

УДК 629.7.015.3

Оценка применения аддитивных технологий для создания аэродинамических моделей космических головных частей

Астапов В.Ю.*, **Хорошко Л.Л.**** **Дудков К.В.*****

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: vikas53@yandex.ru*

***e-mail: khoroshko@mati.ru*

****e-mail: JDG90@rambler.ru*

Аннотация

В статье рассматриваются конструкция и технология изготовления аэродинамической модели космической головной части ракеты-носителя. Целью является создание перспективной конкурентоспособной аэродинамической модели космической головной части для ракет-носителей различного класса. Применение данной аэродинамической модели позволяет: повысить оперативность внесения изменений, уменьшить цикл изготовления, существенно понизить трудоемкость и себестоимость изготовления.

Ключевые слова: аддитивные технологии, 3D-принтер, системы автоматизированного проектирования, аэродинамические модели, трехмерное моделирование, прототипирование.

Введение

По мере развития ракетостроения увеличивается мощность двигательных установок, стартовая масса, увеличиваются габаритные размеры, используются многоступенчатые ракеты-носители. В связи с этими факторами вопросы аэродинамики тесно переплетаются с задачами прочности, аэроупругости, динамики полета, аэродинамическим нагревом, вопросами стабилизации и управления. Несмотря на относительную простоту внешних обводов головных обтекателей (ГО), аэродинамические проблемы, возникающие при обтекании их воздушным потоком, во многих случаях оказываются сложными и неожиданными. Внешняя форма головных частей ракеты-носителя в основном состоит из цилиндрических и конических поверхностей, но также имеется множество выступов и изгибов. Обтекание этих мест на больших скоростях сопровождается местными пиками повышенного давления. Местная нагрузка является чрезвычайно важным фактором, который необходимо учитывать при проектировании элементов конструкции ракеты-носителя. Испытания головных частей в аэродинамических трубах необходимы для моделирования воздействия среды на движущиеся в ней тела.

Полезный груз (искусственный спутник Земли, автоматическая межпланетная станция и др.) находится в верхней части ракеты и в процессе движения в составе ракеты-носителя подвергается воздействию тепловых и силовых нагрузок от

прохождения через плотные слои атмосферы, в связи с этим, необходимо обеспечить защиту полезного груза. Размеры и форма головного обтекателя зависят от многих факторов: габаритов полезной нагрузки, конструктивных особенностей разгонного блока, траектории выведения и имеют поэтому различные форму и размеры для своих полезных нагрузок.

Внешние обводы ГО в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики ракеты в целом. Они определяют величину аэродинамических сил и моментов, действующих в расчетных случаях нагружения не только на сам ГО, но и на отсеки, к которым он стыкуется [1]. Кроме того, обводы ГО должны обеспечивать такое обтекание газовым потоком, при котором реализуется минимальное число зон с вихревым характером течения. Вихревое течение нежелательно, т.к. оно является не только источником динамического нагружения, но и источником акустических колебаний, которые могут отрицательно влиять на работоспособность космического аппарата [2]. Поэтому возникает необходимость каждый раз создавать аэродинамические модели ГО и осуществлять их продувки в аэродинамических трубах. Но к моделям ГО предъявляются повышенные требования по качеству, в итоге их изготовление традиционными вариантами требует значительного времени, трудоемкости и высокой квалификации специалистов.

Конструкционные требования к испытываемой аэродинамической модели

Учитывая большое разнообразие головных обтекателей (рис. 1), для каждого варианта ГО, в каждом конкретном случае необходимо осуществлять

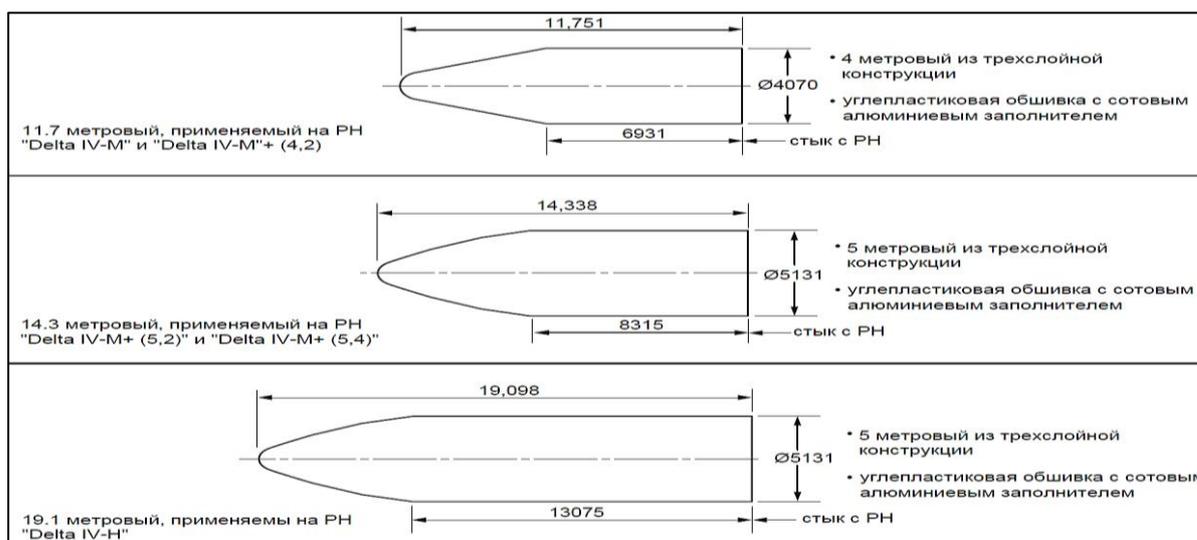


Рисунок 1 – Головные обтекатели ракеты-носителя «Дельта-4»

продувки и нужно изготавливать свои аэродинамические модели для соответствующих продувок [3]. Существует отраслевой стандарт на «Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам» - ОСТ 1 02608-87.

