

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, В.А. СЕРЕДА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОМПЛЕКСНАЯ ТРАЕКТОРНАЯ МОДЕЛЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Представлена комплексная аэрогазодинамическая модель свободнолетающего летательного аппарата. Сформулирована связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей в контрольном объеме. Изложены способы визуализации полученных результатов и представлены непосредственно сами результаты численного эксперимента. Представлена возможность распространения результатов численного эксперимента на разнообразный спектр практических задач. В частности, продемонстрирована возможность применения предложенной модели к задаче исследования газодинамического старта аэробаллистической ракеты с поверхности.

Ключевые слова: комплексно-сопряженные аэрогазодинамические и динамические модели полета летательного аппарата, газодинамический старт, система ввода в полет.

Введение

Неотъемлемым компонентом современных технологий проектирования являются опережающие исследования рабочих процессов на основе универсальных физико-математических моделей, что позволяет снизить затраты на разработку и технический риск.

В числе важнейших этапов проектирования следует отметить отработку фазы ввода в полет летательного аппарата (ЛА), которая в натурных условиях неизбежно связана с высоким техническим риском и в случае аварийного исхода может фатальным образом отразиться на ходе НИОКР.

Фаза ввода в полет ЛА является многофакторным и многовариантным процессом с возможными доминантами – баллистической, аэродинамической или газодинамической. Тем не менее, любой из названных типов процесса старта может быть отображен универсальной пространственной нестационарной газодинамической моделью, замкнутой уравнениями динамики полета. Использование твердотельной маски при этом позволяет с достаточной для практических целей точностью имитировать факторы интерференции реактивной струи с элементами стартового комплекса. Любой тип старта: газодинамический, катапультный, минометный и др. может быть смоделирован таким образом на основе универсальных расчетных средств.

1. Модель и метод исследования

Фазы полетного цикла ЛА отображаются полностью замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой взаимосвязанный

комплекс следующего состава:

1) газодинамическую модель внешнего и внутреннего обтекания, заданную в контрольном объеме (КО), связанном с ЛА (рис. 1);

2) модель динамики полета, отображающую траекторное поведение ЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил.

Заданная согласно п. 1 газодинамическая модель, таким образом, предопределяет использование неинерциальной системы отсчета. Выбору формы КО зависит от наличия свойств геометрической симметрии физического оригинала.

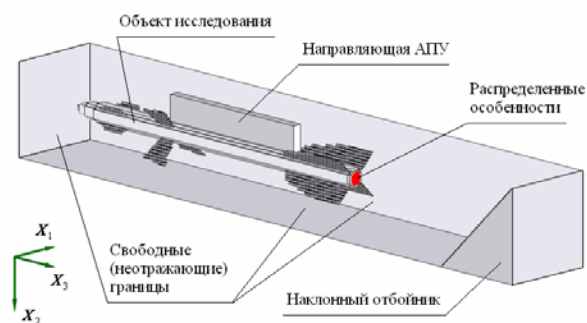


Рис. 1. КО с маской в сеточной области, отображающей наружную поверхность объекта исследования

Моделирование процесса движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах КО осуществляется на основании уравнений Навье-Стокса для 3D случая. По аналогии с [1 – 4] модель построена на основе метода особенностей вида источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии. Образующие процесс свободного полета физические поля отображены в прямоугольных координатах. Также

наподобие [1 – 4] математическое описание модели представлено в векторно-матричных терминах:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \Delta_{(n)}, \quad (1)$$

где $\vec{F} = \rho \left\{ 1, \vec{C}, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$, – обобщенные потоковые

вектор-матрицы; $\vec{\nabla} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \frac{\partial}{\partial x_k}$ – оператор Га-

мильтона; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \Phi_k$ – вектор-матрица конвек-

тивных и волновых процессов; \vec{i}_k – орты прямо-

угольной системы координат; $\vec{\Phi}_k = F w_k + p(0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ –

проекция вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат;

$$\Delta_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \vec{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)} \quad \text{– вектор-матри-$$

ца «свободных» ИС; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; (n) – индексы групп особенностей.

