

УДК 621.454.3.002.3(086.2)

МОДЕЛЬ СТАРТОВОГО УСКОРИТЕЛЯ ДЛЯ СЕМЕЙСТВА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

К.т.н. М.В. Амброжевич, д.т.н. В.А. Серeda, С.А. Яшин, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»

Изложен метод моделирования рабочего процесса в стартовом ускорителе для запуска с поверхности беспилотного летательного аппарата. Предложен подход к моделированию семейства геометрически подобных ускорителей. Приведены результаты расчета рабочего процесса в стартовом ускорителе в виде цветowych карт физических полей в расчетной области и интегральных характеристик.

Викладено метод моделювання робочого процесу в стартовому прискорювачі для запуску з поверхні безпілотного літального апарату. Запропоновано підхід до моделювання сімейства геометрично подібних прискорювачів. Наведено результати розрахунку робочого процесу в стартовому прискорювачі у вигляді кольорних карт фізичних полів в розрахунковій області та інтегральних характеристик.

The method of modeling the workflow in the rocket booster for launching an unmanned aerial vehicle from the surface is described. An approach to modeling a family of geometrically similar accelerators is proposed. The results of the calculation of the workflow in the starting accelerator are presented in the form of color maps of physical fields in the computational domain and integral characteristics.

Ключевые слова: стартовый ускоритель, ракетный двигатель, твердое топливо, газотермодинамическая модель, метод особенностей

Введение

Общей проблемой проектирования сложных современных технических систем (вне зависимости от своеобразия понимания данной проблемы разработчиками) является гармонизация разнородных составляющих с целью достижения наиболее полной синергетики, определяющей общий уровень функционального совершенства. Не являются в этом смысле исключением и беспилотные авиационные комплексы (БАК), темпы прогресса которых на данный момент сопоставимы лишь только с развитием пилотируемой авиации в первой половине XX в. Как и любому бурному развитию, общему генезису БАК свойственны деформации на почве дисгармонии между образующими элементами. Причиной тому является неадекватная расстановка приоритетов при решении частных задач проектирования и превалирование натуральных методов доводки. В классе БАК безаэродромного базирования указанная тенденция выражается в том, что основное внимание, как правило, фокусируется на воздушной составляющей (беспилотном летательном аппарате – БЛА), в то время как наземная пусковая установка – НПУ проектируется по остаточному принципу. В классе комплексов с легкими БЛА, невысокий приоритет НПУ усугубляется тем обстоятельством, что стоимость ряда этапов проектирования не зависит от масштаба объекта, что

нередко приводит к простому их игнорированию. Неизбежный ущерб функциональному совершенству комплекса при этом проявляется главным образом в части эксплуатационной пригодности, но не только. При наличии компактной высокоэнергетической НПУ появляется возможность создания БЛА с повышенным аэродинамическим качеством за счет исключения низкоскоростных режимов полета после схода с направляющей. Таким образом, гармонизированное решение общей задачи разработки БАК предполагает наличие специальных методов проектирования НПУ, обеспечивающих синергетику летающей и наземной компонент при заданных техническим заданием условиях конструкторско-технологического характера и эксплуатационной пригодности. В духе времени, такого рода методы безальтернативным образом должны строиться на базе широкого внедрения численного эксперимента. Учитывая, что доступные стандартные пакеты программ не содержат адекватных средств отображения доминирующих факторов рабочего процесса в пиротехнических НПУ, авторами предложена специальная модель стартового ускорителя и реализующего ее численного метода, базирующихся на универсальных представлениях [1-4].

Описание расчетной модели

Фаза разгона БЛА с помощью стартового ускорителя отображается полностью замкнутой нестационарной пространственно-неоднородной моделью. Модель включает в себя: газотермодинамическую подмодель ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), заданную в расчетной области и отображающую процесс внутреннего и внешнего обтекания (рис. 1); подмодель динамики полета БЛА в связанной системе координат.

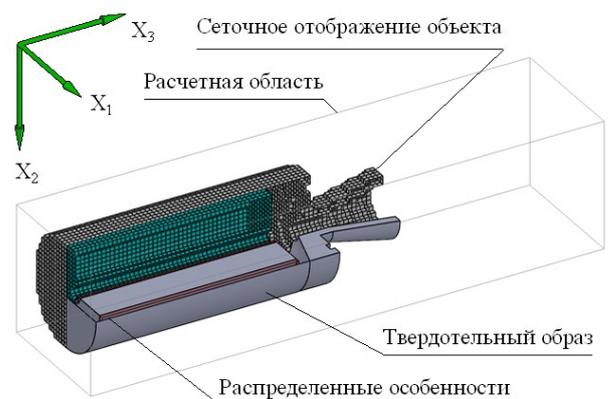


Рис. 1. Расчетная область с масками объекта исследования

Разнородные факторы физического процесса (горение твердого топлива, срабатывание воспламенителя, направляющие свойства твердых поверхностей, силы вязкости) представлены на базе

метода особенностей в форме источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии. Процесс нестационарного движения многокомпонентной среды во внутреннем и внешнем объемах расчетной области отображен консервативной формой записи системы уравнений законов сохранения массы, импульса и энергии, в правых частях которой содержатся интенсивности соответствующих групп ИС.