Настоящий стандарт распространяется на модели летательных аппаратов (ЛА) и их элементы (в дальнейшем изложении - модели), предназначенные для исследования в аэродинамических трубах.

Стандарт устанавливают требования к:

- предельным отклонениям контролируемых параметров моделей;

- предельным отклонениям размеров расположения мест крепления моделей к подвесным устройствам;

- шероховатости поверхностей.

С учетом распространения этого стандарта, относящегося, в основном, к летательным аппаратам типа самолет и вертолет, при изготовлении моделей ГО ракет-носителей предъявляются следующие основные требования.

- Аэродинамическая модель изготавливается с предельными отклонениями наружных обводов по 8 качеству.

- Коэффициент запаса прочности расчетных элементов конструкции выбирается исходя из условий испытаний, но не менее 3.

- Шероховатость поверхностей, определяющих подобие натурному объекту, должна соответствовать $Ra \leq 1.25$ мкм, если не оговорены особые требования к этому параметру.

- Наружные поверхности, на которых не предусмотрены программой испытаний специальные виды покрытий или обработка, должны подвергаться антикоррозионному покрытию и характеризоваться средней твердостью в пределах $HRC=25\div 42$.

Аэродинамические дренажные модели должны отвечать следующим требованиям:

- Иметь на поверхности отверстия диаметром от 0.5 до 0.8 мм. Каждое отверстие должно соединяться герметичным каналом с измерительным датчиком дренажной трубкой из меди или нержавеющей стали. После окончательной сборки систему дренажа модели необходимо продуть сжатым воздухом давлением 3÷4

кгс/см² с целью удаления стружки, грязи и механических частиц и промыть спиртом.

- Каждый дренажный канал необходимо проверить на герметичность давлением, равным расчетному перепаду давления, в течении 5 минут. Негерметичность не допускается. Масштаб модели планируется 1:100.

Конструкция аэродинамических моделей для продувки

Внешняя форма ракеты-носителя в основном состоит из цилиндрических и конических поверхностей, но также имеется множество выступов и изгибов, надстроек и каналов. При обтекании этих мест на больших скоростях сопровождается местными пиками повышенного давления. Местная нагрузка является важным фактором, который необходимо учитывать при проектировании элементов конструкции ракеты-носителя [4]. Испытания в аэродинамических трубах необходимы для моделирования воздействия среды на движущиеся в ней тела. Все аэродинамические модели состоит из корпуса, повторяющего внешнюю геометрию изделия, и точек съема параметров измерения. На рис. 2 показан внешний вид дренажной модели установленной на державке испытательного стенда в аэродинамической трубе.

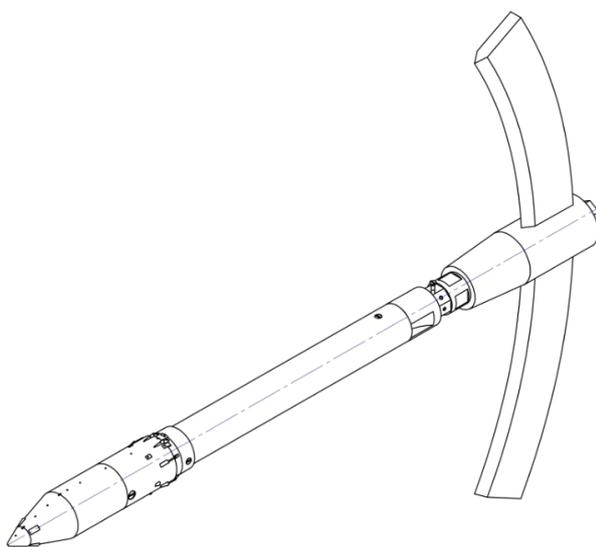


Рисунок 2 – Дренажная модель на державке стенда

Традиционный способ изготовления аэродинамических моделей

На сегодняшний день большинство моделей изготавливаются по типовому технологическому процессу. Каждая операция имеет свои особенности.

Укрупненный технологический процесс изготовления дренажной аэродинамической модели состоит из более сорока операций, основные из них:

1. Заготовительная операция (документы и получение материала).
2. Точение черновое - происходит формирование геометрии корпуса.
3. Покрытие (нанесение твердого покрытия) - наносится для повышения прочности поверхностного слоя модели. Это требование закладывается в ТУ.
4. Прецизионное точение (чистовая обработка корпуса после покрытия).
5. Координатно-расточная операция и слесарная (открытие отверстий под трубки, параллельно с корпусом вручную изготавливаются «надстройки»). Данная операция является одной из самых длительных и трудоемких.

6. Слесарно-сборочная операция (монтаж надстроек, установка и подгонка трубок по месту).

7. Пайка (трубки припаивают к поверхности корпуса).

8. Слесарно-сборочная операция (подрезка трубок, выходящих за внешние габариты модели и полировка выходных отверстий заподлицо).

9. Испытания (проверка герметичности всей модели и каждой трубки).

Особенно большая трудоемкость расходуется при выполнении операций 5 – 8, которые требуют кропотливого ручного труда.

Таким образом, изготовление разнообразных моделей существующими традиционными методами имеет значительную трудоемкость и высокую себестоимость и возникает необходимость совершенствовать конструкцию и технологию изготовления моделей.