Система (1) замыкается уравнением состояния идеального газа $p = \rho R T$, предположением об аддитивности теплофизических свойств среды, начальными и граничными условиями.

В соответствии с методом особенностей, совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией ИС материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом, и «свободных». Качественный состав ИС и соответствующие математические представления приведены в табл. 1.

Минимальная (простейшая) версия подмодели генератора реактивной струи соответствует заданной циклограмме силы тяги и сводится к заданию источников массы продуктов сгорания $\frac{\partial(\rho \omega)_{(1)}}{\partial t}$ и

энергии $\frac{\partial(\rho \varepsilon^0)_{(1)}}{\partial t}$ (табл. 1, $n = 1$), локализованных

в зоне донного среза ЛА (рис. 1).

Более высокий уровень представлений о процессе газогенерации предполагает наличие подмодели течения по тракту двигателя (т.е. внут-

реннего обтекания элементов конструкции ЛА), заданного с использованием твердотельной маски и комплекса ИС (табл. 1, $n = 1-7$) соответствующей локализации.

Интенсивности указанных ИС и эволюция маски, отображающая эрозию заряда твердого топлива, определяются на основании общепринятых квазистационарных моделей процесса в РДТТ.

Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с прочими телами, вовлеченными в траекторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли), в КО задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики полета.

Применяются маски двух видов: исчезающие тонкие внутренние и внешние непроницаемые поверхности, отображающие лишь характер связности КО, и объемные, воспроизводящие телесность объектов КО, также ограниченных непроницаемыми поверхностями.

Фазы траекторного движения ЛА подчиняются уравнениям динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям, и моментов, действующих относительно центра масс:

$$\frac{dM_{\text{ЛА}}}{dt} = - \int_{\Omega(3)} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(3)} dV; \quad (2)$$

$$\frac{d \left(M_{\text{ЛА}} \vec{u} \right)}{dt} = - \int_{\Omega(3)} \Delta_{I(5)} \vec{n}(5) d\sigma - \vec{i}_k M_{TC} g; \quad (3)$$

$$\left(\frac{\partial \omega_k}{\partial t} \right) = \frac{M_k}{I_k}, \quad k = 1, 2, 3, \quad (4)$$

где $M_{\text{ЛА}}$ – масса ЛА; \vec{u} – скорость движения центра масс; $\Omega(3)$ – зона подачи топлива; $\vec{n}(5)$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности ЛА; $\sigma(5)$ – внутренняя и внешняя поверхности ЛА; g – ускорение свободного падения; ω_k – компоненты угловых скоростей; M_k – траекторные моменты; I_k – осевые моменты инерции.

Интегрирование системы уравнений (2)–(4) позволяет получить внутренний и внешний участки траектории ЛА.

Ускоренное движение КО обуславливает неинерциальный характер связанной системы отсчета:

$$\left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{неин. СО}} = \left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{ин. СО}} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial t}, \quad (5)$$

где неин. СО и ин. СО – неинерциальная и инерциальная системы отсчета.

Визуализация физических полей осуществляется путем отображения фазовых срезов расчетной области. Отображение срезов физических полей осуществляется в виде цветовой кодировки значения физической величины, полученной с помощью передаточной функции, ставящей в соответствие значение величины или набор величин цвету в цветовом пространстве. Наиболее адекватной формой отображения результатов численного эксперимента представляется воспроизведение переменных во времени состояний физических полей согласно соответствующим траекторным фазам.

2. Пример численного моделирования газодинамического старта ракеты с поверхности

Рассматривался случай наклонного старта эробаллистической ракеты с наклонным расположением отбойного щита (рис. 1). Расчеты проводились на уточненной сетке с числом ячеек $40 \times 40 \times 280$ и пространственным шагом 30 мм.

