

СОВРЕМЕННЫЕ ОСОБЕННОСТИ И МЕСТО МОДЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПРИ РАЗРАБОТКЕ ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.А. Матушкин, В.В. Терентьев, С.О. Фирсюк

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация
e-mail: radon@inbox.ru; terentyev@mail.ru; iskramai@gmail.com

Разработка летательных аппаратов предполагает проведение ряда численных и стендовых экспериментов, в том числе для моделей и макетов. Раскрыто понятие модельного эксперимента и предложена (формализована) методика его проведения. Приведен пример проектирования малогабаритного космического спускаемого с орбиты Земли аппарата с надувными аэроупругими тормозными устройствами. Рассмотрены тормозные модули, действующие последовательно на участках входа в атмосферу (сверхзвуковой полет) и окончательного торможения в атмосфере. Особенности модельного эксперимента включают в себя использование CAD/CAE/CAM-технологий и технологий быстрого прототипирования при верификации численного расчета по экспериментальным данным для мелкомасштабных моделей спускаемых в атмосфере аппаратов. Предлагаемая методика позволяет выделять информационные объекты для единого информационного пространства взаимодействия специалистов — конструкторов, расчетчиков, технологов, испытателей и улучшать повторяемость и планирование эксперимента при разработке элементов конструкций летательных аппаратов.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, модельный эксперимент, численный эксперимент, быстрое прототипирование, стендовые испытания, визуализация.

MODERN FEATURES OF MODEL EXPERIMENT AND ITS ROLE IN AIRCRAFT ELEMENTS DESIGN

A.A. Matushkin, V.V. Terentyev, S.O. Firsyuk

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation
e-mail: radon@inbox.ru; terentyev@mail.ru; iskramai@gmail.com

The aircraft development embraces the series of numerical experiments and bench tests for models and prototypes. The article deals with the concept of a model experiment and its methodology. We consider an example of design of a compact descent vehicle with inflatable aeroelastic brakes. We describe the brake modules working sequentially in atmospheric entry (supersonic flight) and final breaking in the atmosphere. The model experiment features include the use of CAD/CAE/CAM technology and rapid prototyping technologies for numerical calculation verification according to experimental data for compact models of descent aircrafts. The proposed methodology makes it possible to identify information objects of common information space for cooperation of different specialists such as designers, calculators, technologists and testers. That improves experiment repetition and planning when designing the aircrafts elements.

Keywords: descent aircraft, model experiment, numerical experiment, rapid prototyping, bench tests, visualization.

При разработке наукоемкого изделия на стадиях эскизного и технического проектирования возникает задача формирования и уточнения общего облика конструкции, которая характеризуется необходимостью создания и проверки моделей и макетов. Для летательного аппарата (ЛА) при решении такой задачи необходимо выполнить значительный объем газодинамических экспериментов, подразумевающих определение как характеристик внешнего обтекания конструкции, так и параметров потока в элементах газодинамического тракта силовой установки. Эти работы можно упрощенно разделить на три вида: натурный, численный и модельный эксперименты.

Проведение натурных экспериментов для элементов конструкции ЛА, работающих на значительных высотах и скоростях, затратно [1] (как по стоимости, так и по времени) и зачастую практически не реализуемо в условиях наземной стендовой базы. Достоверность численного эксперимента во многом зависит как от корректности построенной модели испытуемого объекта, так и от точного и полного учета условий и граничных параметров, влияющих на исследуемый образец.

Под модельным экспериментом в данном случае понимается совокупность следующих допущений и мероприятий:

- конструкция ЛА (элемента ЛА) упрощается до макета или модели, которую возможно изготовить и испытать на имеющейся в распоряжении исследователей стендовой базе;

- упрощения проводятся с учетом принципа подобия геометрических параметров испытуемого объекта и соответствующих свойств окружающей среды;

- результаты натурального модельного эксперимента сравниваются с результатами соответственно подготовленного численного эксперимента (верификация);

- в случае расхождения результатов выполняется пересмотр условий и повторение испытаний (как правило, повтор численного эксперимента с новыми условиями).

Фактически, полным модельным экспериментом являются два эксперимента — натурный и численный, соответствующие друг другу. Таким образом, модельный эксперимент в совокупности с принципами подобия позволяет уточнять данные для математического моделирования и постановки (частично) верифицированного численного эксперимента для условий, недостижимых на имеющейся стендовой базе.

Состояние вопроса. В обеспечение модельного эксперимента можно отметить ряд современных тенденций и технологий, без которых качество, сроки и стоимость модельного эксперимента вызывали бы сомнения в его целесообразности.

Во-первых, это технологии трехмерного компьютерного (CAD) моделирования, которые позволяют уже на стадии эскизного проектирования детализировано задавать геометрические параметры будущей конструкции и оперативно ее перестраивать.

Во-вторых — производственные технологии, в частности, технологии быстрого прототипирования и послойного синтеза, позволяющие в сжатые сроки выпустить натурный лабораторный образец по CAD-модели.

В-третьих — развитие стендовой базы, в том числе за счет применения цифровых технологий в системах управления стендом и систем сбора данных, включая общую миниатюризацию конструкции, в частности, измерительного оборудования и оснастки, и возможности видеофиксации быстропротекающих процессов (с дальнейшей компьютерной обработкой).

