

УДК (629.783)

Выбор концепции и создание в лабораторных условиях двигательной установки для наноспутника

09, сентябрь 2012

Павлов А.М.

*Студент,
кафедра «Космические летательные аппараты и ракеты-носители»*

*Научный руководитель: Попов А.С.,
старший преподаватель «Аэрокосмические системы»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
Pavlov_arseniy@mail.ru

В настоящее время широкое распространение получила разработка малых космических летательных аппаратов на базе различных образовательных учреждений. Благодаря невысокой стоимости и доступности технических решений, запуск студенческого спутника позволяет провести различные научные эксперименты независимо от возможных носителей аппарата (крупные исследовательские спутники и т.п.) и без привлечения больших средств и производственных ресурсов.

Так в МГТУ им. Баумана ведется разработка пикоспутника «Парус-МГТУ», оборудованного роторным солнечным парусом. Экспериментальная отработка развертывания и функционирования паруса на орбите позволяет в будущем применять эту технологию не только для межпланетных перелетов и построения орбит, плоскость которых находится вне притягивающего центра, но и для сведения с орбиты спутников, отработавших свой ресурс.

Одним из способов выведения сверхмалого КА на орбиту является запуск с Международной космической станции (МКС). Но в данном случае, из-за того, что высота орбиты МКС составляет примерно 350 км, нормальный режим развертывания паруса не может быть обеспечен по причине относительно сильного влияния атмосферы. Поэтому для проведения такого технологического эксперимента требуется подъем орбиты аппарата, обеспечиваемый дополнительным модулем с собственной двигательной установкой (ДУ).

Создание ДУ для сверхмалых спутников, способной обеспечить изменение параметров их орбиты в широком диапазоне, является новой технической задачей. Такая установка должна быть экономичной, надежной, обеспечивать частые включения и выключения в состоянии невесомости и глубокого вакуума. Из-за небольших размеров происходит сильная миниатюризация узлов и различной арматуры ДУ, что также накладывает значительные ограничения на выбор конструкции и схемы самой установки. Эти ограничения определяются

возможностями производственной и материальной баз университета, а также существующими технологиями производства.

Для решения указанных задач в процессе проектирования можно предложить следующие схемы ДУ:

- газоструйные двигатели на сжатом гелии;
- электрический ракетный двигатель на твердом топливе (парафин, фторопласт);
- однокомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги;
- электрический ракетный двигатель на жидком топливе (дистиллированная вода);

Газоструйный двигатель обладает тягой, достаточной для проведения межорбитальных переходов, а также может использоваться для стабилизации пикоспутника. Простота конструкции и надежность объясняют широкое применение таких ДУ на различных спутниках и межпланетных станциях в качестве двигателей ориентации и стабилизации.

Важным преимуществом таких двигателей является наличие серийных моделей у предприятий космической промышленности в России. Но хотя такие образцы по своим параметрам могли бы подойти для решения задачи межорбитального перелета малого спутника, их стоимость в десятки раз превосходит стоимость всего аппарата, создаваемого в МГТУ им. Баумана.

Также существенным недостатком является большая масса баллона со сжатым газом, которая обусловлена высоким давлением внутри него (40 МПа). Так для обеспечения требуемой характеристической скорости необходим баллон массой 15 кг, что недопустимо много при массе всего аппарата 4–5 кг.

Другим вариантом ДУ пикоспутника может быть электрический ракетный двигатель на твердом топливе, использующий в качестве рабочего тела полимеризованные органические соединения, переведенные в газообразное состояние нагревателем. Такие ДУ сейчас находятся в стадии разработки и экспериментальных исследований. Но ввиду конструктивных и технологических сложностей от такого типа двигателя пришлось отказаться.

В последнее время на космических летательных аппаратах все чаще используются однокомпонентные жидкостные ракетные двигатели, в частности на перекиси водорода. Такой вариант двигателя также рассматривался при проектировании буксира для парусника, но так как запуск аппарата планируется проводить с МКС, то из соображений безопасности экипажа станции такой вариант был отклонен.