Признаком завершения являлось прохождение ракетой установленной дистанции 5 м.

В начальный момент времени ракета закреплена на направляющей балочного пускового устройства по схеме «Х» под углом 45° к горизонту. В момент достижения установленного давления в КС РДТТ происходит дефрагментация технологической заглушки с последующим импульсным выходом сверхзвуковой реактивной струи, взаимодействующей с поверхностью отбойного щита (рис. 2). В фазе движения ракеты по направляющей модель отображает мгновенные значения параметров, необходимых для решения задач проектирования, в частности – продольной перегрузки, скорости центра масс, несбалансированные моменты при освобождении бугелей и т.п. На внешнебаллистическом участке траектории на ракету действуют моменты сил, вызывающие ее отклонение в плоскости тангажа, рыскания и крена (рис. 3).

Свойственная ракете тяговооруженность обуславливает практически прямолинейный характер начального внешнего траекторного участка без признаков просадки с явной тенденцией к набору высоты.

Таблица 1

«Элементная база» газодинамической составляющей комплексной модели

(n)	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности образующих факторов (компоненты)	Механизм воздействия
1	Повышение концентрации продуктов сгорания, уменьшение концентрации компонентов и подвод теплоты при сгорании топлива	$\frac{\partial(\rho\omega)_{(1)}}{\partial t}$	источника массы продуктов сгорания	субстанциональный перенос
		$\frac{\partial(\rho\omega_r)_{(1)}}{\partial t}$	стока массы компонента топлива	
		$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(1)}}{\partial t}$	источника энергии	
2	Тепловые потоки между газозвоздушной смесью и элементами тракта	$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(2)}}{\partial t}$	источника энергии	свободный
3	Подача компонентов в зону реакции	$\frac{\partial\rho_{(3)}}{\partial t}$	источника массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\omega_r\right)_{(3)}$	источника массы топлива с заданным коэффициентом избытка окислителя	
4	Диссипативные силы	$\bar{\Delta}_{I(4)}$	напряженности сил трения	свободный
5	Взаимодействие с твердыми границами	$\bar{\Delta}_{I(5)}$	нормальных напряжений	
6	Направляющие свойства пристеночных зон течения	$\bar{\Delta}_{I(6)}$	напряженности поверхностных сил	
7	Действие сил инерции	$\bar{\Delta}_{I(7)}$	напряженности сил инерции	

