

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПОЛНЫЕ ТРАЕКТОРНЫЕ МОДЕЛИ ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ РАКЕТ**

Представлена комплексная аэрогазодинамическая модель двухступенчатых ракет, отражающая процессы внешнего и внутреннего обтекания. Модель учитывает связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей. Внутренние течения определяются моделью горения. Реализованы модели динамики запуска, свободного полета и разделения ступеней, отображающие траекторное поведение объектов аэрокосмической техники в переменных полях поверхностных и массовых сил. На основании модели исследовалась эволюция реактивной струи при старте аппарата и в момент разделения ступеней.

Ключевые слова: комплексная аэрогазодинамическая модель, разделение ступеней, процессы в струях.

Введение

Основной задачей динамического проектирования двухступенчатых летательных аппаратов (ЛА) является определение траекторных сил и моментов, исследование возмущенного движения ЛА с целью выбора параметров системы стабилизации и оценки управляемости. В числе важнейших следует выделить вопросы динамики переходных участков траектории – старта и разделения ступеней [1].

1. Модель и метод исследования

Полный траекторный цикл ЛА отображается замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой комплекс взаимосвязанных элементов:

- 1) подмодели (ПМ) внешнего и внутреннего обтекания, заданной в контрольном объеме (КО), связанном с ЛА;
- 2) динамической ПМ запуска и свободного полета, отображающей траекторное поведение ЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил;
- 3) ПМ динамики разделения ступеней ЛА с учетом конкретных особенностей конструкции и работы систем.

Математическое описание модели свободнолетающего ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения среды в декартовых координатах, состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса и энергии [2]. Для моделирования внутренних течений применялась ПМ рабочего процесса в твердотопливном ракетном двигателе (РДТТ) с подвижными границами, положение которых определялось горением заряда твердого ракетного топлива (ТРТ) в соответствии с формулой Саммерфилда [3].

Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с телами, вовлеченными в тра-

екторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли), в КО задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики полета.

Движения ЛА на траектории описываются уравнениями динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям и моментам, действующих относительно центра масс [4].

Исследование переходных участков траектории представляет собой решение задач об относительном движении двух или нескольких тел, в частности, ЛА относительно пусковой установки, разделяющихся ступеней и т.п.

Геометрическая подобласть решения отображается на сетку с гексаэдральными ячейками. Переменная топология геометрической подобласти решения задается импортированной из среды проектирования твердотельной маской [2, 4]. Для обеспечения адекватного отображения направляющих свойств поверхностей ЛА на прямоугольной сетке использован метод отображения направляющих свойств твердотельных границ [2]. Для решения эволюционной задачи используется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке [2, 4].

Результаты численных исследований представлены воспроизведением переменных во времени состояний физических полей согласно соответствующим траекторным фазам.

2. Пример численного моделирования

Исследовались фазы старта, движения по траектории без изменения полетной конфигурации и разделения ступеней ЛА, выполненного по схеме с продольным делением ступеней (рис. 1, 2).

Мощность расчетной сетки составляла 500 тыс. элементов.

2.1. Моделирование фазы старта

Представленная на рис. 3 фаза старта соответствует импульсному выходу сверхзвуковой реактивной струи, взаимодействующей с поверхностью непосредственно после прорыва диафрагмы, закрывавшей сопло РДТТ.

По мере движения ЛА по направляющей графическая оболочка отображает мгновенные значения параметров, необходимых для решения задач проектирования, в частности – продольной пере-