В-четвертых — повышение производительности компьютеров и развитие компьютерных систем инженерного анализа (CAE), предполагающих существенное повышение точности решения конструкторских задач математическими методами.

В-пятых — совершенствование методической базы для подготовки модельного эксперимента, хранения и обработки данных в различных информационных системах (в едином информационном пространстве), позволяющее на практике реализовать цепочку проектирования “CAD/CAE – Быстрое прототипирование – Эксперимент – CAD/CAE”, что позволяет сокращать время и затраты и повышать качество разработки новых изделий.

Рассмотрим перечисленные особенности модельного эксперимента на примере эскизного проектирования конструкции спускаемого с орбиты Земли аппарата.

Постановка задачи. Объектом проектирования является образец малогабаритного космического спускаемого аппарата (СА) — демонстратора внедрения аэроупругих разворачиваемых при полете в космосе и в атмосфере элементов конструкции в космическую технику. В качестве расчетно-теоретического исследуемого объекта рассматривается СА с аэроупругими тормозными устройствами (АТУ).

По мере уменьшения высоты над поверхностью Земли и снижения скорости из-за аэроторможения, свободное молекулярное обтекание сменяется континуальным обтеканием (обтеканием сплошной средой) со сменой гиперзвуковой скорости движения (число Маха $M \gg 1$, где $M = V/a$, V — скорость аппарата, a — скорость звука) на сверхзвуковую скорость ($M > 1$) с участком обтекания с трансзвуковой скоростью ($|M - 1| \ll 1$) и дозвуковую, когда число Маха становится меньше единицы.

Общая схема СА включает в себя основное наддувное тормозное устройство (ОНТУ), которое надувается за пределами атмосферы, и

дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ), которое раскрывается в плотных слоях атмосферы на дозвуковом участке траектории [2]. Трансформация аппарата в соответствии с участками спуска на поверхность планеты показана на рис. 1.

В ходе конструкторской проработки были определены форма и геометрические параметры СА с основным и дополнительным АТУ (ОАТУ и ДАТУ) для полета соответственно в разреженных и плотных слоях атмосферы Земли с гиперзвуковой, сверхзвуковой и транзвуковой скоростями (рис. 2, а) и для полета в плотных слоях атмосферы с дозвуковой скоростью (рис. 2, б) [3]. Подобные схемы рассмотрены в работах [4–7].