Для решения данной системы уравнений применяется адаптированный многошаговый конечно-разностный метод [1-4] с использованием принципа расщепления по физическим процессам. Для отображения топологии контрольного объема применяются четыре типа твердотельных масок (рис. 2): объемная, поверхностная с регулируемой проницаемостью и направляющих косинусов. На первом шаге временного слоя определяются параметры невозмущенного течения невязкого газа. На последующих шагах в правые части уравнений вводятся остальные возмущающие факторы в виде источников-стоков массы, импульса и энергии. На твердых границах расчетной области применяется решение задачи о взаимодействии газа с преградой – неподвижной (стенкой камеры сгорания) или перемещающейся (зарядом твердого топлива). В дополнение к компонентам тензора вязких напряжений (интенсивностей стоков импульса), диссипативная сигнатура регулируется нормированием аппроксимационной вязкости за счет слежения за переносом энтропии.

Для моделирования проточной части сложной формы (входной и выходной частей сопла) используется регулярная прямоугольная сетка. В граничных ячейках присутствует маска направляющих косинусов, содержащая в себе осредненные углы нормалей ($\beta_k = \frac{w_k}{w}$, $k = 1, 2, 3$) к поверхности взаимодействия. В этих ячейках осуществляется изэнтропический поворот потока в заданном направлении и используется изэнтропическое приближение решения задачи о взаимодействии газа с преградой [3].

Для отслеживания границ и скорости горения в каждой ячейке применяется маска горения, которая содержит информацию о сгоревшей части ячейки. При смещении свода горения на величину пространственного шага сетки (с учетом коэффициента полноты сгорания $\xi = 0,95$) ячейка исчезает. При появлении новой граничной ячейки (в результате полного сгорания) расчет

ведется из условия внутреннего дробления изначально общего объема двух ячеек. Вблизи подвижных стенок используется решение «половины» задачи о распаде произвольного разрыва, причем скорость разрыва (стенки) принимается равной скорости горения.

Прорыв мембраны в критическом сечении сопла моделировался с помощью полностью непроницаемой поверхностной маски, исчезающей после повышения давления до заданного уровня. Средний уровень давления определялся в ячейках, непосредственно примыкающих к поверхности мембраны. Это дает возможность моделировать прорыв от приходящей волны сжатия в момент воспламенения заряда. Воспламенитель имитировался распределенными источниками массы и энергии в свободном объеме камеры сгорания.

При достижении давления воспламенения топлива в маске горения начинался пересчет скорости сгорания. Источники, моделирующие факторы газификации и химических реакций, локализовались в ячейках, примыкающих к поверхности горения. Интенсивность источников пересчитывалась индивидуально в каждой ячейке на каждом временном слое в зависимости от скорости горения топлива. В предположении о равновесности состава во внутреннем объеме камеры сгорания отслеживается концентрация продуктов сгорания с помощью соответствующего уравнения переноса. Скорость горения заряда высчитывается с учетом эрозионного характера процесса по степенному закону Вьеля:

$$u = bp^v [1 + \pi(T_0 - 293)] \left(1 + \frac{w}{\sqrt{\gamma RT}} \right),$$

где p – внутрикамерное давление; b – коэффициент скорости ТРТ; v, π – показатель степени и температурный коэффициент ТРТ; T_0 – начальная температура заряда; w – скорость течения; γ – показатель адиабаты; a – скорость звука в равновесной смеси.

Модель и метод реализованы в виде пакета программ на языке C++ в среде разработки DevC++, который включает в себя сеточный генератор, расчетный модуль и графическую оболочку (рис. 3). Геометрический образ объекта исследований может быть получен в любом CAD-приложении, позволяющем сохранять деталь в формате STL. Графическая оболочка разработана с помощью библиотеки WinBGIm.

