

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОДУВКИ МОДЕЛИ ВОЗДУШНО-ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА МААТ

Маркова Т.В.<sup>1</sup>, Москалев И.В.<sup>1</sup>, к.ф.-м.н. Аксенов А.А.<sup>1</sup>, D. Vucinic<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «ТЕСИС», г. Москва, Россия

<sup>2</sup> Vrije Universiteit Brussel, Brussels 1050, Belgium

Проект МААТ (Multibody Advanced Airship for Transport) заключается в разработке совершенно нового подхода к транспортным перевозкам как пассажирским, так и грузовым.

Данная транспортная система основана на аэростатическом принципе полета (используемый газ легче воздуха) с энергообеспечением от установленных фотоэлектрических элементов, что делает его экологически чистым видом транспорта.

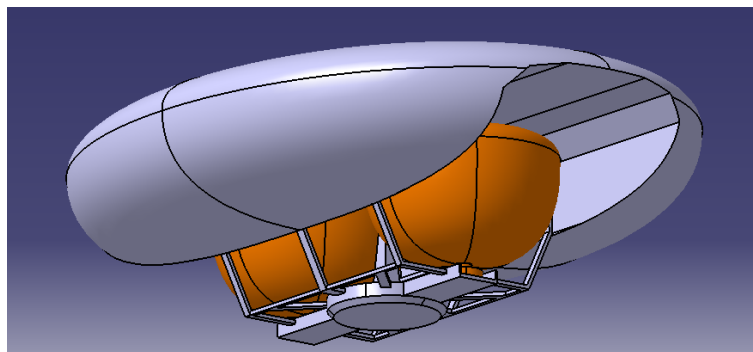


Рис. 1 – Система МААТ

Система включает в себя три модуля: воздушное судно, транспортный модуль (рис. 1) и наземные центры.

Воздушное судно (Cruiser) курсирует на высоте 13...15 км над уровнем моря в беспосадочном режиме и развивает скорость от 100 км/ч до 300 км/ч при соответствующем боковом ветре.

Транспортный модуль (Feeder) предназначен для обеспечения связи между землей и воздушным судном, которое в свою очередь транспортирует этот модуль до места спуска. Воздушное судно в зависимости от конструкции может нести несколько таких модулей. На высоте, во время полета, также возможна замена-обмен модулями между различными воздушными судами.

За счет того, что нет необходимости во взлетно-посадочных полосах, наземные центры - аэропорты - возможно, развернуть в кратчайшие сроки в практически любом месте. Это делает перевозку грузов и пассажиров доступной как в городских центрах, так и между районами с неразвитой инфраструктурой, отдаленными и малонаселенными пунктами.

Одним из направлений работ проекта МААТ является аэродинамический анализ возможных конструкций транспортных модулей в различных климатических условиях на различных высотах и при различном боковом ветре, с целью определения его работоспособности и функциональности.

Один из вариантов конструкции транспортного модуля, предназначенного для движения в вертикальном направлении, представлен на рисунке 2. Максимальный диаметр корпуса модуля ~128 м.

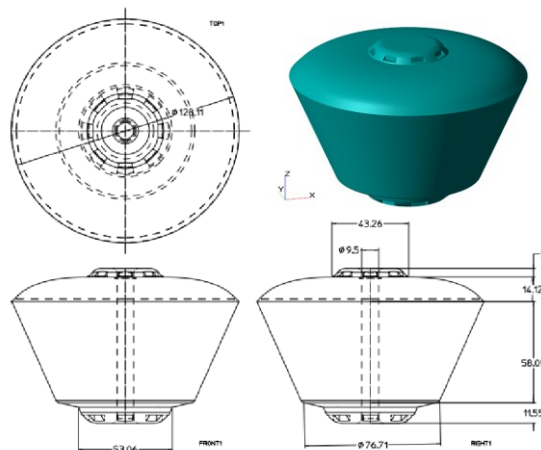


Рис. 2 – Геометрия транспортного модуля.