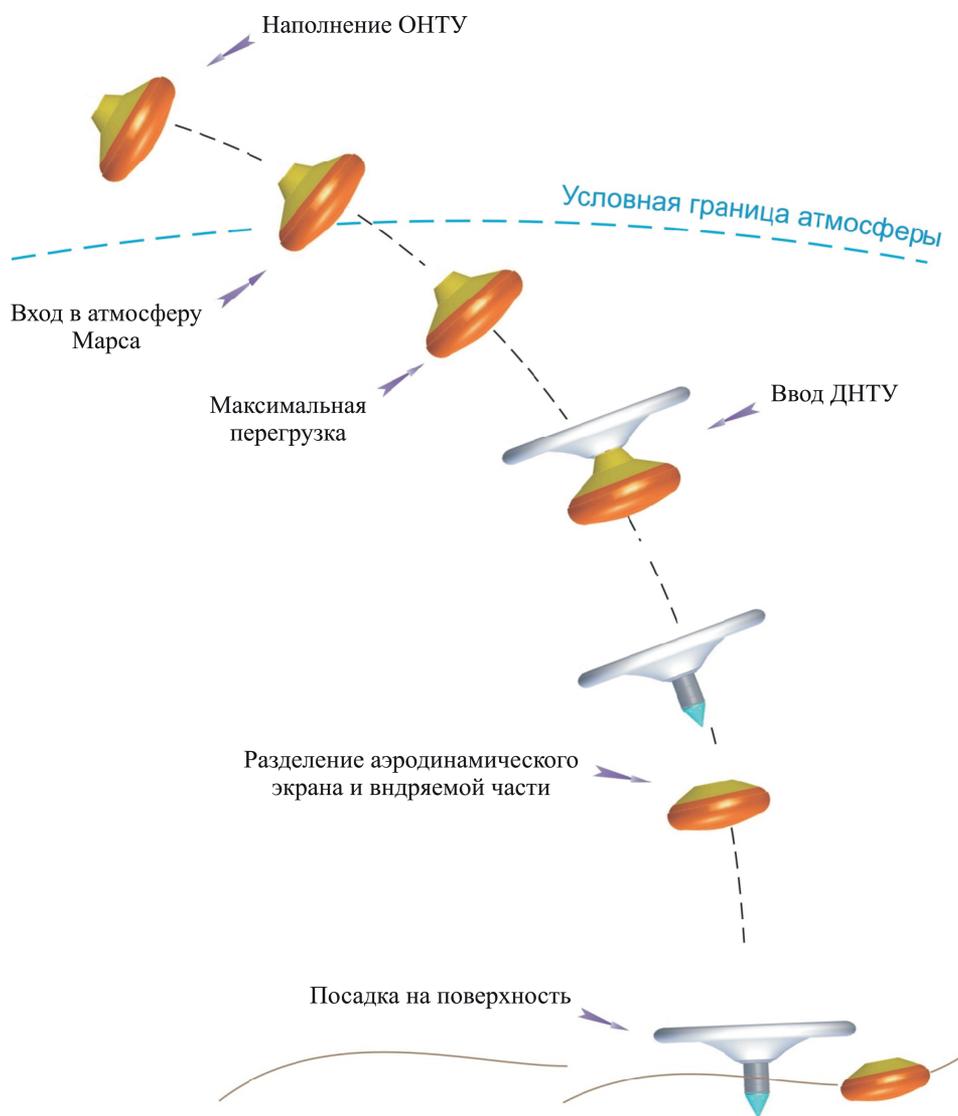


Рис. 1. Схема посадки СА с АТУ на поверхность планеты

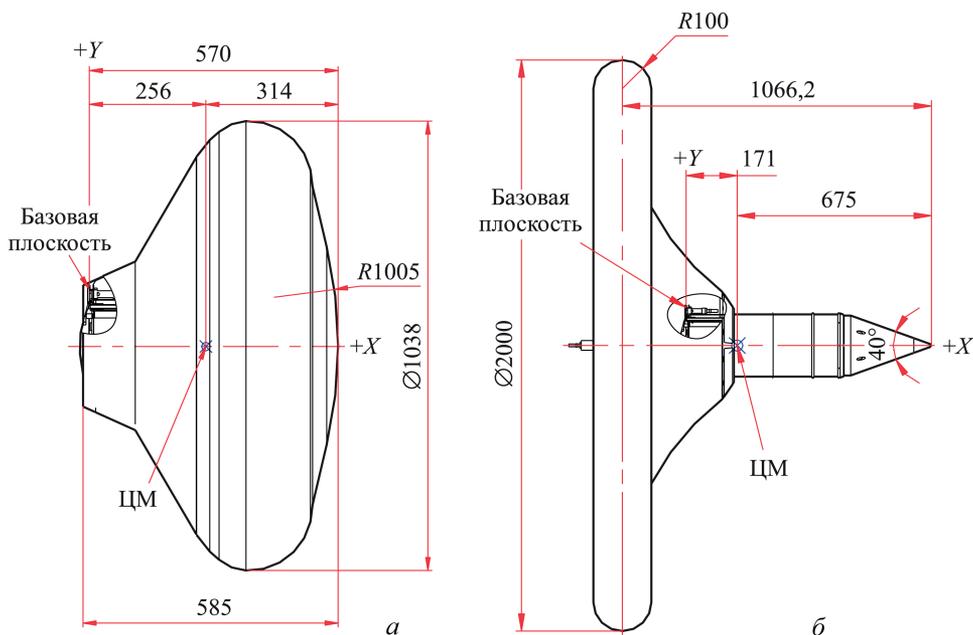


Рис. 2. Форма и геометрические параметры СА с ОАТУ (а) и ДАТУ (б)

На стадии формирования облика конструкции модельный эксперимент может уточнить ожидаемую картину течений для заданных условий и дать значения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель в ходе эксперимента. Далее рассмотрим подготовку каждого эксперимента и сравним между собой результаты.

Методика исследования. Поставленная задача может быть рассмотрена как раздельное исследование (моделирование) поведения СА с ОАТУ на сверхзвуковом участке траектории и СА с ДАТУ на дозвуковом режиме. Для проведения натурных испытаний моделей были задействованы имеющиеся в МАИ сверхзвуковая аэродинамическая труба импульсного типа МАУ и дозвуковая аэродинамическая установка ТА50-250С, для которых необходимы мелкомасштабные модели.

Геометрия мелкомасштабных моделей проектировалась в САД-системе NX с выполнением ряда требований и ограничений:

- форма исследуемой части модели должна быть геометрически подобна (получена масштабированием) форме СА с ОАТУ и СА с ДАТУ;

- конструкция мелкомасштабных моделей должна соответствовать конструктивным требованиям исследовательских установок по креплению в посадочных местах и по дренажу для проведения измерений в исследуемых точках;

— размеры (габаритные) мелкомасштабной модели должны позволять устанавливать изготовленную модель в рабочую зону аэродинамической трубы;

— материал моделей должен соответствовать нагрузкам, действующим на модель как во время эксперимента, так и при монтаже в рабочей зоне установки (не допускается разрушение модели при проведении испытаний).

Полученные CAD-модели в дальнейшем использовались при производстве мелкомасштабных моделей для стендового эксперимента, в том числе:

— в САМ модуле NX при создании программы для станка с ЧПУ (алюминиевая модель для сверхзвуковых испытаний);

— для подготовки производства стереолитографической SLA-модели (для испытаний в дозвуковой аэродинамической трубе);

— для контроля геометрических параметров произведенных моделей бесконтактным методом измерений с использованием установки лазерного сканирования.

Эти же CAD-модели использовались для поведения расчетного исследования в системе ANSYS как для предварительной оценки прочностных характеристик мелкомасштабных моделей (условие неразрушения в ходе стендовых испытаний), так и для получения аэродинамической картины потока для каждого из двух режимов — сверхзвукового и дозвукового с учетом привнесенных конструктивных изменений (крепёж, дренаж и пр.).