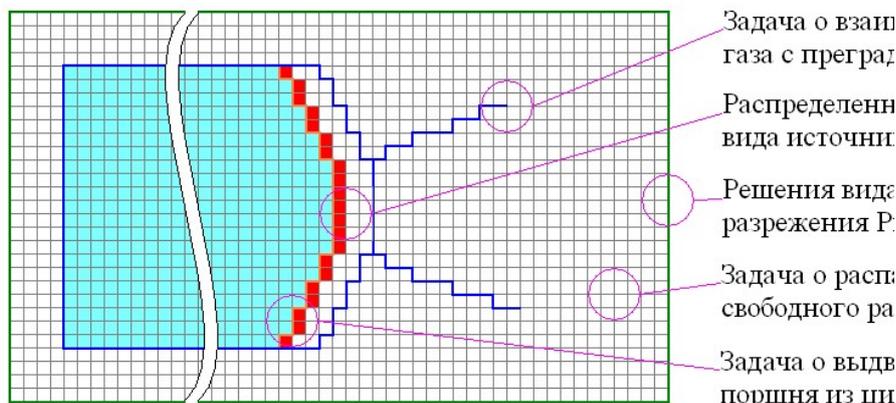


Рис. 2. Сеточное отображение расчетной области модели стартового ускорителя



Рис. 3. Структурная схема программного аппарата

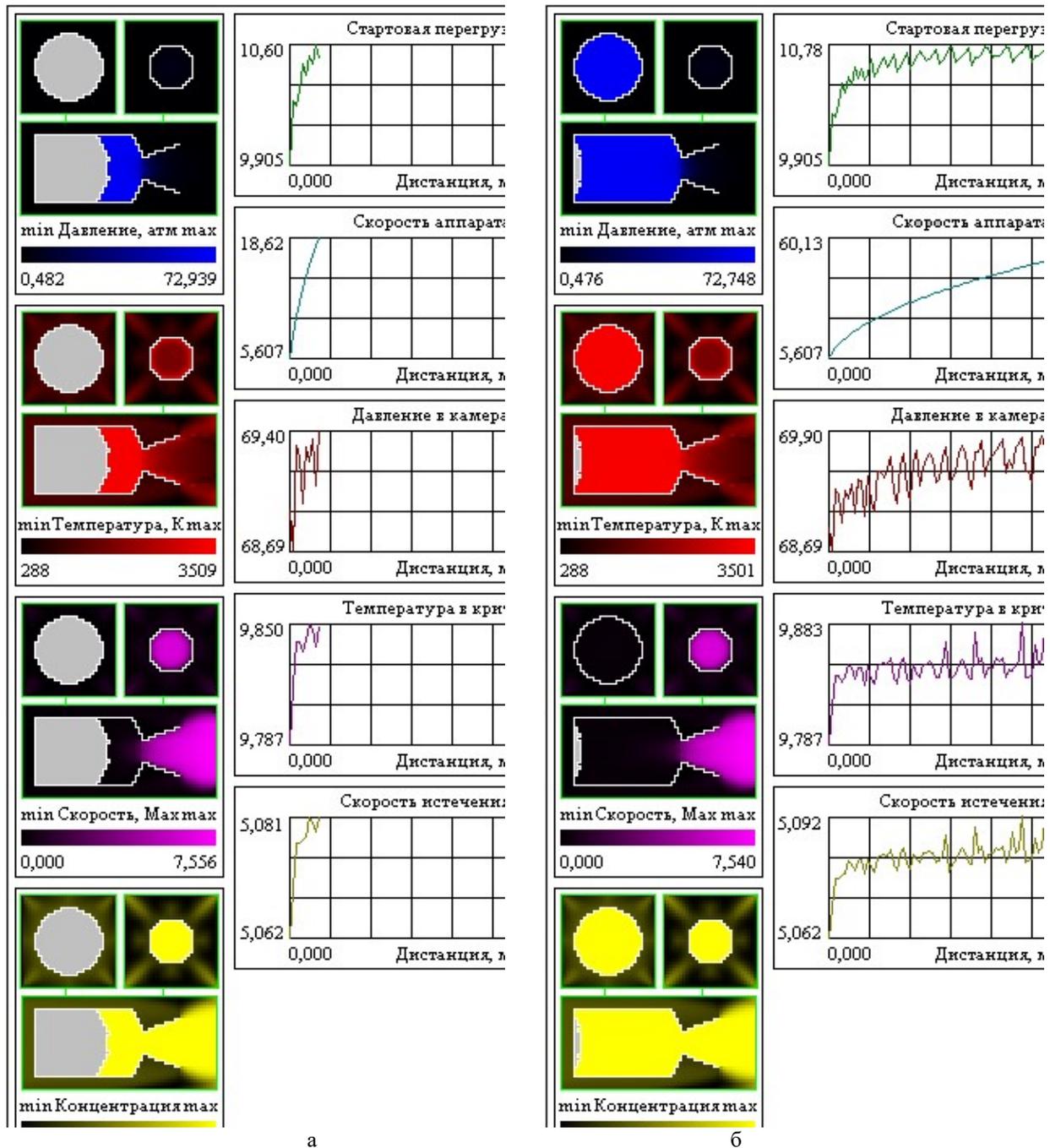


Рис. 4. Состояние физических полей и динамические характеристики стартового ускорителя в середине (а) и конце участка разгона (б)

Проектирование семейства ускорителей

Исходными данными при проектировании стартового ускорителя являются масса запускаемого БЛА ($m_{\text{БЛА}}$), предельно допустимая стартовая перегрузка (n_x) и начальная скорость БЛА (V_0). Для предварительных расчетов характеристик стартового ускорителя находятся необходимая тяга (R) и время работы (τ). Геометрические размеры заряда и сопла определяются из аналитических соотношений [5] по заданным характеристикам топлива.