Для получения аэродинамических параметров данной конструкции модуля были проведены ряд экспериментов на масштабной модели. Но даже при незначительном изменении конструкции требуется повторение экспериментов. В данной ситуации целесообразен переход от натурных испытаний к математическому моделированию. Это позволит в дальнейшем избежать дорогостоящих экспериментов и проводить аэродинамический анализ любой из возможных конструкций натурных размеров в различных условиях эксплуатации: при вертикальном-горизонтальном движении; на разных высотах; при различных значениях и направлениях бокового ветра; в разных климатических условиях.

В программном комплексе вычислительной гидродинамики FlowVision была разработана методика численных испытаний и были проведены расчеты обтекания масштабной модели для сравнения результатов с результатами проведенных ранее экспериментов.

### Моделирование обтекания профиля масштабной модели. Расчетная область - 2D постановка

Экспериментальная установка представлена на рис. 3. Она представляла собой аэродинамическую трубу типа Эйфеля, общая длина которой 14 м, проточная часть имеет размеры 1x2 м. Для продувки был изготовлен профиль, реальной геометрии модуля в масштабе 1:250 и длиной 460 мм. Для контроля по поверхности в сечении профиля были установлены 63 датчика давления.



Рис. 3 – Масштабная модель длиной 460 мм (слева). Расположение масштабной модели в аэродинамической трубе (справа)

Для моделирования во FlowVision были использованы данные одного из экспериментов: набегающая скорость 16 м/с, температура 26,5 °С, давление 100476 Па, плотность воздуха 1,1689 кг/м<sup>3</sup>.

Т.к. модель представляет собой вытянутый на заданную длину профиль, то одной из возможных постановок при моделировании данного эксперимента во FlowVision является двумерная постановка (обтекание профиля модели бесконечной длины/размаха). Для этого была взята расчетная область по ширине и длине соответствующая размерам аэродинамической трубы 2x14 м, а по 3-му направлению был взят минимальный размер, в направлении которого задавалась одна расчетная ячейка. Модель была вставлена в расчетную область как «Подвижное тело», на котором отключено обновление. Данная постановка задачи подразумевает задание на боковых гранях граничного условия «Симметрия», на входе - «Нормальная массовая скорость», соответствующая 16 м/с, на выходе – «Свободный выход», на остальных поверхностях условие «Стенка».



Рис. 4 – Геометрия расчетной области во FlowVision.

Для получения корректного решения во FlowVision было проведено исследование сходимости по сетке, которое заключалось в измельчении расчетной сетки в области размещения теоретических обводов транспортного модуля путем увеличения уровня адаптации по поверхности. Необходимо подобрать такую сетку, при дальнейшем измельчении которой результаты решения менялись бы не существенно.

Согласно проведенному исследованию сходимости по сетке была выбрана неравномерная расчетная сетка (рис. 5), сгущающаяся в области геометрии транспортного модуля с последовательной поверхностной адаптацией от 1-го до 4-го уровня. Каждый уровень адаптации выполнялся в не менее чем 5 слоев.

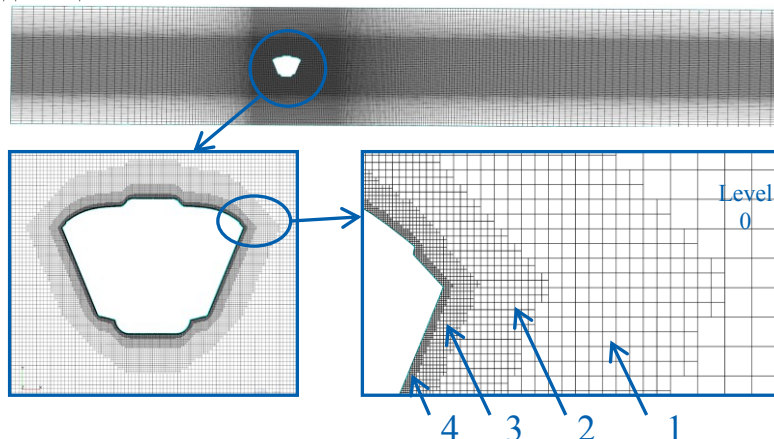


Рис. 5 – Расчетная сетка. Последовательная поверхностная адаптация: 1 уровень – 20 слоев ячеек; 2 ур. – 15; 3 ур. – 10; 4 ур. – 5.