Подготовка и проведение стендового эксперимента. Стендовый эксперимент в общем случае предполагает следующую последовательность действий:

— производство исследуемых образцов (мелкомасштабных моделей);

— подготовка установки, включающая в себя отладку режимов работы, монтаж испытываемой модели, подключение регистрирующего оборудования;

— выполнение зачетных запусков, протоколирование результатов;

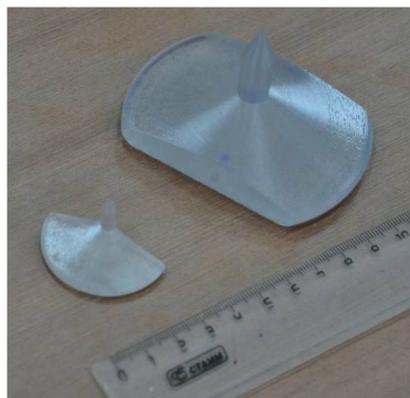
— обработка и анализ полученных результатов.

Для сверхзвукового участка траектории использовалась модель (рис. 3, а), лобовая часть которой геометрически подобна СА с ОАТУ, а хвостовая (посадочная) часть модели предназначена для установки на тензовесы в рабочей области импульсной аэродинамической трубы (МАУ). Эксперимент готовился под следующие параметры: скорость потока в рабочей зоне 1,86 М; время воздействия 1,5 с. Реакция модели регистрировалась тензовесами и высокоскоростной камерой.

В CAD-системе NX была спроектирована мелкомасштабная модель, которая сначала использовалась для оценки на прочность в САЕ-системе ANSYS (для уточнения диаметра и длины перехода между



a



б

Рис. 3. Мелкомасштабные модели СА с ОАГУ (а) и с ДАТУ (б) для исследований в сверхзвуковой (а) и дозвуковой (б) аэродинамической трубах

лобовой и хвостовой частями) и для проработки технологии производства в САМ модуле NX. Мелкомасштабная модель была изготовлена в МАИ на токарном станке с ЧПУ из алюминиевого сплава, геометрические параметры криволинейной части лобового экрана контролировались на лазерном сканере Metris с головкой D100.

Для дозвукового участка траектории, исходя из возможностей плоской дозвуковой аэродинамической трубы открытого типа ТА50-250С, были предложены два вида мелкомасштабных моделей:

- симметричная модель для визуализация потока, устанавливаемая в средней части рабочей зоны;
- полумодель для определения аэродинамических сил, располагаемая на вертикальной стенке рабочей части и имеющая дренажную систему для подключения трубок системы измерения под различные варианты эксперимента.

Эксперимент готовился, исходя из регулируемой скорости потока в рабочей зоне от 8 до 30 м/с с возможностью изменения угла атаки в диапазоне от 0 до 20°. Модель для визуализация потока устанавливается с частичным перекрытием рабочей зоны по высоте, что, как ожидается, исказит течение в пристеночной области, но визуально усилит картину отрыва потока в центральной области, геометрически повторяющей форму СА с развернутым ДАТУ. Визуализация осуществляется за счет установки перед входным участком АДТ генератора дыма и фиксации картины течения в рабочей зоне АДТ видеокамерой, с дальнейшей раскадровкой и анализом. Модель при установке на стенд оснащается трубками приемников давления, для чего в ней должны быть выполнены дренажные каналы на разных радиусах. Следовательно, для увеличения числа измеряемых точек изготавливаются

несколько вариантов исследуемых образцов, отличающихся каналами, ведущими в различные зоны модели. При проектировании мелкомасштабных моделей в части установки их в рабочую зону использовалась идея применения вариативной сменной части, представленная в патенте авторов статьи [8].

Технология производства мелкомасштабных моделей разрабатывалась под возможности оборудования быстрого прототипирования РЦ МАИ — стереолитографическую (SLA) установку ViperSi2 компании 3D Systems [9].

Внешний вид моделей из фотополимера Acura-60, снятых с платформы и промытых, но без окончательной механической обработки, приведен на рис. 3, б.

Модели были установлены на стенды и проведены испытания в соответствии с разработанными программами-методиками исследовательских испытаний. Результаты испытаний обсудим в соответствующем разделе настоящей статьи.

Подготовка и проведение численного эксперимента. Спроектированная трехмерная CAD-модель для стендовых испытаний помимо производства передается в пакет ANSYS CFX для выполнения газодинамического расчета. Математическая модель для расчета ОАТУ и ДАТУ состоит из полной системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу. В качестве модели турбулентности используется инженерная модель SST, которая является комбинацией распространённых двухпараметрических моделей ($k-\varepsilon$) и ($k-\omega$). В работе используется схема дискретизации второго порядка. В качестве критериев сходимости используются заданные максимальные уровни для невязок уравнений и глобальных законов сохранения, а также постоянство физических характеристик: расход, максимальное давление, скорости. Граничные условия для расчета задавались из условий натурных экспериментов и сведены в таблицу. Течение моделируется как поток сжимаемой среды. Свойства воздуха описываются с помощью модели идеального газа. Пример расчета устройства, аналогичного ОАТУ, приведен в [10].