Предположим, что в семействе запускаемых БЛА будет соблюдаться геометрическое подобие, и стартовая перегрузка будет являться критерием подобия ($n_x = \text{const}$). В семействе стартовых ускорителей пропорционально массе будет расти тяга двигателя ($R = m_{\text{БЛА}} n_x g$), а пропорционально скорости – время его работы ($\tau = V_0 / n_x g$). Для всех типов ускорителей одинаковым принимается давление в камере сгорания и баллистические характеристики твердого топлива. Потребная масса заряда составит:

$$m_T = \frac{R\tau}{J\varphi} = \frac{m_{\text{БЛА}} V_0}{J\varphi},$$

где φ – коэффициент потерь в камере и сопле, J – удельный импульс.

По закону квадрата-куба масса пропорциональна кубу линейного размера, тогда длина заряда следующего в семействе образца № 2 определится как $l_2 = l_1 \sqrt[3]{m_{T2} / m_{T1}}$, т.е. соблюдается геометрическое подобие, что выражается лишь только в соответствующем изменении пространственного шага расчетной сетки.

Результаты численного моделирования

В численном эксперименте для торцевого горения заряда топлива с высокими баллистическими характеристиками отслеживались: среднее давление в камере сгорания, температура в критическом сечении и скорость иссечения газов из сопла, а также динамические характеристики – стартовая перегрузка и скорость разгона (рис. 4).

В рассмотренном случае цилиндрический моноблок имеет конический торец для обеспечения нейтрального закона горения. Время расчета полного рабочего цикла (0,62 с) на расчетной сетке размером $61 \times 29 \times 29$ на одном ядре частотой 2,4 Гц составляет ~70 ч.

Модель адекватно отображает процесс истечения из сопла: наблюдаются бочки Маха (см. цветовые карты температуры). Эрозионная модель горения позволяет отобразить выгорание конуса к концу рабочего цикла, чем обеспечивается максимальный коэффициент использования топлива. На протяжении всего рабочего цикла в камере сгорания наблюдаются пульсации давления, вызванные продольными модами колебаний. К

концу рабочего цикла частота колебаний незначительно уменьшается. Низкая амплитуда колебаний давления (менее 1 %) не опасна для устойчивости процесса.

В процессе внешнего обтекания имеют место сильные эжекционные эффекты (см. физические поля концентрации продуктов сгорания), которые заключаются в вовлечении пассивной массы воздуха в активную струю газа, истекающего из сопла. Очевидно, что эти эффекты будут оказывать заметное влияние на аэродинамику запускаемого БЛА. Для их учета необходима более подробная модель системы старта, в которой БЛА должен быть интегрирован в расчетную область.

Выводы

Относительная простота алгоритма (отказ от нерегулярной сетки, пересчета состава продуктов сгорания и др.) позволяет уменьшить трудозатраты разработчика программного продукта, что является немаловажным фактором снижения технического риска и стоимости НИР.

Предложенная технология численных исследований позволяет радикально повысить информативность расчетных результатов по сравнению с получаемыми с помощью общепринятых аналитических методик, интерпретирующих квазистационарную гипотезу, за счет уточненного представления о стартовой перегрузке, длине участка разгона, динамике набора скорости и других факторах фазы старта БЛА.

Представленный подход к получению характеристик стартовых ускорителей для семейства подобных БЛА применим в случае использования одинаковой конфигурации заряда, физико-химических характеристик топлива и начального уровня давления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Амброжевич, А. В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях [Текст]: монография / А. В. Амброжевич. – Харьков: изд-во ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
2. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, С. Н. Ларьков, В. А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-53.
3. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели [Текст]: монография / А. В. Амброжевич, К. В. Мигалин, С. Н. Ларьков, В. А. Серeda и др. – Тольятти: изд-во ТГУ, 2014. – 296 с.
4. Амброжевич, М. В. Газотермодинамическая модель ракетного двигателя твердого топлива [Текст] / М. В. Амброжевич, В. А. Серeda // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т»*. – 2011. – Вып. 65 (1). – С. 88-93.
5. Орлов, Б. В. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе [Текст] / Б. В. Орлов, Г. Ю. Мазинг // *М.: Машиностроение*, 1964. – 406 с.