Создание трехмерной модели космической головной части

При использовании аддитивных технологий вначале необходимо создать трехмерную модель, можно ограничиться только одним сборочным чертежом. Создавалась трехмерная модель в соответствии с ОСТ 1 02587-86 «Системы автоматизированного проектирования. Требования к чертежам аэродинамических моделей» и ОСТ 1 02684-89 «Системы автоматизированного проектирования. Математическое обеспечение автоматизированного конструирования аэродинамической модели фюзеляжа летательных аппаратов», устанавливаются требования к созданию геометрической информации о модели ЛА, составляющих ее элементов и взаимной увязке этих элементов в теоретических чертежах и аэродинамических моделях летательных аппаратов, а также структуру, условия

функционирования математического обеспечения аэродинамической модели фюзеляжа летательных аппаратов и связь системы конструирования с другими подсистемами интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамической модели. Для выполнения работы требуется новая конструкция модели, полностью отличающаяся внутренним строением от типовой. Для простоты изготовления и сборки трехмерная модель разрабатывается из двух составных частей. В работе над моделями используются разнообразные системы автоматизированного проектирования. Непосредственно для данной работы была выбрана система NX. В состав конструкторских приложений NX входят инструменты для проектирования деталей, работы со сборками, создания пользовательских конструктивных элементов, проектирования листовых тел, создания простых и сложных поверхностей, подготовки чертежей, а также различные модули для проектирования трубопроводов и др. [6]. NX широко используется в машиностроении, особенно в отраслях, выпускающих изделия с высокой плотностью компоновки и большим числом деталей (энергомашиностроение, газотурбинные двигатели, транспортное машиностроение и т. п.) и/или изготавливающих изделия со сложными формами (авиационная, автомобильная и т. п.). В частности, по состоянию на 2017 год, эту систему используют такие крупные компании, как ММПП «Салют», «ОКБ им. Сухого», «МВЗ им. Миля», Daimler, Chrysler, Boeing, «ГКНПЦ им. Хруничева», «Авиадвигатель» и др. [6].

Выбору способствовало: удобство работы с системой, наличие в программе всех необходимых модулей, точность конвертации моделей в формат STL. STL – это

“мозаичный” формат, в котором для представления формы цифровой 3D-модели используется последовательность треугольников (фасетов). Трехмерная геометрия в ведущих 3D CAD-системах описывается поверхностями высокого порядка, а при триангуляции поверхность модели разбивается на маленькие треугольники.

Создаем трехмерную модель ГО для изготовления на установке послойного синтеза. Руководствуясь исходной геометрией строим эскиз теоретического контура и операцией «вращение» придаем ей объем. По завершению создания внешнего обвода мы приступаем к проектированию надстроек. Опираясь на оси стабилизации, мы откладываем «плоскости» для привязки к ним обтекателей и толкателей. На вновь построенных плоскостях мы формируем надстройку и создаем «массив» в соответствии с условиями.

Созданная трехмерная модель ГО изображена на рис.3, где представлены обозначения точки/отверстия для снятия показаний давления. Все точки расположены в местах изменения геометрии внешнего обвода головной части. Чем больше точек на поверхности модели, тем будет больший объем показаний для создания более точной картины распределения давления.

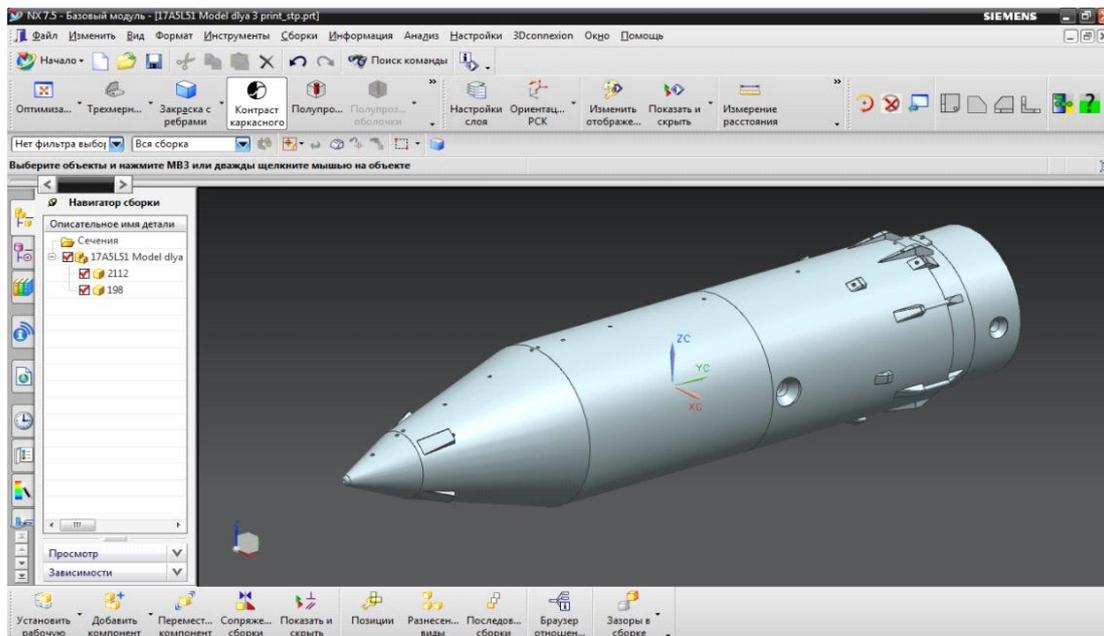


Рисунок 3 – Спроектированная 3D модель головного обтекателя

По завершению проектирования трехмерной модели необходимо ее сконvertировать в формат STL [7] для дальнейшей работы в программе подготовки к построению. Оставляем активной трехмерную модель обтекателя и нажимаем клавишу «экспорт». В появившемся всплывающем меню выбираем «STL». В появившейся панели выставляем параметры детализации\точности путем постановки количества знаков после запятой. Указываем путь к месту сохранения файла. Подтверждаем операцию «экспорт». Повторяем данный процесс дважды, так как у нас две составные части.