Граничные условия расчета

Параметр	ОАТУ	ДАТУ
Вход	600 м/с	8,3 м/с
Выход	1 атм	1 атм
Угол атаки	0	0
Модель турбулентности	SST	SST
Среда	Air ideal gas	Air ideal gas

В целях корректного расчета пограничного слоя для модели ДАТУ на стенках около модели и аэродинамической трубы сетка сгущалась, также сгущалась сетка сразу за моделью, в целях более точного отображения вихревого следа за устройством. Вариант задания геометрии и генерации сетки реализован в пакете ANSYS Workbench с использованием модулей DesignModeler и WorkbenchMesh. Этот метод также поддерживает автоматическое перестроение сетки в зависимости от изменения угла атаки. Особенностью расчета ОАТУ являлось то, что в данном случае имеется сверхзвуковой режим течения, поэтому, чтобы точно найти положение скачка уплотнения применялось автоматическое сгущение сетки по ходу расчета в месте образования скачка. При расчете ОАТУ сетка сгущалась возле лобовой точки и в месте скачка уплотнения, чтобы как можно точнее отобразить как сам скачок уплотнения, так и изменение параметров среды возле скачка и в лобовой точке.

В расчетах использовалась неструктурированная (для модели на рис. 3, б) сетка с числом элементов 983 706 и структурированная (для модели на рис. 3, а) с числом элементов 391 700, при этом следует учесть, что использовалась зеркальная симметрия, чтобы уменьшить размерность сетки.

В настоящей работе верификация экспериментальной и численной моделей выполнялась несколькими способами: сгущение сетки в локальных областях; уточнение граничных условий; использование упорядоченной сетки вместо произвольной.

Пример исходной и итоговой сеток для модели ОАТУ приведен на рис. 4.

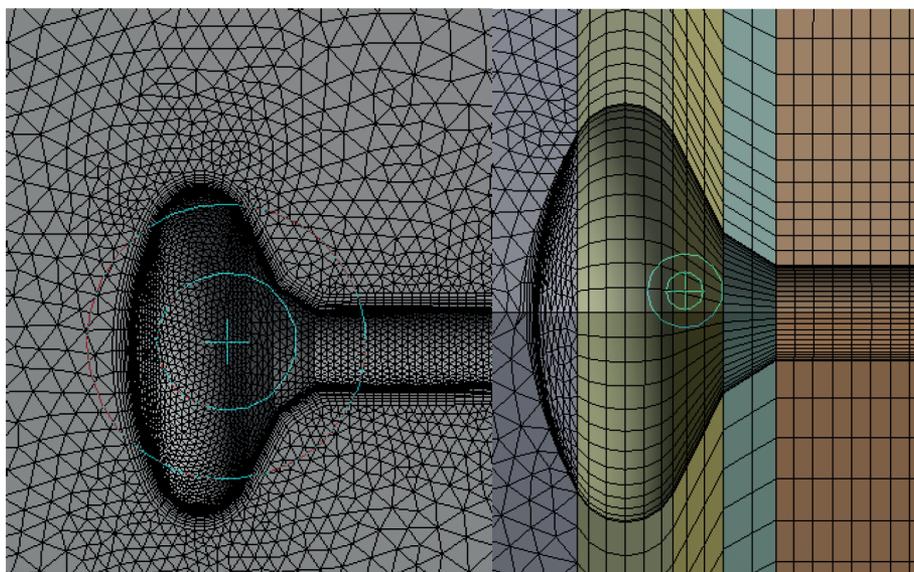


Рис. 4. Исходная и модифицированная сетки для ОАТУ

Изменение размеров сетки и параметров граничных условий приводит к тому, что время верификации натурального (модельного) и численного экспериментов возрастает, но при этом позволяет получить в дальнейшем адекватные данные для других численных экспериментов не используя большое число модельных. При отлаженном и верифицированном вариантах численной модели отпадает необходимость в проведении большого числа дорогостоящих натуральных экспериментов, при этом остается необходимость верификации некоторых численных экспериментов для подтверждения адекватности модели.

Совершенствование расчетных методик может идти как в целях повышения корреляции с экспериментальными данными, так и в целях сокращения времени, стоимости, трудоемкости расчета (при условии достижения достаточной точности совпадения стендового и численного результатов). Так, например, число элементов сетки для модели ДАТУ составляет более 3,5 млн, а суммарное время расчета 627 итераций — более 2 ч 21 мин на компьютере с характеристиками Intel Xeon E5620 2.4 ГГц два ЦПУ по четыре ядра, 24 576 МБ RAM (в режиме автоматического распараллеливания задачи между семью ядрами ЦПУ). Для модели ОАТУ в итоговом варианте число элементов сетки составляет менее 400 тыс., суммарное время расчета 740 итераций — 33 мин 55 с на компьютере с характеристиками Intel i7 12Gb RAM (в режиме автоматического распараллеливания задачи между шестью ядрами ЦПУ). Полученные в результате расчета данные (положение и параметры скачка уплотнения, линии тока, распределение давлений и т.п.) сравнивались с данными, полученными в результате экспериментов, и итерационно проводилась верификация расчетной модели.

