

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА С РАБОТАЮЩЕЙ ПОСАДОЧНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

А.А. Дядькин¹, М.К. Михайлова², В.П. Сухоруков¹, А.Е. Щеляев².

¹ОАО "РКК Энергия", Королев, МО, Российская Федерация

²ООО "ТЕСИС", Москва, Российская Федерация

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 миделя 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.

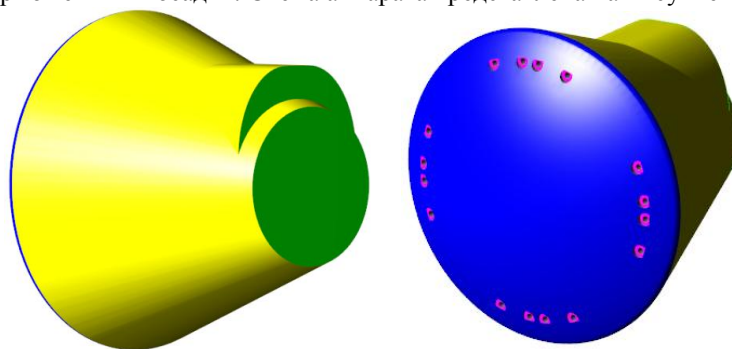
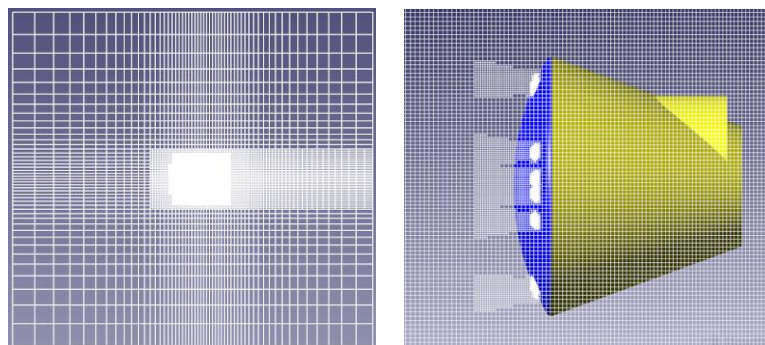


Рисунок 1. Возвращаемый аппарат

При 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° и 10° 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° и 10°), 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 2.



Общий вид сетки

Сетка вокруг ВА

Рисунок 2. 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. (см. Рисунок 3) График изменения среднего давления на возвращаемом аппарате от времени также носит периодический характер.

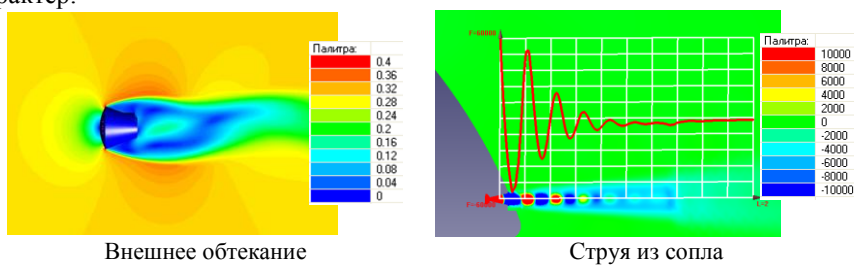


Рисунок 3. Особенности решения задачи торможения

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.

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 4).

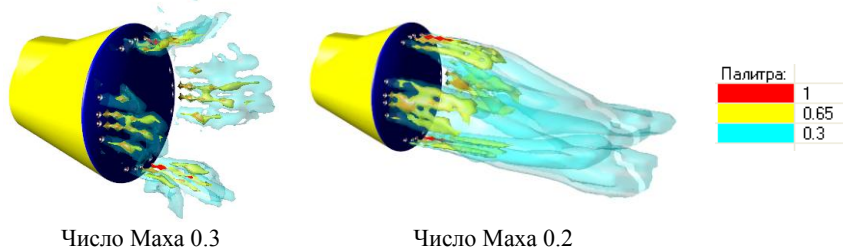


Рисунок 4. Изменение структуры течения около ВА при взаимодействии струй ПДУ с набегающим потоком при уменьшении числа Маха.

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.