Особенности изготовления аэродинамической модели по аддитивной технологии

Так как в качестве формообразующей технологии рассматриваем послойный синтез все каналы/трубки проложили внутри корпуса изделия с выходом в торце. Для подсоединения манометров к точкам снятия параметров на окончании каждого

канала предусмотрены три проточки. Диаметр канала внутри изделия равняется 1 мм, а внешний диаметр трубки 1,2 мм для стыковки - первая проточка на каждом канале. Для плотной фиксации и герметизации предусмотрен колодец под заливку клеем/герметиком – вторая проточка на каждом канале. Для фиксации взаимного расположения трубок манометров и дополнительной герметизации предусмотрена третья проточка, диаметр которой перекрывает весь торец с местами стыковки. Для стыковки двух частей предусмотрены фаски и базирование идет по внутреннему отверстию (рис.4).

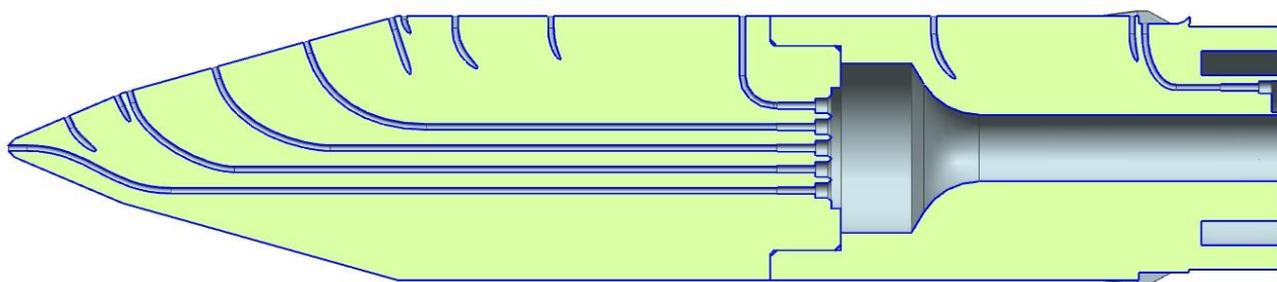


Рисунок 4 – Продольное сечение спроектированной модели (в сборе)

Для изготовления самой аэродинамической модели предлагается использовать новые и перспективные методы формообразования – аддитивное производство, которое кардинально изменяет технологию и конструкцию.

Преимущества применения аддитивных технологий:

- для работы необходима только трехмерная модель;
- функциональные части и инструменты со сложной (уникальной) геометрической формой;

- возможность моделировать внутреннюю структуру детали;
- стабильность режимов работы позволяет достигнуть повторяемости формы и размеров деталей;
- проектирование и подготовка к «печати» выполняется на ПК;
- структурирование поверхности включая «микро» и «нано».

Недостатки аддитивных технологий:

- с увеличением точности снижается производительность процесса построения;
- низкое качество поверхностного слоя (при спекании металлов и керамики);
- анизотропные свойства получаемых изделий (часто);
- отсутствие возможности управления процессом в реальном времени;
- затруднения при удалении порошка из внутренних полостей.

Основополагающий параметр является – геометрическое подобие. Исходя из этого подбираем технологию с максимальной детализацией и хорошим качеством поверхности получаемой модели. Для полного соответствия всем требованиям было бы правильнее использовать «печать» металлом. Немаловажный недостаток металлических моделей — это плохая шероховатость ($Rz\ 160$). Доводка модели до требуемого качества добавляет операции и, как следствие, дополнительных финансовых вложений.

В качестве передовой технологии предлагается взять SLS полиамидного порошка. Модель получается максимально детализованной, с идеальной шероховатостью и максимальной прочностью материала. Использование

аддитивных технологий позволяет выполнить все технические требования к аэродинамической модели, упростить конструкции моделей и осуществить совершенно другой подход при проектировании. Все действия по изменению технологического процесса приведут к снижению себестоимости изделия. Также необходимо определиться с технологией 3D печати, которая должна соответствовать техническому заданию на аэродинамическую модель.

Селективное лазерное спекание (Selective Laser Sintering, SLS)

Процесс протекает в герметичной камере с инертным газом азотом или другой смесью, зависит от спекаемого материала, керамики и пластиков. Лазер избирательно спекает порошкообразный материал путем сканирования поверхности порошка и последовательной сверки его с CAD моделью детали. После того как сечения детали закончено, емкость с порошком погружается на один слой ниже и процесс повторяется.

Преимущества:

- широкий диапазон используемых материалов.
- возможность изготовления геометрически сложных деталей.
- низкий коэффициент термической деформации, отсутствие внутренних напряжений и высокое качество поверхности.
- высокая прочность готовых моделей.
- метод 3D печати, позволяющий получать цельнометаллические изделия.

Недостатки:

- небольшая скорость работы — максимум несколько сантиметров в час;

- продолжительное время нагревания/остывания установки (до нескольких часов)
— особенно при создании больших моделей.

Лазерная наплавка (Direct Deposition)

Здесь не формируется слой строительного материала, а материал подается в конкретное место, куда в данный момент времени подводится энергия и где идет процесс формирования детали. Подобно тому, как сварщик вводит материал (электрода) в то место, где за счет электрической дуги формируется зона расплава.

Преимущества:

- возможность локальной обработки поверхности;
- отсутствие термических поводов, минимизация зоны термического влияния;
- быстрый нагрев и остывание наплавляемого материала;
- возможно использовать одновременно разные материалы для наплавки.

Недостатки:

- быстрый нагрев и остывание наплавляемого материала за счет чего покрытие покрывается микротрещинами;
- невысокая точность.