Сравнение результатов стендового и численного экспериментов. Проведение корректного сравнения результатов стендового и численного экспериментов может являться отдельной задачей для исследования. Методически отметим несколько аспектов сравнения. Во-первых — это отладка методики численного эксперимента, а во-вторых — её совершенствование. При этом важно понимать применимость выбранной методики для требуемого диапазона граничных условий, т.е. расчетная методика должна обеспечивать стабильную сходимость со стендовым экспериментом как для изменяемых геометрических параметров испытываемой модели, так и для различных моделируемых параметров потока (скорость, температура, турбулентность, вязкость и пр.). Соответственно, сначала необходимо добиться требуемой сходимости результатов расчета с первым стендовым экспериментом, а затем в несколько итераций верифицировать методику результатами последующих стендовых испытаний с изменяемыми параметрами [11].

В нашем случае имеются результаты стендового и численного экспериментов для сверхзвукового и дозвукового режимов. Расчет проводился для моделей с учетом привнесенных конструктивных изменений (крепёж, дренаж и пр.). Расчетная методика для дозвукового эксперимента была отлажена и верифицирована серией экспериментов на разных углах атаки и при различных скоростях потока. Верификация сверхзвукового эксперимента осуществлялась по измеренным тензовесами значениям сил и сравнению их с расчетными для углов атаки в 0 и 5° , а также с помощью фотографий скачков уплотнения теневым методом. В частности при нулевом угле атаки тензовесы показали значение силы по оси модели $171,5\text{ Н}$, то при расчете сила получилась равной $189,4\text{ Н}$ (погрешность около 10% , что является вполне приемлемым результатом). В то же время количественный анализ результатов расчетов и сравнение с результатами экспериментов во многих случаях (в том числе, например, в нашем случае и испытаний в дозвуковой трубе) требуют значительной обработки и пересчета получаемых значений. Так, например, о силе, действующей на полумодель в дозвуковой трубе, можно судить по перепадам измеряемого в различных точках давления, что занимает определенное время. В то же время постпроцессинговые возможности САЕ-систем позволяют визуализировать на мониторе процесс обтекания модели. Следовательно, используется один из быстрых и наглядных способов качественной оценки физического процесса: визуальное сравнение картины обтекания модели в условиях натурального и численного экспериментов. Результаты сравнения приведены на рис. 5.

На рис. 5, *а* и *б* виден характерный скачок уплотнения, который был зафиксирован на фотографии и совпало с полученным скачком уплотнения при численных расчетах. На рис. 5, *в* и *г* показано вихревое течение в экспериментальной модели и поле скоростей, полученное расчетным путем. Таким образом, можно говорить о совпадении модельного стендового и расчетного экспериментов в парных режимах (см. рис. 5, *а*, *б* и рис. 5, *в*, *г*). Более детальное количественное сравнение полученных результатов может представлять собой отдельное направление исследований, методика которого изложена, например, в [12, 13].

В то же время необходимо отметить общую тенденцию современных испытаний — лавинообразный рост объемов фиксируемых в ходе испытаний данных, которые могут быть использованы для уточнения расчетных методик. Это относится как к цифровым системам видеофиксации, так и к системам автоматизации эксперимента, таким как использовавшиеся решения National Instruments. Соответственно, с учетом этой тенденции будут меняться требования и подходы к обработке результатов экспериментов.