Принципиально новой схемой ДУ является электрический ракетный двигатель, работающий в импульсном режиме и в качестве рабочего тела использующий водяной пар. Такая ДУ обладает достаточными удельными характеристиками и небольшими габаритами, соответствует требованиям безопасности и не загрязняет окружающую среду. Перечисленные преимущества позволяют использовать ее в качестве маршевого двигателя межорбитального буксира для небольших спутников.

Схема работы такого двигателя заключается в подаче небольшого количества воды через распылительную головку в предварительно нагретую камеру. Капли, равномерно распределяются по стенкам, мгновенно испаряются, а затем, пар, дополнительно нагреваясь, истекает через сопловой блок, состоящий из дозвуковой и сверхзвуковой частей.

Рассматривается схема перехода с одной круговой орбиты — орбиты МКС на другую, более высокую — рабочую круговую орбиту высотой 650 км. На начальной орбите космическому аппарату (КА) передается короткий импульс, направленный по касательной к траектории в сторону движения. В результате КА переходит на промежуточную эллиптическую орбиту с радиусом перигея, равным радиусу исходной круговой орбиты, и высотой апогея, равной высоте целевой орбиты.

Для перехода на целевую круговую орбиту в апогее переходного эллипса ДУ КА создает еще один импульс, также направленный по касательной к траектории в сторону движения КА, который обеспечивает прирост скорости, необходимый для перехода с гомановского эллипса на целевую круговую орбиту.

Схема такого перехода изображена на рис.1.

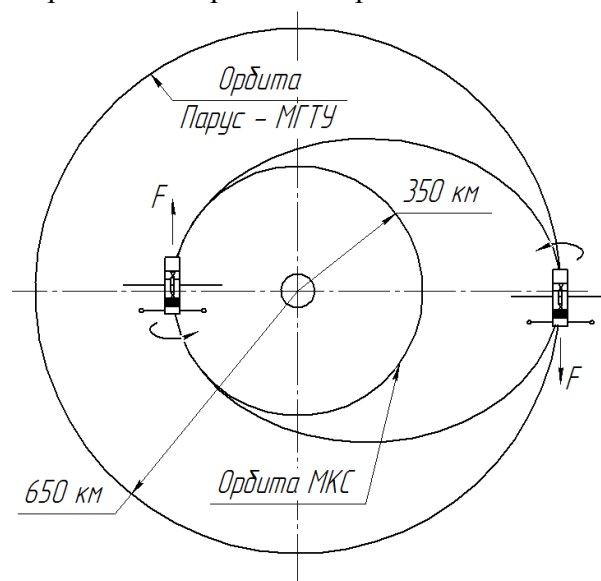


Рис.1 Гомановский переход

Но так как мощности двигателей недостаточно для перехода на целевую орбиту за один виток, то необходимо осуществить несколько последовательных запусков двигателя. Таким образом, для подъема исходной орбиты, ДУ должна работать в импульсном режиме, со средней периодичностью 47 минут (половина витка).

Энергия для работы ДУ обеспечивается блоком солнечных батарей, устанавливаемых на буксире. Мощности батарей должно хватать на нагрев камеры двигателя до исходной температуры за промежуток времени между включениями ДУ.

По предварительным расчетам, выполненными в соответствии с [1], для перехода на круговую орбиту с высотой 650 км запас характеристической скорости составит 166 м/с, рабочего тела (дистиллированной воды) потребуется 900 г при массе спутника без топлива 3,1 кг.