Рис. 1. Объект исследований

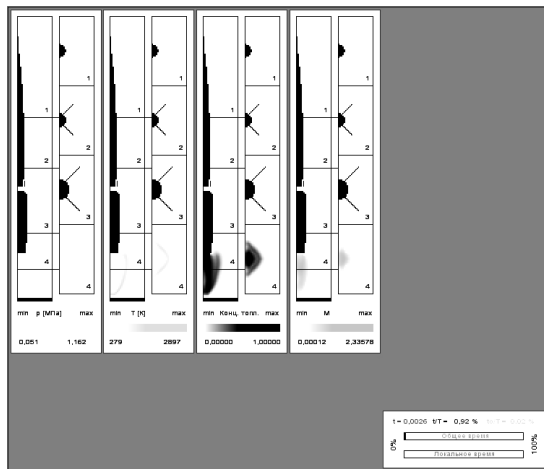


Рис. 3. Фаза старта ЛА

2.3. Моделирование фазы разделения ступеней

На данном типе ЛА применяется способ горячего разделения ступеней. РДТТ маршевой ступени запускается до разрыва связей между ступенями и отделяющийся твердотопливный ускоритель (ТТУ) отбрасывается реактивной струей. Одним из недостатков горячего разделения являются большие возмущения, воздействующие на последующую ступень [1]. Согласно [5], при относительно малых расстояниях между ступенями важную роль играют возвратные течения, которые возникают в результате взаимодей-

грузки, скорости центра масс, несбалансированных моментов при освобождении бугелей и т.п.

2.2. Моделирование свободного полета

Моменты сил, действующие на ЛА на внешнем участке траектории, вызывают отклонения в плоскостях тангажа, рыскания и крена (рис. 4). Тем не менее, свойственная данному типу ЛА тяговооруженность обуславливает практически прямолинейный характер начального внешнего траекторного участка.

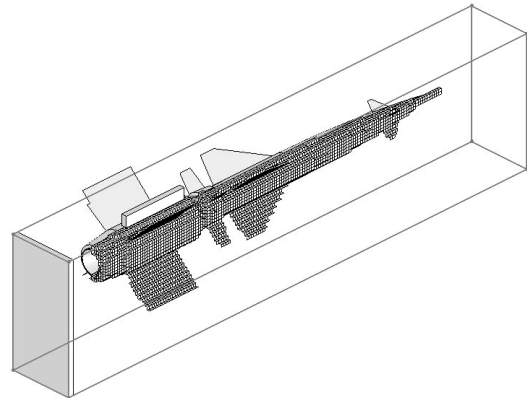


Рис. 2. Контрольный объем с объектом исследований

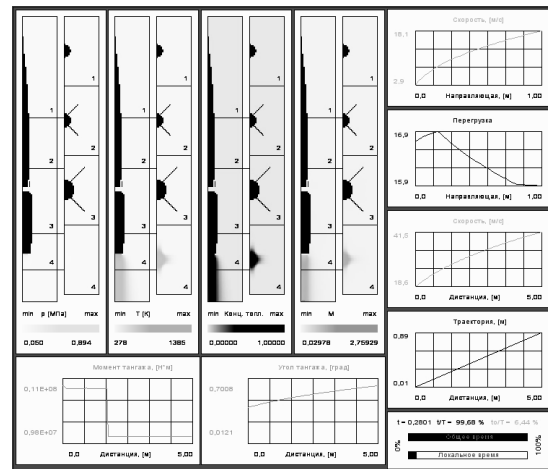


Рис. 4. Состояние физических полей и динамические характеристики при прохождении ЛА дистанции 5 м

ствия струи с передней частью отделяющейся ступени, и направленные к ступени, продолжающей полет. Для данной фазы полета характерна высокая интенсивность силового взаимодействия: осевая сила, действующая на нижнюю часть в начальные моменты разделения сравнима с силой тяги РДТТ маршевой ступени, что используется для быстрого разделения ступеней. Выходящая из сопла струя быстро расширяется, проходит сквозь головной скачок уплотнения перед ТТУ и попадает в полость в его передней части (рис. 5). Затем течение реверсируется и выходит из полости со скоростью, близкой к звуковой. При этом

давление в возвратной струе значительно превышает давление в падающей (рис. 6), что несет в себе потенциальную опасность выключению двигателя. Поэтому для запуска РДТТ маршевой ступени должно быть выдержано определенное минимальное расстояние между срезом сопла РДТТ маршевой ступени и отражательным устройством ТТУ.

2.4. Неравновесные процессы в струях

Неоднородность физических полей в камере сгорания РДТТ проявляется в той или иной мере в критическом сечении, а также на срезе сопла [6].