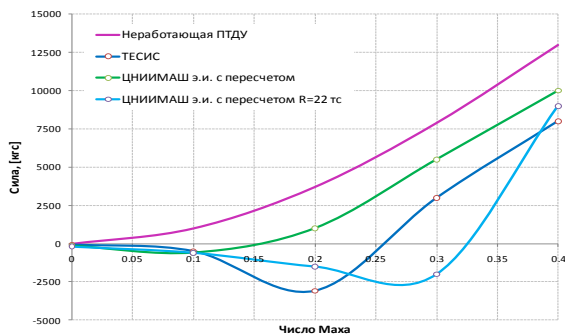


Рисунок 5. Изменение силы сопротивления в зависимости от скорости ВА

Главными целями изучения режима посадки являются три аспекта. Во-первых, это нагрузка на неподготовленную посадочную площадку для оценки эрозии грунта при воздействии струй ВА. Во-вторых, это определение возмущающих газодинамических сил и моментов для исследования динамики поведения ВА на посадочном режиме. В-третьих, это выявление возвратных токов в сторону лобового экрана для оценки вероятности его загрязнения.

В рамках исследования сравниваются аппараты с углом между осями сопел 50° и 60° . При истечении из ВА с углом наклона сопел ПТДУ 50° в плоскости симметрии ВА образуется течение от земли к лобовому

теплозащитному экрану. (см. Рисунок 6). При приземлении ВА с углом наклона сопел ПТДУ 60° такого выраженного возвратного течения нет (см. Рисунок 7). При этом максимальные нагрузки на грунт не превышают 1000 [Па изб.] в обоих случаях при расстоянии от нижней точки ВА до грунта 5 м.

Особым вопросом при расчете задач подобного класса стоит верификация гидродинамических расчетов и пересчет экспериментальных данных на натурные условия. Особо следует отметить, что при использовании модельной ПТДУ, для которой угол наклона сопел составляет 50° картина течения отличается от натурной. В данном примере перед лобовым экраном ВА не возникает обратных токов, которые могут вызвать загрязнение его поверхности (см. Рисунок 8).

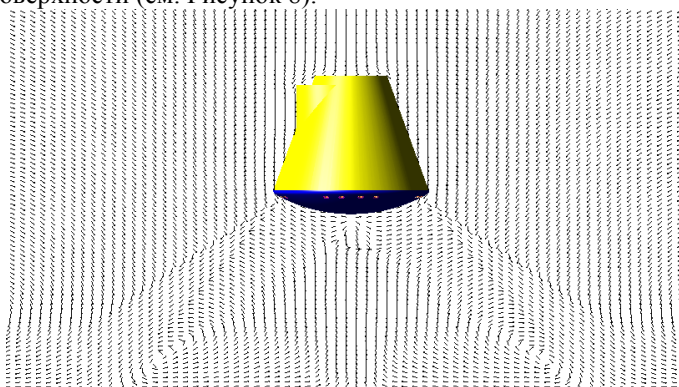


Рисунок 6. Структура течения при посадке ВА с углом между осями сопел 50°

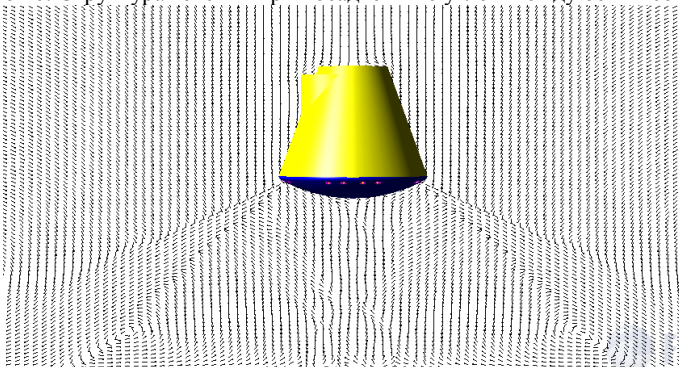


Рисунок 7. Структура течения при посадке ВА с углом между осями сопел 60°

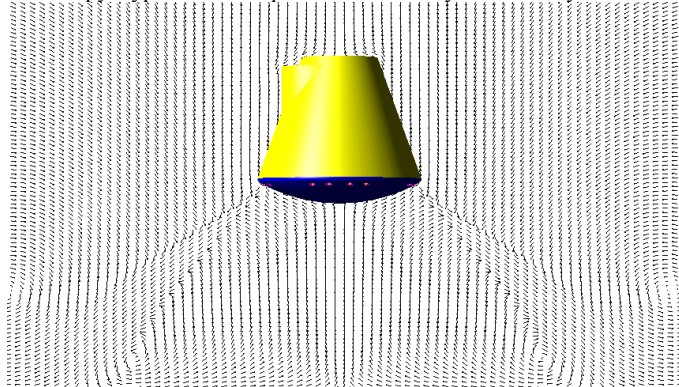


Рисунок 8. Структура течения при посадке ВА с углом между осями сопел 50° с модельной ПТДУ

Для сравнения результатов расчетов с экспериментальными данными по воздействиям на посадочную поверхность проведены расчеты для модели, испытанной в ИТПМ СО РАН. Размеры модели ВА отличаются от размеров натурального изделия в 15 раз.