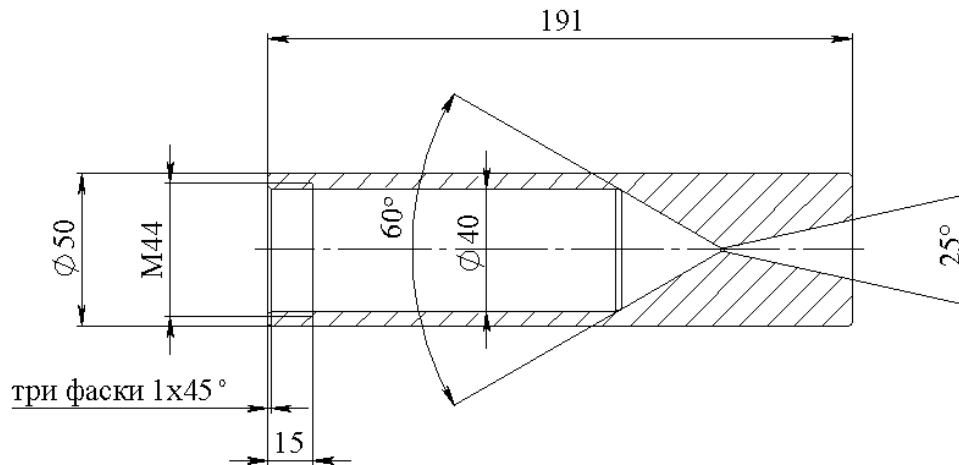


Рис. 2 Чертеж двигателя

С учетом вышеизложенных требований были спроектированы сопловой блок двигателя и нагревательная камера. Этот вариант двигателя планируется использовать в наземных испытаниях, с целью исследования происходящих в нем физических процессов. Чертеж двигателя для его лабораторной отработки, выполненный по рекомендациям [2, стр 43] представлен на рис.2.

В торцевой части камеры нарезается резьба для закрепления крышки, на которую устанавливается форсунка для впрыска воды и датчики давления.

Представляется технологически оправданным изготовление данного двигателя на токарном станке, но, из-за особенностей изготовления сопловой части в связи с малым диаметром критического сечения (1 мм), такой способ потребовал оборудования высокой точности.

Альтернативным способом изготовления заготовки данной детали может выступать литье в керамическую форму.

Для изготовления формы применяется новейшая технология 3D печати, описанная в [3], на принтере производства компании Z Corporation.

В процессе печати мелкодисперсная гипсо-керамическая смесь пропитывается специальным твердеющим составом, и в результате получается полноразмерная модель. При этом обеспечивается точность изготовления не хуже, чем требуемая в данном случае точность в 0,1 мм.

Материал, используемый в таких принтерах пригоден для изготовления литейных форм, заливаемых цветными металлами и сплавами. По сравнению с традиционной формовочной смесью, форма, изготовленная на 3D принтере, обеспечивает значительное увеличение точности и качества отливок, а так же позволяет изготавливать изделия со сложной геометрией. Такой способ изготовления позволил провести оптимизацию конструкции, в частности сделать толщину стенки постоянной на всем протяжении двигателя.

Для разрабатываемого двигателя была спроектирована форма (рис.3), отвечающая требованиям безопасности и технологическим рекомендациям производителя оборудования. Поскольку наибольшей трудностью при изготовлении формы представляется формирование области в районе критического сечения, форма выполнена неразъемной, с одной литниковой чашей и сложной системой вентиляции, обеспечивающей эффективный отвод газов от стенок отливки. Неразъемность формы позволила осуществить подкрепление стержня поз. 6 специальными стойками поз. 3 рис. 3, которые после изготовления детали должны быть заглушены специальными болтами.

На рис.3 поз.1 обозначен стояк, обеспечивающий достаточный гидростатический напор металла при заливке. Постоянная толщина стенки формы и двигателя в области критического сечения достигается за счет вентиляционного канала поз.2. Во избежание поломки стержня (поз.6), образующего внутреннюю поверхность двигателя, его положение фиксируется в 6-ти дополнительных точках за счет стоек (поз.3). Отверстия в стенке камеры от этих стержней в дальнейшем будут закрываться болтами. Дополнительные полости (поз.4, поз.5) в стержне поз. 6 обеспечивают рекомендованную толщину его стенки. Стержень выполнен с формой как единое целое для уменьшения вероятности его поломки в наиболее тонком сечении. Стенка формы вентилируется дополнительными каналами (поз.7).