В [7] указывалось на изменение геометрии сверхзвуковых струй на удалении от сопла. При моделировании обращает на себя внимание эффект неравномерного расширения струи в поперечном к потоку направлении. На одинаковом удалении от выходного сечения процессы расширения-сжатия происходят с повышенной интенсивностью в направлении диагональной плоскости. Анализ показывает образование ярко выраженной зоны разрежения в направлении диагонали. В результате на некотором расстоянии от среза сопла граница струи приобретают в поперечном сечении ромбовидную форму. Эволюция реактивной струи при старте ЛА, а также поле температур в плоскости, перпендикулярной потоку, приведены на рис. 7. На рис. 8 представлено сопоставление смоделированной формы струи и образующейся в натуральных условиях [8].

Еще более интенсивные эффекты интерференции

струй были получены при исследовании фазы разделения ступеней ЛА (рис. 9 – 11).

Одним из доминирующих факторов процесса старта является взаимодействие реактивной струи с наземными частями комплекса.

При газодинамическом старте для повышения пропульсивного КПД двигателя применяются газоотражательные щиты. Истечение струи в полуограниченное пространство приводит к ее торможению, за счет чего осуществляется полуактивный старт ракеты.

Аналогичные явления происходят при горячем разделении ступеней (роль щита в данном случае выполняет торец отделяемой части), что способствует энергичному отделению ТТУ. Для подобного класса явлений характерны интенсивные эжекционные процессы. Уровень скоростей эжектируемой массы при взаимодействии струи с газоотражательным щитом значительно превосходит скорость набегающего потока. Горячее разделение ступеней осуществляется в конце стартового участка траектории при достижении ЛА высоких дозвуковых скоростей полета, не соизмеримых, тем не менее, со скоростью истечения струи.

Таким образом, для обоих случаев характерны высокие субстанциональные скорости, обуславливающие совместно с теньвыми зонами формирование структур, отображающих геометрию оперения. Также струя может приобретать несимметричную структуру, повторяющую формы иных элементов конструкции, например направляющей. По мере удаления ракеты от пусковой установки и отделившейся ступени, «ромб» теряет свои очертания (рис. 12).