Выходными контролируемыми параметрами в ходе расчета являлись: распределение по сечению профиля коэффициента давления  $C_p$  и аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления  $C_1$  и подъемной силы  $C_d$ .

На рис. 6 представлены графики распределения  $C_p$ , сравнивающие экспериментальные данные и результаты расчета, полученные во FlowVision.

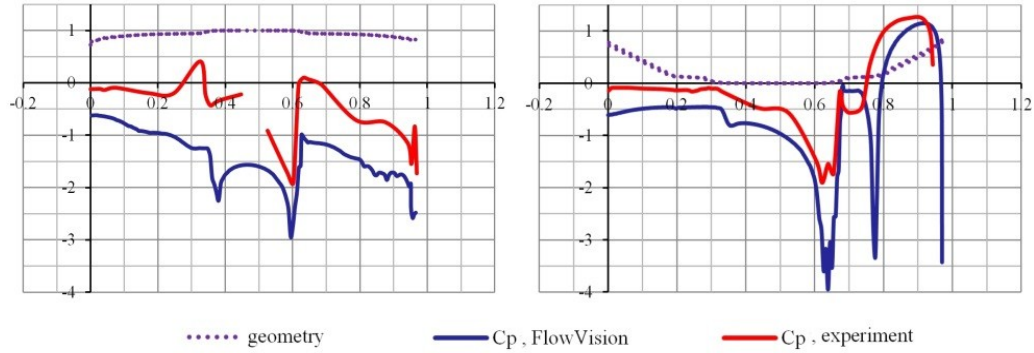


Рис. 6 – Распределение коэффициента давления  $C_p$  по поверхности профиля транспортного модуля, полученных в 2D постановке FlowVision и в эксперименте (направление набегающего потока – справа налево). Слева – по поверхности верхней части геометрии. Справа – по нижней.

Как видно на рис. 6, полученные результаты по  $C_p$  не вполне согласуются с экспериментом, что также сказалось на большой разнице значений коэффициента подъемной силы  $C_1$ , погрешность вычисления которой составила порядка 200% от экспериментального значения. По коэффициенту  $C_d$  были получены хорошие результаты с погрешностью 1,5%.

По полученным неудовлетворительным результатам было сделано предположение, что помимо неточности изготовления геометрии модели транспортного модуля важную роль могла сыграть упрощенная постановка задачи во FlowVision. Было принято решение пересчитать данный вариант в трехмерной постановке, которая учитывала бы всю проточную часть аэродинамической трубы и конечную геометрию модели длиной 460 мм.

#### Моделирование обтекания профиля масштабной модели. Расчетная область - 3D постановка

Полная постановка задачи представлена на рис. 7.

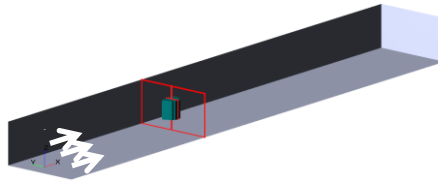


Рис. 7 – Полная трехмерная постановка задачи. Положение масштабной модели транспортного модуля внутри аэродинамической трубы (размеры трубы 1x2x14 м).

Полученные результаты в полной трехмерной постановке показали существенное различие в решении по сравнению с двумерной. Особое отличие можно наблюдать в формировании потока за обтекаемой моделью. На рис. 8 отображена картина в упрощенной 2D постановке с характерными периодическими срывами вихрей, которые полностью отсутствуют при решении этой же задачи, но с учетом трехмерности постановки, полностью повторяющей эксперимент.