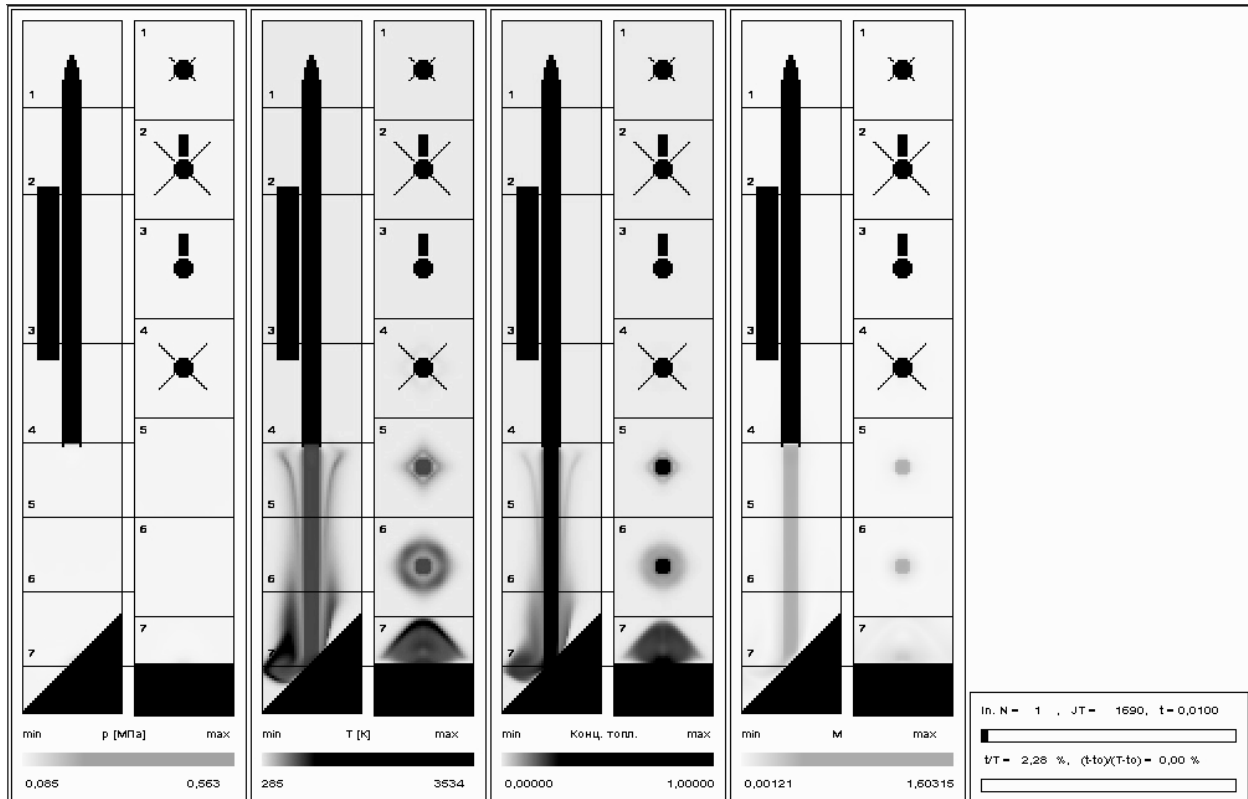


Рис. 2. Фаза зарождения струи и ее взаимодействие с поверхностью

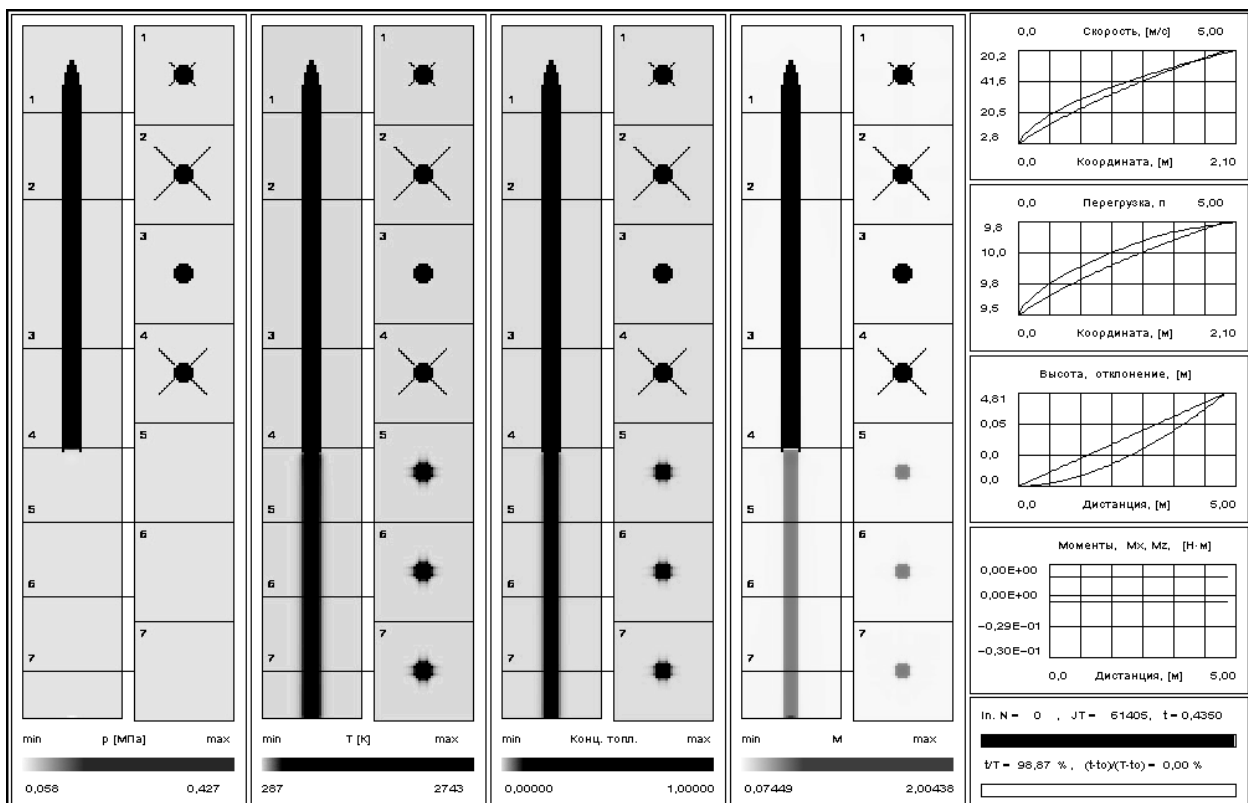


Рис. 3. Состояние физических полей и динамические характеристики при прохождении ЛА дистанции 5 м

Заключение

Представленная технология опережающих численных исследований обеспечивает необходимое качество ранних стадий проектирования систем «планер+ДУ» при условии радикального снижения ресурсоемкости и уровня технического риска.

Модель позволяет получить априорные представления о просадке, перегрузке, длине направляющей и других определяющих параметрах и факторах фазы ввода ЛА в полет.

Ресурсоемкость модели позволяет решать широкий спектр задач проектирования систем «планер+ДУ» на базе ординарных одноядерных ПЭВМ.

Разработанная технология численного эксперимента реализована в стандартной среде «Windows» и не связана с использованием дорогостоящих проблемно ориентированных программных продуктов.

Литература

1. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
2. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радиоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4. – С. 118-121.
3. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.
4. Авилов И.С. Комплексно-сопряженная модель инерционного стартового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 5-8.

Поступила в редакцию 18.09.2008

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

КОМПЛЕКСНА ТРАЕКТОРНА МОДЕЛЬ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

О.В. Амброжевич, В.О. Серeda