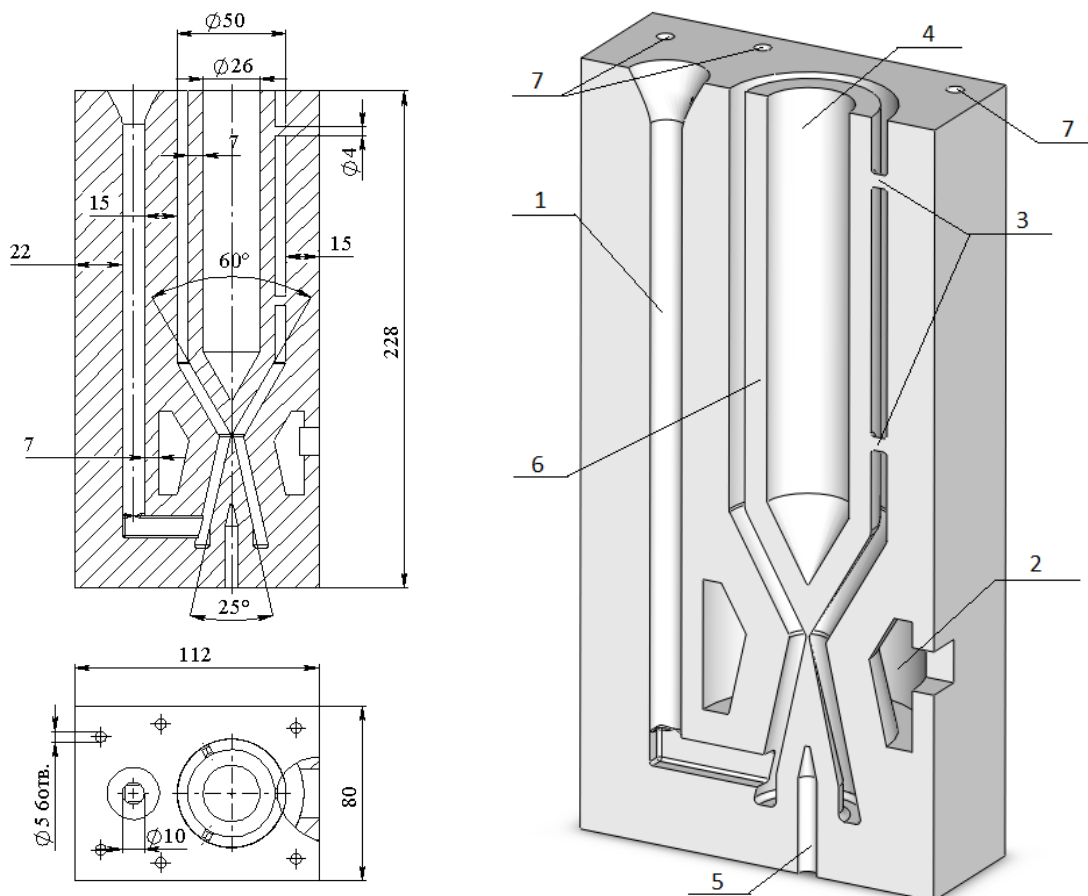


Рис.3 Литейная форма

Вывод:

Предложена и спроектирована литейная форма для изготовления импульсного реактивного двигателя для сверхмалых космических аппаратов изготавливаемая посредством 3D принтера ZCast®.

Литература

1. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004.—544с.;
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели, М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. — 488 с.
3. ZCast® 501Формы для непосредственной разливки металла. Руководство для проектирования форм, 2004. — 43 с.