FDM-принтер, выполняющий 3D-печать послойным наложением расплавленной полимерной нити (Fused Deposition Modeling – FDM), позволяет при изготовлении данной модели выполнить печать детали из пластика заданной конфигурации с учетом ее конструктивных особенностей (отверстия, пазы и т.д.), повысить точность размеров рабочей поверхности, расширить функциональные возможности, увеличить надежность, ресурс, а также улучшить другие эксплуатационные характеристики изделия в целом, не говоря уже о сокращении

времени производства. Моделирование методом послойного наплавления (англ. Fused deposition modeling (FDM)) — технология аддитивного производства, широко используемая при создании трехмерных моделей, при прототипировании и в промышленном производстве

Применяемые материалы

Одним из наиболее востребованных термопластичных сополимеров в производстве сложных формованных изделий, требующих высокой точности изготовления, является АБС-пластик (акрилонитрилбутадиенстирол) — термопластичный тройной сополимер стирола, акрилонитрила и бутадиена, стойкий и прочный полимер, хорошо подходящий для изготовления из него деталей различного назначения по технологии FDM и являющийся наилучшим материалом для работы с 3D-принтером. АБС-пластик — непрозрачный материал темного цвета с блестящей поверхностью, устойчивый к действию влаги, смазочных масел, растворов неорганических солей, кислот и щелочей, жиров и углеводов, нетоксичен.

Чередование акрилонитрильных и бутадиеновых звеньев со стирольными фрагментами определяют эластичность и ударопрочность материала. По механической прочности, жесткости, ударной вязкости и теплостойкости АБС-пластик превосходит другие сополимеры стирола, а также ударопрочный полистирол. Характеризуется хорошей износостойкостью, высокой размерной стабильностью. АБС-пластик хорошо поддается сварке. К недостаткам немодифицированного АБС-пластика можно отнести относительно невысокие электроизоляционные свойства по сравнению с полистиролом, а также невысокую

атмосфероустойчивость В зависимости от состава сополимера свойства АБС-пластика могут варьироваться в широком диапазоне.

Физико-механические характеристики АБС-пластика определяются его структурой и могут быть изменены методом подбора исходных мономеров и варьированием их соотношений. Одной из основных задач модификации полимеров является корректировка в нужном направлении их свойств.

После проектирования трехмерной модели и экспортирования ее в формат стериолитографии (STL) отправляем ее в программу управления установкой послойного синтеза. Для выращивания модели необходимо перевести трехмерную CAD модель на машинный язык G-коды описывающие траекторию движения экструдера или лазера (в зависимости от технологии). Для каждого нависающего элемента необходима поддерживающая конструкция – поддержка. Чем меньше нависающих элементов, тем меньше поддержек нужно, тем меньше нужно тратить материала и времени печати на них и тем дешевле будет печать. Также поддержка портит поверхность, соприкасающуюся с ней. Допускается печать без поддержек стенок, которые имеют угол наклона не более 70 градусов. В некоторых технологиях присутствует материал-поддержки который после построения удаляется. Все элементы поддержки строятся в специализированной программе или в автоматическом режиме в программе, отправляющей на построение. В идеале желательно стараться строить трехмерную модель своей площадью максимально располагающейся на платформе построения.

После этого задается высота слоя - чем этот параметр меньше, тем качественнее конечная деталь, но время построения увеличивается. От того, как расположить

модель на рабочем столе зависит её прочность. Нагрузка должна распределяться поперек слоев печати, а не вдоль. Иначе слои могут разойтись, т.к. сцепление между слоями не 100%. В некоторых программах управления выбирается скорость движения строящего элемента. Например, лазер или экструдер. По окончании ввода параметров построения располагаем модель в рабочей зоне установки послойного синтеза. Применительно к аэродинамической модели разработанной в ходе работы: носовая часть (рис. 5) и хвостовая часть модели (рис. 6). В завершении всей подготовки отдаем команду на построение модели.