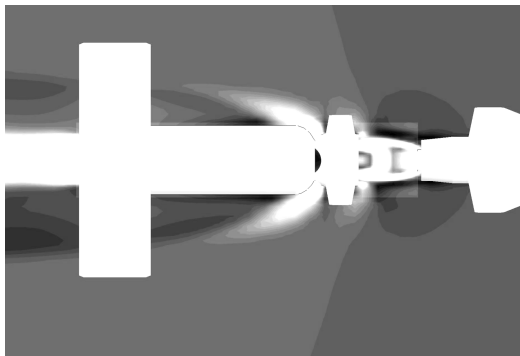


Рис. 5. Поле скоростей между ступенями ЛА

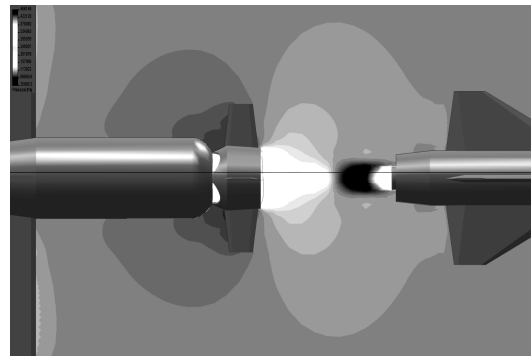


Рис. 6. Поле давлений между ступенями ЛА

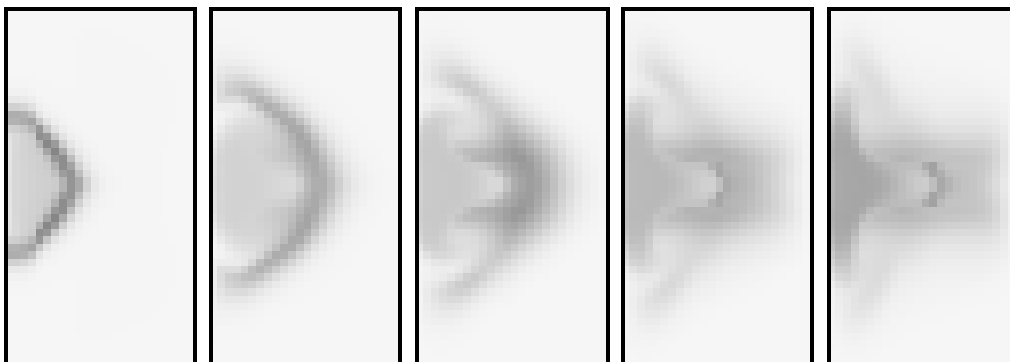


Рис. 7. Эволюция реактивной струи в момент времени от 0 до 0.055 с

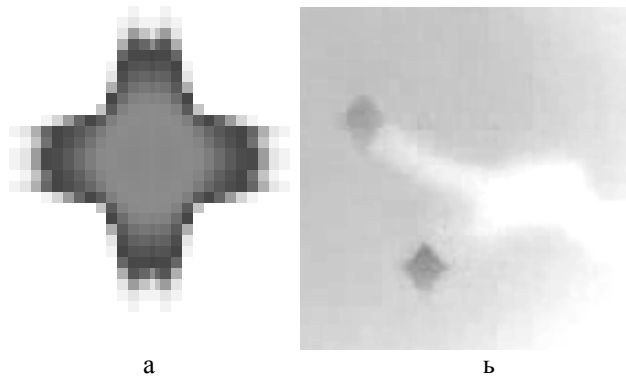


Рис. 8. Форма струи: а – модель, б – натурные испытания

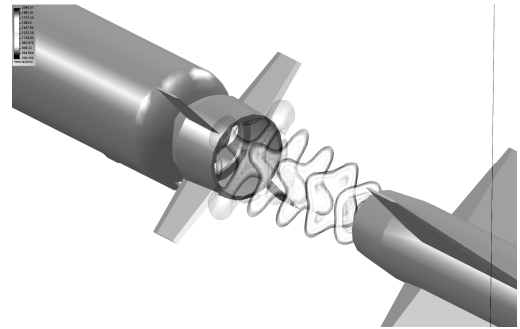


Рис. 9. Изолинии скорости

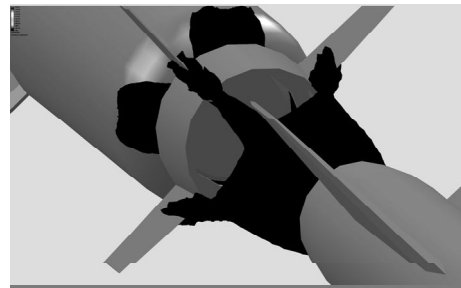
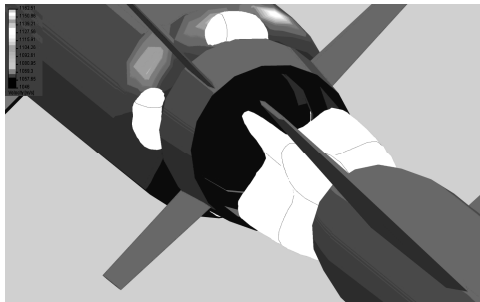


