от поверхности аппарата и образованием области пониженного, по сравнению с атмосферным, давления перед лобовым экраном.

В результате расчетов получены зависимости от числа Маха аэродинамических коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $m_z$  в связанной системе координат для ВА с работающей и неработающей ПДУ. На рисунке 6 представлены расчетные данные для коэффициента продольной силы ВА с неработающей ПДУ при углах атаки 0° и 10°. Также показан вклад отдельных элементов конструкции в формировании продольной силы. Для сравнения приведены экспериментальные значения  $C_x$ , полученные на маломасштабной модели с донной державкой в аэродинамической трубе ЦНИИМАШ.

При работе ПТДУ коэффициент продольной силы ВА уменьшается, что обусловлено эжектирующим влиянием струй и уменьшением давления на лобовую сферическую поверхность ВА. С уменьшением числа Маха набегающего потока влияние струй возрастает, в результате чего продольная сила ВА меняет знак.

В заключении следует отметить, что данный спектр задач весьма сложен и трудоемок в расчетах, а результаты расчетов требуют верификации, для чего запланированы и в настоящее время проводятся модельные экспериментальные исследования, что является предметом дальнейших исследований.