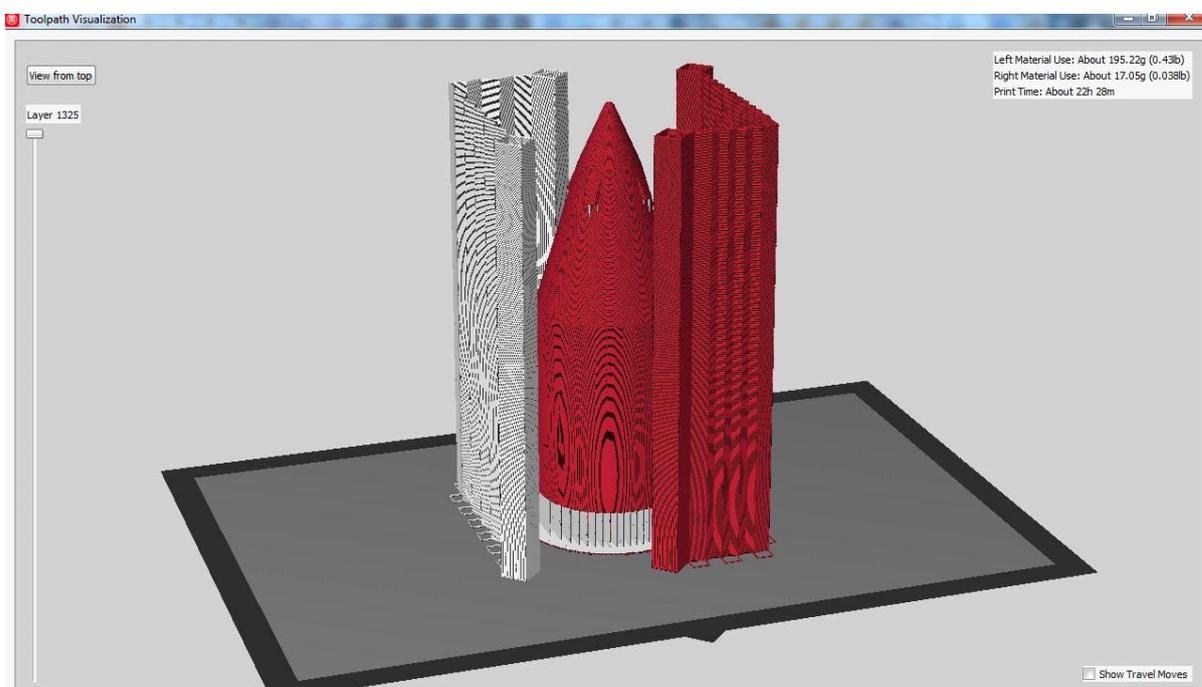


Рисунок 5 – Носовая часть модели в программе подготовки к печати

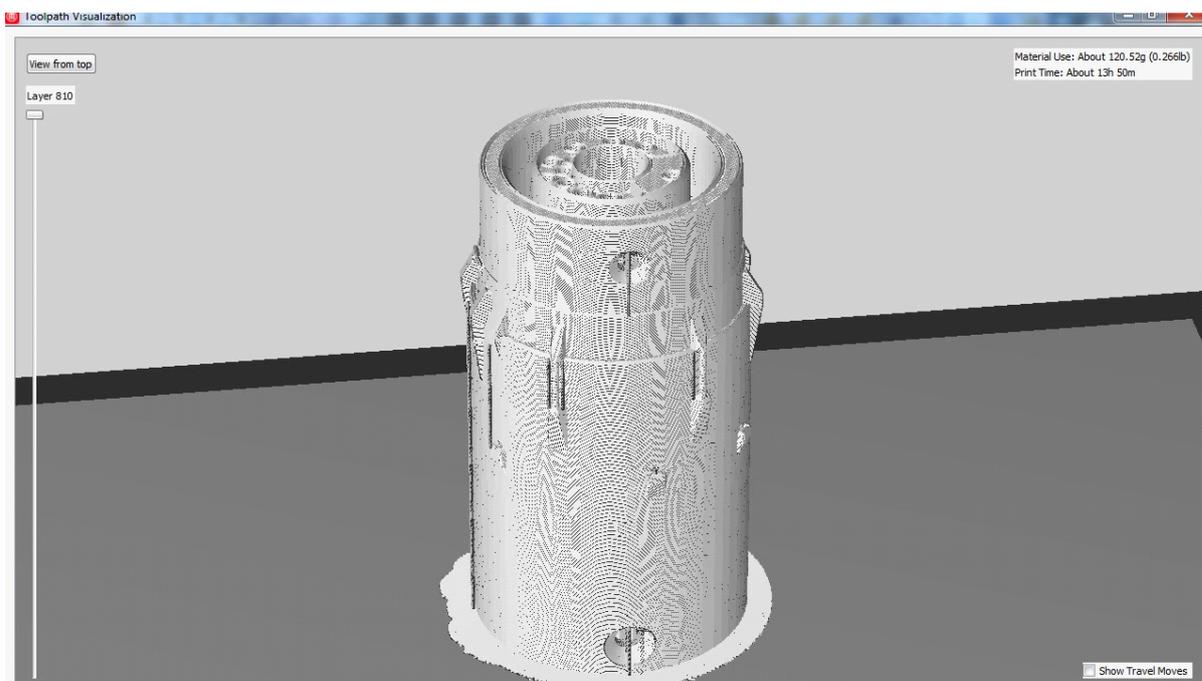


Рисунок 6 – Хвостовая часть модели в программе подготовки к печати

В процессе построения модели никаких корректирующих действий производить невозможно – особенность всех аддитивных технологий.

Цикл изготовления модели из двух составных частей составляет 36 часов и 8 минут (22 часа 28 минут на носовую часть и 13 часов 50 минут на хвостовую части). Модели выставляли вертикально, так как в этом положении максимальное качество внешней геометрии и минимальное количество материала «поддержки». В программе подготовки к построению носовая часть была разбита на 1325 сечений\слоев, а хвостовая на 810 сечений\слоев. Обе части распечатаны с шагом слоя 0.1мм по оси Z и 100% внутренним заполнением материала. Полученные модели можно наблюдать на носовую часть (вес 195.2гр.), хвостовую часть (вес 120,5гр.). На рис. 7 показана носовая часть модели, на рис. 8 – хвостовая часть модели.



Рисунок 7 – Модель носовой части, распечатанная на FDM



Рисунок 8 – Модель хвостовой части, распечатанная на FDM

После выращивания и удаления материала поддержки, модели были проверены на собираемость (рис. 9). Сборка проведена успешно. Полученная модель полностью соответствует требованиям геометрического подобия (рис.10).