Наведена комплексна аерогазодинамічна модель вільнолітаючого літального апарату. Сформульовано зв'язок рівнянь динаміки польоту зі станом фізичних полів в контрольному об'ємі. Викладені способи візуалізації отриманих результатів та представлені безпосередньо самі результати чисельного експерименту. Подана можливість розповсюдження результатів чисельного експерименту на різноманітний спектр практичних задач. Зокрема, продемонстрована можливість застосування запропонованої моделі до задачі дослідження газодинамічного старту аеробалістичної ракети з поверхні.

Ключові слова: комплексно-спряжені аерогазодинамічні й динамічні моделі польоту літального апарату, газодинамічний старт, система вводу в політ.

COMPLEX TRAJECTORY MODEL OF THE AIRCRAFT

A.V. Ambrozhevitch, V.A. Sereda

It is submitted complex aerogas dynamics model the free-flying device. Formulate of the equations of dynamics of flight with a condition of physical fields in control volume is formulated. Ways of visualization of the received results are stated and directly results of numerical experiment are submitted. The opportunity of distribution of results of numerical experiment on a various spectrum of practical tasks is stated. In particular, the opportunity of application of the proposed model to the research problem gas-dynamics start of a ballistic missile from a surface is shown.

Key words: complex-connected aerogas dynamics and dynamics models of flight the aircraft, gas-dynamic start, system of introduction in flight.

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

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