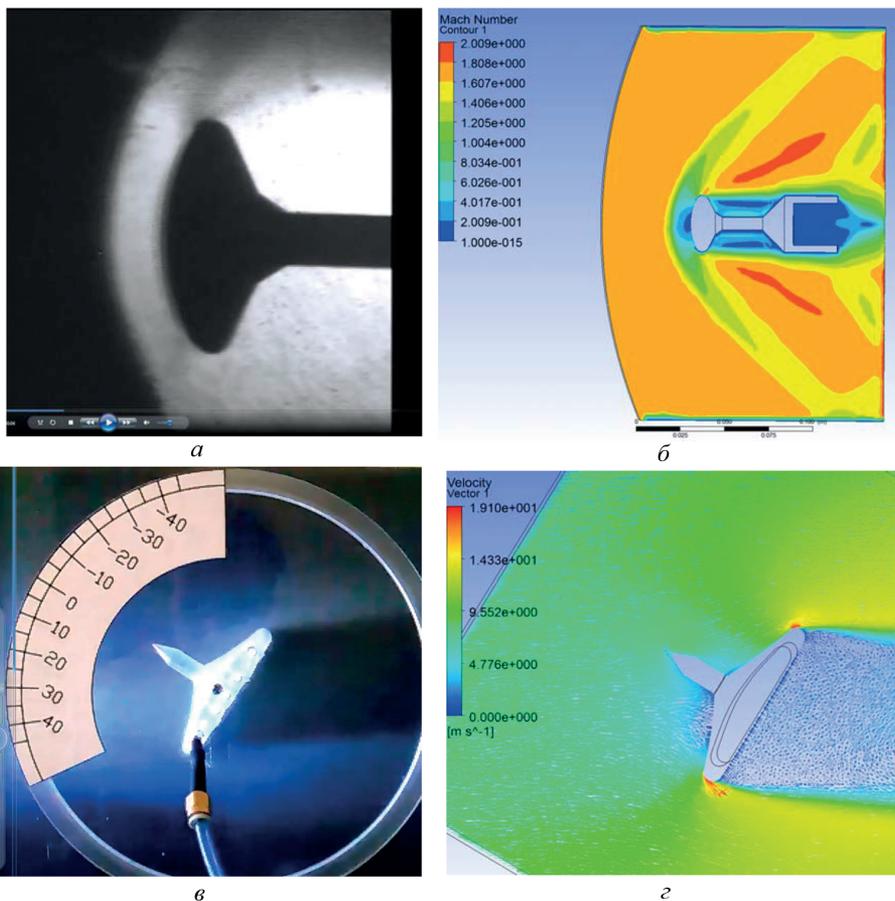


Рис. 5. Картины обтекания мелкомасштабной модели СА с ОАТУ в сверхзвуковой (а) и с ДАТУ в дозвуковой (б) аэродинамических трубах; визуализация в системе ANSYS расчета обтекания мелкомасштабной модели СА с ОАТУ в сверхзвуковом (в) и с ДАТУ в дозвуковом (г) потоках

Выводы. На примере задачи проектирования спускаемого с орбиты аппарата рассмотрены этапы, необходимые для проведения модельного эксперимента:

- создание конструкторской CAD-модели, соответствующей разрабатываемому изделию и условиям планируемых стендовых испытаний;
- подготовка стендового эксперимента, включая производство и контроль испытываемой модели;
- проработка методики численного эксперимента, включая оценку времени проведения расчетов;
- сравнительный анализ результатов двух составляющих модельного эксперимента.

Показано, что методика подготовки и проведения модельного эксперимента затрагивает вопросы как технического, так и информационного и организационного взаимодействия специалистов — конструкторо-

ров, расчетчиков, технологов, испытателей на стадии проектирования наукоемкого изделия. Взаимодействие для конкретной задачи можно оценить, выстроив цепочку проектирования [14] и проведя исследование по критериям временных и материальных затрат с учетом используемого исследовательского оборудования (стендов) и производственной базы. Предложенная методика позволяет выделить информационные объекты, возникающие и изменяющиеся на стадиях модельного эксперимента, и задать требования к компьютерной инфраструктуре и инструментальным средствам — системам CAD/CAM/CAE/PDM.

Работы по численному моделированию выполнялись при сотрудничестве с Мюнхенским техническим университетом. Коллектив авторов выражает благодарность за консультации научному сотруднику кафедры энергетических систем Мюнхенского технического университета А.О. Пугачеву.

Работы выполнены при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в ходе реализации комплексного проекта, шифр 2012-218-03-062.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Спускаемые* в атмосферах планет аппараты с аэроупругими (надувными) тормозными устройствами и моделирование тепловых стендовых испытаний их полномасштабных макетов / С.О. Фирсюк, Д.В. Лысков, В.В. Терентьев, А.М. Харри, М.В. Успенский, Х. Хаукка, С.Н. Алексахкин, В.С. Финченко // Тепловые процессы в технике. 2015. № 8. С. 370–378.
2. *Развертываемое* тормозное устройство для спуска в атмосфере планет: пат. 132423 РФ. Опубл. 20.09.2013.
3. *Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С.* Применение аэроупругих устройств с гибкой тепловой защитой для торможения аппаратов в атмосфере планеты // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6. № 7. С. 230–240.
4. *Korzun A.M., Dubos G.F.* A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars // Acta Astronautica. 2010. Vol. 66. No. 7–8. С. 1146–1159.
5. *Thompson R., Cliatt L., Gruber C., Steinfeldt B., Sebastin T., Wilson J.* Design of an Entry System for Cargo Delivery to Mars // 5th International Planetary Probe Workshop, Bordeaux, France, June 2007.
6. *Edquist K.T., Korzun A.M., Dyakonov A.A., Studak J.W., Kipp D.M., Ian C., Dupzyk I.C.* Development of supersonic retropropulsion for future mars entry, descent, and landing systems // Journal of Spacecraft and Rockets. 2014. Vol. 51. No.3. P. 650–663.
7. *Strickland J.K.* Access to Mars: (Part I) Earth to Mars transit – logistics alternatives // International Space Development Conference. 2011. Alabama.
8. *Исследовательская* аэродинамическая установка: пат. 118432 РФ. Опубл. 20.07.2012.
9. *3D System Inc.* Справочное руководство по использованию оборудования стереолитографических машин SLA, p/n 23700-M57-00.
10. *High mass mars entry, descent, and landing architecture assessment* / В.А. Steinfeldt, J.E. Theisinger, A.M. Korzun, I.G. Clark, M.J. Grant, R.D. Braun // AIAA paper 2009-6684. 2009. California.

11. *Моделирование* характеристик масляных и газовых подшипников скольжения методами вычислительной газовой динамики / А.О. Пугачев, Ю.А. Равикович, Ю.И. Ермилов, Д.П. Холобцев, А.А. Матушкин // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. С.П. Королева (нац. исслед. ун-та). 2013. № 3–1 (41). С. 211–221.
12. *Калугин В.Т., Мичкин А.А., Чернуха П.А., Чин Ч.Х.* Экспериментальное и математическое моделирование процессов обтекания летательных аппаратов при управлении течением в ближнем следе // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 71–81.
13. *Калугин В.Т., Чернуха П.А., Чин Ч.Х.* Экспериментальное и математическое моделирование процесса обтекания летательных аппаратов с тормозными устройствами // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 11. С. 217–232. Available at: <http://technomag.edu.ru/en/doc/489665.html> DOI: 10.7463/1112.0489665
14. *Терентьев В.В.* Выбор цепочки распределенного проектирования сложного машиностроительного изделия в информационном пространстве // Вестник МАИ. 2010. Т. 17. № 1. С. 18–26.