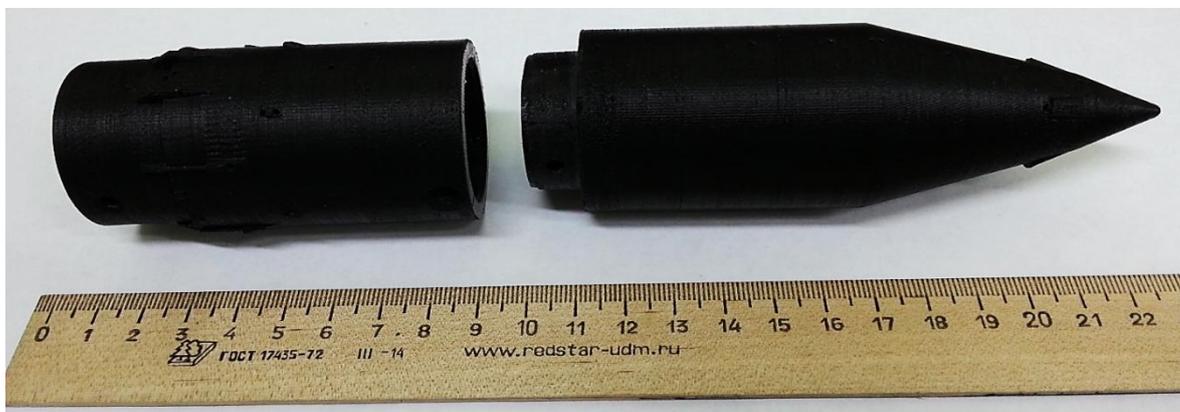


Рисунок 9 – Модели, распечатанные на FDM, до контрольной сборки



Рисунок 10 – Модель, распечатанная на FDM, в собранном состоянии

Следующая операция – это монтаж дренажных трубок. Трубки типовые из нержавеющей стали устанавливаются в посадочные отверстия и фиксируются на клей. После монтажа дренажных трубок была проведена проверка на герметичность. В ходе данной операции было обнаружено падение давления. Для чистоты эксперимента модель была помещена в гидродинамический стенд - «аквариум», и визуально было обнаружено прохождение пузырьков воздуха в сплошном материале. После данной операции было принято решение о доработке модели для герметизации. В каждый канал модели головной части был залит растворитель и выдержан в течении двух минут. После удаления растворителя каналы модели были продуты сжатым воздухом и в течении одного часа модель лежала до полного высыхания. Герметичность модели улучшилась на 30%. Проверка на прочность. Модель установленная на державку, в соответствии со сборочным чертежом, закрепляется в тисках под углом 10° . На конической части закрепляется груз массой 7 кг. При нагружении модель не отклонилась и не сломалась, что является положительным показателем. Модель показала себя хорошо при нагружении. Никаких отклонений не наблюдалось.

Аэродинамические испытания модели, полученной на 3Д-принтере

Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах ракет сложных компоновок являются на сегодняшний день единственным надежным способом определения структуры течения, распределения параметров потока и уровней нагрева конструкции при полете на сверх – и гиперзвуковых скоростях.

Методика экспериментальных исследований включает три основных блока: методику соблюдения подобия, методику проведения непосредственно испытаний в рамках существующих экспериментальных установок и методику переноса результатов испытаний на натурные условия полета.

Для проведения испытаний тепловых нагрузок ракет при сверхзвуковых скоростях наиболее широко используется два типа установок: сверхзвуковые аэродинамические трубы длительного действия и ударные трубы.

Для визуализации течения оптическими методами установлен Теплеровский прибор и интерферометр. Видеосъемка картин плавления термоиндикаторов и картин размываемых точек осуществляется HD видеокамерами с шести ракурсов.

Определение сил и моментов, действующих на РКН в диапазоне чисел Маха $M=0.6...4.0$ (весовые испытания). Весовые модели предназначены для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на все изделие и его отдельные элементы (ступени, боковые блоки, сопла двигателя).

Взвешивание производится внутримодельными тензометрическими весами, принцип которых основан на изменении сопротивления чувствительного элемента весов резисторного тела, либо появлении напряжения на пьезоэлементах при деформации [10, 11].

Масштаб моделей определяется одновременно решаемой задачей и размерами рабочей части трубы. При этом соблюдается правило, что при испытаниях при M_1 загрузка рабочей части не должна превышать 1-2% по площади, поскольку наличие модели в трубе может изменить число Маха (сделать сверхзвуковым течение). Определение распределения давления по поверхности модели в диапазоне чисел Маха $M=0.6...4.0$ (дренажные испытания). Дренажные модели предназначены для определения распределения давления по поверхности изделия или в специфических точках. В случае, если определяется среднее давление стационарного или квазистационарного давления замер производится посредством дренажной трубки, идущей от точки замера через хвостовую державку к манометру, находящемуся вне трубы. Время установления давления в этом случае составляет до 15 секунд.

На испытательной базе предприятия имеются баллонные сверхзвуковая и гиперзвуковая трубы.

Технические характеристики трубы 1 Диапазон чисел $M - 2,0... 4,0$

Технические характеристики трубы 2 Диапазон чисел $M - 0,5 - 1,5$.

Труба 1 является сверхзвуковой аэродинамической трубой баллонного типа с сечением рабочей части 300 x 350 мм. Модель в трубе крепится на боковой державке, которая обеспечивает ее перемещение по углу атаки 2...10 град. дискретно через 1 градус.

Труба 2 является трансзвуковой аэродинамической трубой баллонного типа с сечением рабочей части 300 x 250 мм, с перфорированными верхней и нижней стенками. Модель в трубе крепится на саблевидной державке, которая обеспечивает ее перемещение по углу атаки 4...12 градусов. Подача вторичного воздуха к модели

осуществляется от баллонной рампы, состоящей из шестидесяти 400 литровых баллонов общей емкостью 24 м³ с рабочим давлением 350 атм.

Подача воздуха в аэродинамические трубы осуществляется по пневмосистеме через пневмоклапаны, установленные на каждом ряду воздушной рампы и через регулирующие вентили $D_y=0,09\text{м}$ с электроприводом, установленные на каждой трубе. Подогрев воздуха осуществляется с помощью подогревателя. Данные отображаются на мониторе и печатаются на принтере или рисуются на плоттере. Данная система позволяет производить запись 100 параметров давления, 100 параметров температуры и показаний с двух шестикомпонентных тензочувствительных датчиков. Замеры параметров температуры при испытаниях производятся хромель-копелевыми термопарами и термометрами сопротивления, замер параметров давления датчиками, замер аэродинамических нагрузок производится тензометрическими весами.

Все выходные сигналы с термопар, термометров сопротивления датчиков давления и тензометрических весов поступают по кабельным линиям в многоканальный мобильный измерительный вычислительный комплекс, входящий в состав автоматизированной системы управления аэродинамическими трубами 1 и 2 сбора и обработки данных аэродинамических испытаний моделей. Система позволяет получать результаты испытаний в виде табличных данных и графиков [5]. Проверка в аэродинамической трубе. Модель устанавливается на державку (рис. 11), помещается в рабочую зону аэродинамической трубы и фиксируется (рис. 12). Испытания проводятся на максимальных доступных режимах аэродинамической трубы, с числом Маха $M=4$. В течение трех минут модель находилась под

воздействием скоростного напора, плюс полторы минуты для выхода трубы на режим.