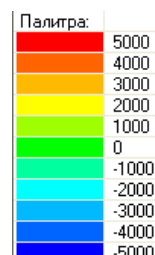
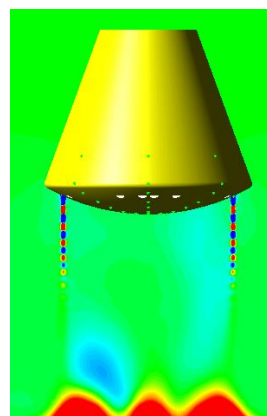
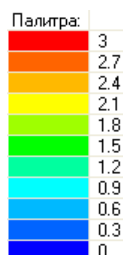
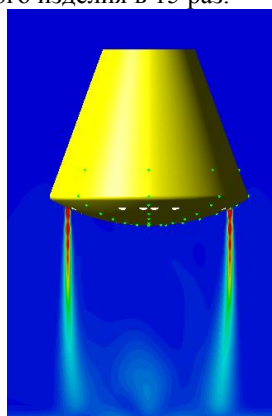


Рисунок 9. Истечение из модели ВА

В результате сравнения был полученны графики изменения давления по поверхности аппарата и поверхности земли (см. Рисунки 10 и 11).

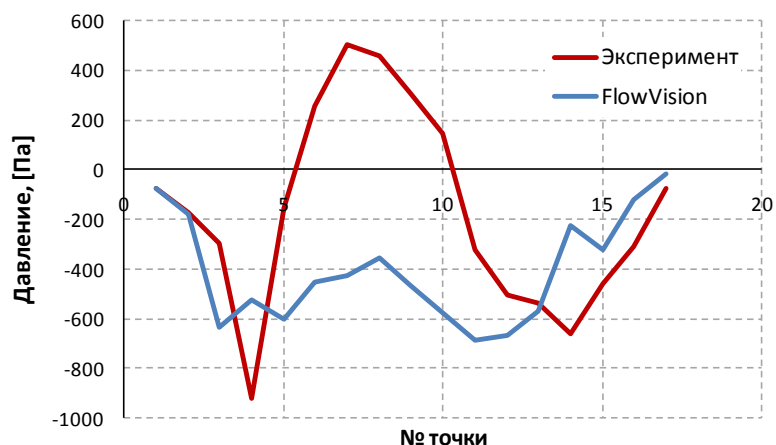


Рисунок 10. Распределение давления по поверхности ВА

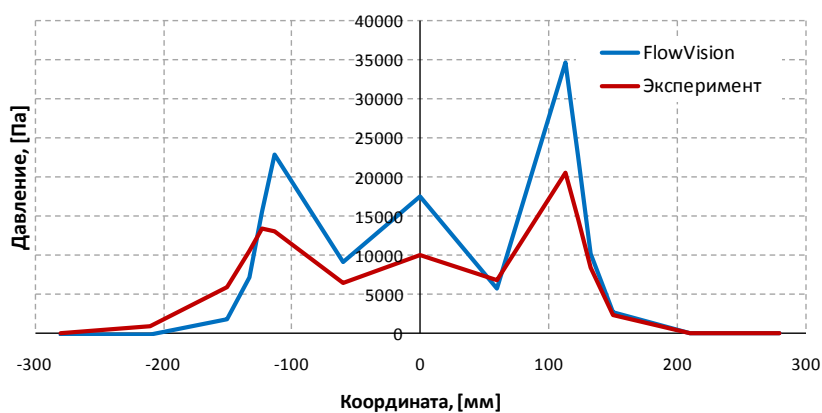


Рисунок 11. Распределение давление по посадочной поверхности

Из графиков видно, что несмотря на неполное совпадение FlowVision и опытные данные повторяют общую картину течения как на поверхности ВА так и на посадочной поверхности.

Подводя итоги, отметим что 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.

При пересчете с модельных испытаний на натурные условия необходимо обратить внимание на изменение структуры течения на посадочном режиме около модели ВА с имитацией струй истечением холодного воздуха по сравнению с картиной течения около ВА с горячими струями двигательной установки.

Следует отметить что результаты расчетов неплохо согласуются с результатами модельных экспериментальных исследований при условии корректной постановки математической и экспериментальной задачи.

В заключении следует отметить, что данный спектр задач весьма сложен и трудоемок в расчетах, а результаты расчетов требуют верификации.