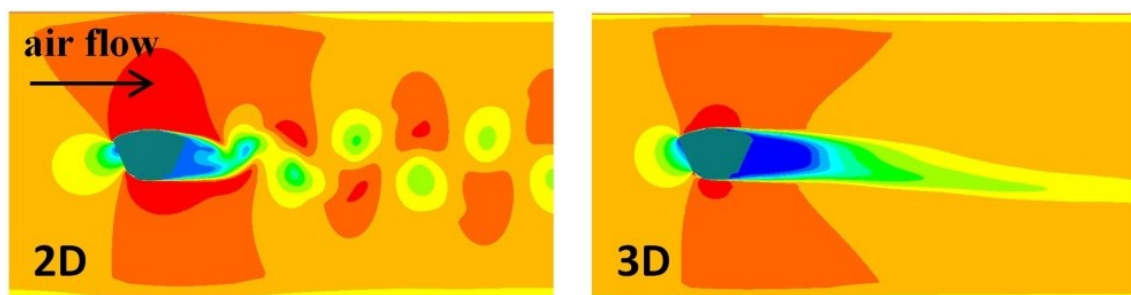


Рис. 8 – Сравнение распределения скорости [м/с] вокруг модели транспортного модуля в случае двумерной постановки задачи во FlowVision (слева) и трехмерной (справа).

Результаты по распределению  $C_p$  представлены на рис. 9. При сравнении с экспериментом погрешность по  $C_1$  снизилась до 10% и по  $C_d$  составила ~4 %.

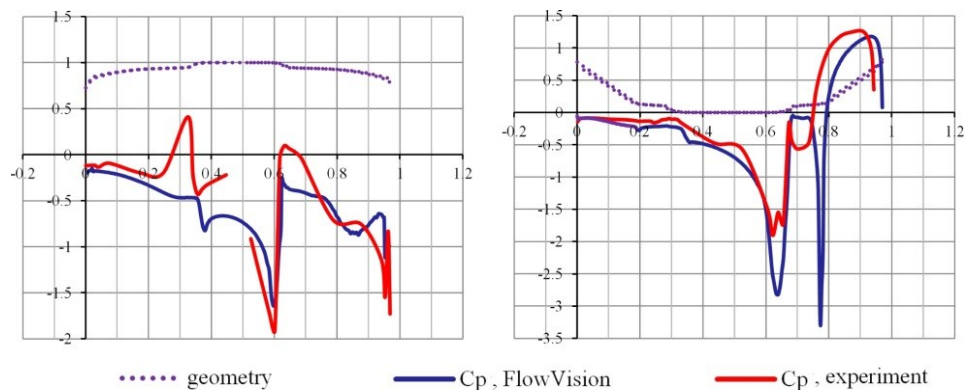


Рис. 9 – Сравнение распределение коэффициента давления  $C_p$  по поверхности профиля транспортного модуля, полученных в 3D постановке FlowVision и в эксперименте (направление набегающего потока – справа налево). Слева – по поверхности верхней части геометрии. Справа – по нижней.

Проведенные расчеты во FlowVision в полной постановке показали результаты хорошо согласующиеся с экспериментальными. Небольшое их различие объясняется тем, что масштабная модель была изготовлена грубо и несколько отличалась обводами от идеальной, которая использовалась во FlowVision. При сравнении распределения по  $C_p$  наблюдаемую разницу можно обосновать малым количеством датчиков установленных по поверхности масштабной модели (67 точек в эксперименте и 500 точек при получении кривой во FlowVision)

Полученные положительные результаты использовать программный комплекс FlowVision для дальнейших расчетов в рамках проекта МААТ определение аэродинамических характеристик реальной конструкции транспортного модуля и воздушного судна различных модификаций; определение нагрузок от набегающего потока на транспортный модуль и воздушное судно в сборе и во время стыковки и в ряде других задач.

Важным результатом проведенных расчетов стало очередное подтверждение важного факта: при решении задачи сравнения результатов численного моделирования и эксперимента необходимо обеспечить максимально точное повторение параметров эксперимента в виртуальной численной аэродинамической трубе.