REFERENCES

- [1] Firsyuk S.O., Lyskov D.V., Terentev V.V., Harri A.-M., Uspensky M.V., Haukka H., Alexsashkin S.N., Finchenko V.S. Descending in the Atmospheres of Planets Vehicles with an Inflatable Braking Device and Modeling of Thermal Tests of Full-Scale Mockups. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2015, no. 8, pp. 370–378 (in Russ.).
- [2] Alifanov O.M., Budnik S.A., Netelev A.V. Razvertyvaemoe tormoznoye ustroystvo dlya spuska v atmosfere planet [The Deployable Braking Device for Entry and Descent]. Patent granting for useful model no. 132423, MPK V64S. 20.09.2013.
- [3] Alifanov O.M., Ivankov A.A., Netelev A.V., Finchenko V.S. Application of Aeroelastic Devices with Flexible Thermal Protection for Vehicles Retard in an Atmosphere of Planets. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2014, vol. 6, no. 7, pp. 230–240 (in Russ.).
- [4] Korzun A.M., Dubos G.F. A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars. *Acta Astronautica*, 2010, vol. 66, no. 7–8, pp. 1146–1159.
- [5] Thompson R., Cliatt L., Gruber C., Steinfeldt B., Sebastin T., Wilson J. Design of an Entry System for Cargo Delivery to Mars. *5th International Planetary Probe Workshop*, Bordeaux, France, June 2007.
- [6] Edquist K.T., Korzun A.M., Dyakonov A.A., Studak J.W., Kipp D.M., Ian C., Dupzyk I.C. Development of supersonic retropropulsion for future mars entry, descent, and landing systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 650–663.
- [7] Strickland J.K. Access to Mars (Part I) Earth to Mars transit — logistics alternatives. *International Space Development Conference*. Alabama, 2011.
- [8] Matushkin A.V., Terent'ev V.V. Issledovatel'skaya aerodinamicheskaya ustanovka [Aerodynamic Research Plant]. Patent granting for useful model no. 118432, MPK G01M. 20.07. 2012.
- [9] 3D System Inc. Reference Manual for Using Equipment of Stereolithography Machines SLA, no. 23700-M57-00.
- [10] Steinfeldt B.A., Theisinger J.E., Korzun A.M., Clark I.G., Grant M.J., Braun R.D. High mass mars entry, descent, and landing architecture assessment. *AIAA paper* 2009–6684. California, 2009.
- [11] Pugachev A.O., Ravikovich Yu.A., Ermilov Yu.I., Kholobtsev D.P., Matushkin A.A. Cfd-Based Modeling of Oil Ang Gas Journal Bearings Using Commercial Software Packages. *Vestnik SGAU* [Vestnik of the Samara State Aerospace University (Vestnik SSAU)], 2013, no. 3–1 (41), pp. 211–221 (in Russ.).

- [12] Kalugin V.T., Michkin A.A., Chernukha P.A., Chin Ch.Kh. Experimental and Mathematical Simulation of Processes of Flow past Flying Vehicles with Flow Control in Near Wake. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2011, no. 1, pp. 71–81 (in Russ.).
- [13] Kalugin V.T., Chernukha P.A., Chin Ch.Kh. Experimental and mathematical simulation of fairing aircraft with braking devices. *Nauka i obrazovanie. MGТУ im. N.E. Baumana* [Science & Education of the Bauman MSTU. Electronic Journal], 2012, no. 11, pp. 217–232. Available at: <http://technomag.edu.ru/en/doc/489665.html> DOI: 10.7463/1112.0489665
- [14] Terent'ev V.V. The choosing of collaborative product development chain in a knowledge-based-system. *Vestnik MAI*. 2010, vol. 17, no. 1, pp. 18–26 (in Russ.). Available at: <http://www.mai.ru/science/vestnik/eng/publications.php?ID=13368&eng=Y>

Статья поступила в редакцию 28.05.2015

Матушкин Антон Алексеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры “Конструкция и проектирование двигателей” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4.

Matushkin A.A. — Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Engine Construction and Engineering Design Department, Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoye shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Терентьев Вадим Васильевич — начальник научно-исследовательского отделения аэрокосмического Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4.

Terentyev V.V. — Chief of research department of Aerospace Faculty, Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoye shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Фирсюк Сергей Олегович — начальник СККБ “Искра” аэрокосмического факультета Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4.

Firsyuk S.O. — Chief of Iskra Student Design Bureau, Aerospace Faculty, Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoye shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Матушкин А.А., Терентьев В.В., Фирсюк С.О. Современные особенности и место модельного эксперимента при разработке элементов летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 1. С. 29–43. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-29-43

Please cite this article in English as:

Matushkin A.A., Terentyev V.V., Firsyuk S.O. Modern features of model experiment and its role in aircraft elements design. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 1, pp. 29–43. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-29-43