Рис. 10. Изоповерхности скорости



Рис. 11. Поле скоростей в сечениях между головной частью и ТТУ

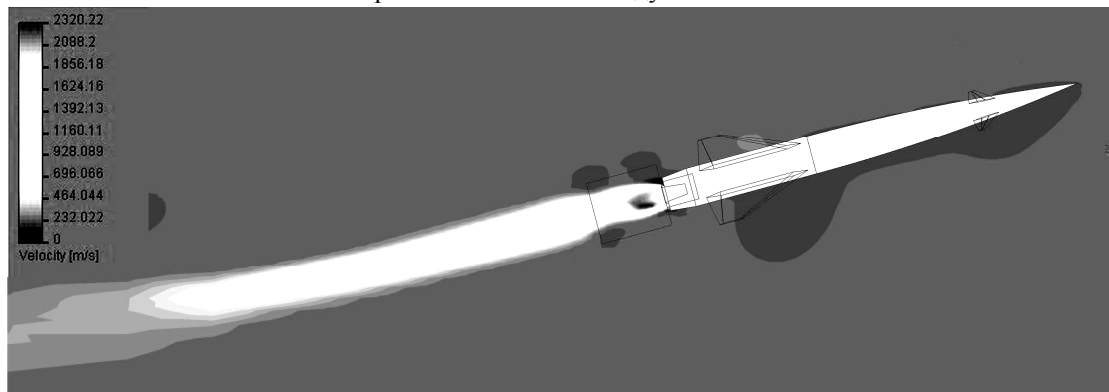


Рис. 12. Полет головной части ракеты после разделения ступеней

Заключение

Достигнутая на данный момент стадия развития информационных технологий обеспечивает условия для проведения НИОКР на основе комплексных представлений об объекте разработки. Применительно к авиаракетной отрасли это означает воз-

можность практической реализации комплексных траекторных моделей, отображающих физические поля при обтекании системы «планер–двигатель» с учетом факторов динамики полета.

Опережающие численные исследования, имеющие в своей основе такого рода технологии вычислительного эксперимента, позволяют провес-

ти базовый комплекс аэродинамических исследований ЛА с учетом многообразия струйных и тепловых эффектов, пространственных волновых явлений, динамики полета для любых траекторных фаз.

Расширение представлений о процессе свободного полета ЛА, получаемых посредством отображения полной картины соответствующих нестационарных физических полей, обеспечивает качественно новый уровень проектных работ, способствует снижению технического риска и экономии ресурсов на этапе натурной доводки объекта.

Литература

1. Лебедев А.А. Баллистика ракет / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1974. – 241с.
2. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-10.

3. Сарнер С. Химия ракетных топлив / С. Сарнер. – М.: Мир, 1969. – 488 с.

4. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

5. Сью. Силовое воздействие струи ракеты при разделении ступеней ракеты на больших высотах / Сью, Муллен // *Вопросы ракетной техники*. – 1979. – № 4. – С. 19-22.

6. Хайлов В.М. Химическая релаксация в соплах реактивных двигателей / В.М. Хайлов. – М.: Машиностроение, 1975. – 160 с.

7. Акимов Г.А. Численное исследование сверхзвуковых струй сложной пространственной конфигурации / Г.А. Акимов, Д.О. Вавилов, А.В. Ключков. [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://rbase.new-factoria.ru>.

8. Материалы научно-производственного предприятия УП "Тетраэдр", специализирующегося на модернизации зенитных ракетных систем [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.tetraedr.com>.

Поступила в редакцию 5.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОВНІ ТРАЄКТОРНІ МОДЕЛІ ДВОСТУПІНЧАСТИХ РАКЕТ

О.В. Амброжевич, І.П.Бойчук, А.С. Карташев, В.О. Серeda

Представлена комплексна аерогазодинамічна модель двоступінчастих ракет, що відображає процеси зовнішнього та внутрішнього обтікання. Модель враховує зв'язок рівнянь динаміки польоту з станом фізичних полів. Внутрішні течії визначаються моделлю горіння. Реалізовані моделі динаміки запуску, вільного польоту та розділення ступеней, що відображають траекторний рух об'єктів аерокосмічної техніки у змінних полях поверхневих і масових сил. На основі моделі досліджувалась еволюція реактивної струї при старті апарату та в момент розділення ступеней.

Ключові слова: комплексна аерогазодинамічна модель, розділення ступеней, процеси в струях.

FULL TRAJECTORY MODELS OF TWO-LEVEL ROCKETS

A.V. Ambrozhevitch, I.P. Boychuk, A.S. Kartashev, V.A. Sereda

It is submitted complex aerogas dynamics model of two-level rockets reflecting processes of an external and internal flow. The model takes into account connection of the equations of dynamics of flight with a condition of physical fields. Internal currents are defined by model of combustion. Are realized models of dynamics of start, free flight and the divisions of steps displaying trajectory behaviour of objects aerospace technics in variable fields of superficial and mass forces. On the basis of model evolution of a jet was investigated at start of the device and at the moment of division of steps.

Key words: complex aerogas dynamics model, division of steps, processes in jets.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бойчук Игорь Петрович – ассистент кафедры теоретической механики и машиноведения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

Карташов Андрей Сергеевич – научный сотрудник кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ankara@ukr.net.

Серeda Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Sereda_Vlad@ukr.net.