Рисунок 11 – Модель, установленная на державку



Рисунок 12 – Модель в рабочей зоне аэродинамической трубы

По окончании испытаний в модели были обнаружены небольшие трещины в месте фиксации к державке (самое тонкое место в модели). Вероятно, это было вызвано тем, что при отрицательных температурах полимерные материалы становятся хрупкими. Во время эксперимента температура опускалась до -72° .



Рисунок 13 – Модель после испытаний

По окончании эксперимента можно сделать следующий вывод:

Вырастив модель на установке послойного синтеза, удалось сократить многие операции по сравнению с типовым технологическим процессом. В дальнейшем планируется использовать несколько иную технологию 3D печати для достижения лучшего результата по шероховатости поверхности модели и обеспечению качественных каналов и прочности модели. При использовании технологии спекания полиамида лазером можно достигнуть всех целей технического задания, однако стоимость модели увеличится почти в два раза.

Заключение

- В результате проведения конструктивно-технологического анализа моделей головных обтекателей ракет-носителей, удалось оценить конструктивные свойства изделия, его технологичность и выявить трудности и сложности изготовления моделей традиционными способами.
- Предложено переработать и упростить технологический процесс изготовления аэродинамической модели с использованием аддитивных технологий.

- Для 3d печати модели разработана оптимальная трехмерная модель модели головной части ракеты-носителя с учетом всех конструктивных требований и соответствия техническому заданию.

- Напечатаны по технологии FDM модели ГО состоящие, как и в существующей технологии, из двух частей.

- Проведены испытания модели на прочность и герметичность.

- В аэродинамической трубе при скорости до $M=4$ проведены испытания аэродинамической модели, полученной по технологии FDM, подтвердившие правильность проведения исследований.

По результатам проведенной работы можно однозначно сказать, что максимально упрощен процесс проектирования 3D модели и технология изготовления аэродинамических моделей головного частей ракет-носителей.

Разработка модели головной части проходила в программе трехмерного проектирования, поэтому отпадает необходимость изготавливать документацию на детализовку и можно ограничиться всего одним сборочным чертежом и спецификацией к нему. Предлагается продолжить исследование в этом направлении и использовать технологию селективного лазерного плавления полиамидного порошка, что позволит обеспечить полную герметичность аэродинамической модели и качество каналов.

Библиографический список

1. Петров К.П. Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. - 135 с.
2. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. - М.: Рестарт, 2009. - 528 с.
3. Артонкин В.Г., Леутин П.Г., Петров К.П., Столяров Е.П. Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 1413. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1972. - 93 с.
4. Atlas Launch System Mission Planner's Guide, Atlas V Addendum (AVMPG). 1999 by International Launch Services. 101 W, Suite 2000, San Diego, CA 92101, 80 pp. CLSB-9911-0586.
3. 10 правил подготовки модели к 3D печати. URL: <http://savepearlharbor.com/?p=196182>
4. Vatani M, Rahimi AR et al (2009) An enhanced slicing algorithm using nearest distance analysis for layer manufacturing // Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, 2009, vol. 37, pp. 721 - 726.
7. STL – формат быстрого прототипирования, CAD/CAM/CAE Observer. 2005. № 5 (23). URL: http://www.cadcamcae.lv/hot/STL_n23_p64.pdf
8. Видение будущего? Модель SLS летает в аэродинамической трубе. URL: <http://universetoday-rus.com/blog/2012-12-12-821>
9. Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б. Технологии аддитивного производства. Трехмерная печать, быстрое прототипирование и прямое цифровое производство. - М.: Техносфера, 2016. – 656 с.

10. Зленко М.А., Нагайцев М.В., Довбыш В.М. Аддитивные технологии в машиностроении. – М.: ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. – 220 с.
11. Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Джоздани М.С., Хорошко А.Л. САПР при моделировании режимов технологических процессов производства элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=69638>
12. Ле Ван Ха. Закон подобия в развитом турбулентном пограничном слое // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=69545>
13. Тарасенко О.С., Бодрышев В.В., Абашев В.М. Метод цифровой обработки теневых снимков сверхзвукового обтекания элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2016. № 83. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62032>
14. Stevens M.J., Covas J.A. Extruder principles and operation, 1995, Springer, Dordrecht, 494 p.
15. Turner B.N., Strong R, Gold S.A. A review of melt extrusion additive manufacturing processes // Rapid Prototyping Journal, 2014, vol. 20, pp. 192 – 204.
16. Peter Smid. CNC programming techniques: an insider's guide to effective methods and applications, Industrial Press Inc., New York, 2005, 343 p.
17. Jacobs P.F. Rapid Prototyping & Manufacturing: fundamentals of stereolithography, Society of Manufacturing Engineers (SME), New York, 1992, 434 p.
18. Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Афшари П., Хорошко А.Л. Применение САПР для моделирования и исследований магнитно-импульсной сварки трубчатых

19. Jacobs P.F. Stereolithography and other RP&M Technologies from Rapid Prototyping to Rapid Tooling, New York: American Society of Mechanical Engineers (ASME Press), 1996, 450 p.
20. Qu X, Stucker B. A 3D surface offset method for STL-format models // Rapid Prototyping Journal, 2003, vol. 9, no.3, pp. 133 - 141.
21. Limaye A., Rosen D.W. Compensation zone approach to avoid Z errors in Mask Projection Stereolithography builds // Rapid Prototyping Journal, 2006, vol. 2, no.5. pp. 283 - 291.
22. Strucker B., Qu X. A finish machining strategy for rapid manufactured parts and tools // Rapid Prototyping Journal, 2003, vol. 9, no.4, pp. 194 - 200.
23. Vatani M., Rahimi A.R. et al. Anenhanced slicing algorithm using nearest distance analysis for layer manufacturing // Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, 2009, vol. 37, pp. 721 – 726.
24. Adedeji B. Badiru, Vhance V. Valensia, David Liu. *Additive Manufacturing Handbook: Product Development for the Defense Industry*. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2017, 924 p.