

УДК 629.7.085

**А.В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, И.П. БОЙЧУК<sup>1</sup>, И.Ю. ДОЛЖЕНКО<sup>2</sup>, К.В. МИГАЛИН<sup>3</sup>,  
В.А. СЕРЕДА<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

<sup>2</sup> *КП ХКБМ им. А.А. Морозова, Украина*

<sup>3</sup> *ООО НПФ «РОТОР», Россия*

## КОМПЛЕКСНЫЕ ТРАЕКТОРНЫЕ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Предложен переход к обобщенным траекторным газодинамическим моделям от синтетических представлений на базе аппарата прикладной аэродинамики летательных аппаратов, фрагментарной газовой динамики, динамики полета, баллистики ракет, ракетодинамики и баллистики. Изложены теоретические основы технологии вычислительного эксперимента, имеющие в своей основе обобщенные траекторные модели, которые позволяют провести базовый комплекс аэродинамических исследований комплексов с беспилотными летательными аппаратами с учетом многообразия струйных и тепловых эффектов, пространственных волновых явлений, динамики полета для любых траекторных фаз. Продемонстрированы некоторые возможности обобщенной математической модели траекторных процессов на примерах частных конфигураций применительно к ствольным комплексам высокой и низкой баллистики, как с дозвуковой, так и гиперзвуковой скоростью полета снаряда, а также многоступенчатым аэробаллистическим ракетам.*

**Ключевые слова:** обобщенные траекторные модели летательных аппаратов, прикладная аэродинамика, газовая динамика, динамика полета, технология вычислительного эксперимента.

### Введение

Характерной и наиболее перспективной тенденцией развития технических наук является их унификация на общефизической основе. В этом смысле традиционное деление летательных аппаратов (ЛА) на аэродинамические, аэробаллистические и баллистические выглядит несколько условно и происходит от свойственных названным классам методов проектирования, опирающихся на инженерный инструментарий, сложившийся до появления высокопроизводительных ЭВМ.

**Объективной** предпосылкой для унификации методов расчета траекторного процесса ЛА служит открывшаяся в настоящее время возможность использования фундаментального аппарата газовой динамики и ряда смежных разделов механики на основе достижений в области информационных технологий. Это позволяет обобщить частные прикладные науки – внешнюю и внутреннюю баллистику, аэродинамику, газовую динамику двигателей, динамику полета, ракетодинамику – в единый агрегат с целью получения комплексного описания полного траекторного процесса ЛА с общих позиций механики. Имеется также и предпосылка функционально-эволютивного характера к подобной трансформации исследовательского инструментария. Наряду

с общей тенденцией перехода от транспортных систем с баллистическими траекториями полета к адаптивно управляемым, отмечается рост интереса к перспективным комплексам с беспилотным ЛА (БЛА) масштабного ряда и облика, свойственного объектам артиллерийско-стрелкового вооружения [1 и др.].

**Субъективной** предпосылкой является авторский задел в направлении создания отвечающего современным условиям инструментария проектирования транспортной составляющей комплексов с БЛА. Данный инструментарий содержит в себе в качестве базового элемента универсальную технологию численного эксперимента на основе семейства комплексно-сопряженных газотермодинамических и механических моделей рабочего процесса в тепловых машинах, унифицированных на основе метода особенностей [2–9 и др.].

Современное состояние научно-исследовательского инструментария в целом характеризуется унификацией на основе континуальных моделей механики сплошных сред, идущей на смену традиционным узкоспециализированным на частных видах физических процессов интегральным моделям нулевого ранга с решающей ролью эмпирической параметризации. Главной предпосылкой данной тенденции является возможность экстенсивного использования известных сеточных методов решения урав-

нений механики сплошных сред в условиях перманентного прогресса информационных технологий. Комплексный характер моделей ЛА обуславливается единством факторов внутреннего и внешнего обтекания, а также динамики полета.

Органично выглядит, таким образом, переход к обобщенным траекторным газодинамическим моделям от синтетических представлений на базе аппарата прикладной аэродинамики ЛА (например [10–11]), фрагментарной газодинамики вида [12], динамики полета [13–14], баллистики ракет [15–17] и ракетодинамики [18] в классе аэробаллистических ЛА. Не составляет исключения и класс процессов, традиционно относимый к сфере интересов внутренней и внешней баллистики [19–22 и др.]. Здесь налицо процесс взаимодействия миниатюрного беспилотного летательного аппарата, вводимого в полет тепловой расширительной машиной (ствольным пусковым устройством), с внутренней – газовой (генерируемой за счет предварительной аккумуляции или пиротехническим способом) и внешней – воздушной средами в поле сил земного тяготения. Тем самым формулируется краевая газодинамическая задача, замыкающаяся уравнениями движения по направляющей и динамики полета ЛА, соответственно – на внутреннем и внешнем участках траектории [23].

### Обобщенная модель траекторных процессов

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

а) газодинамической модели внешнего и внутреннего обтекания, заданной в контрольном объеме (КО), связанном с БЛА (доминанта);

б) модели динамики запуска и свободного полета, отображающей траекторное поведение БЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил (замыкающее звено).

Наличие КО, связанного с БЛА в состоянии траекторного движения, предопределяет использование неинерциальной системы отсчета:

$$\left( \frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{Неин. СО}} = \left( \frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{Ин. СО}} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial t}, \quad (1)$$

где  $(\dots)_{\text{Неин. СО}}$  и  $(\dots)_{\text{Ин. СО}}$  – неинерциальная и инерциальная системы отсчета. Причем, в случае многоступенчатой ракеты, система координат связывается в фазе разделения с маршевой ступенью, а отработанная отображается в КО как подвижный объект.

Применительно к СК с БЛА в фазе пуска (вы-

стрела) система координат связывается с метательным снарядом, а ствольная направляющая рассматривается в качестве подвижного объекта. Подобные представления обеспечивают физическое воспроизводство эффектов выстрела – прорыв газов (рабочего тела), давление последствия и т.п.

### Газодинамическая составляющая модели

Принципиальная основа физико–математического описания газодинамической составляющей процесса в КО аналогична [2-3 и др.]. Для достижения формальной однородности модельных представлений факторов различной физической природы используется аппарат источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии, обусловленных конвективным переносом (общим числом групп  $M_M$ ) и «свободных» ( $M_C$ ), т.е. не связанных с эмиссией массы.

С учетом пространственной неоднородности полета БЛА в гравитационном поле и условий обтекания набегающим потоком, физические поля, образующие процесс свободного полета БЛА, представлены в прямоугольных координатах. Определяющие модель процесса законы сохранения массы, импульса и энергии выражены в векторно-матричных терминах:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left( \frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \vec{\Lambda}_{(n)} \quad (2)$$

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

$\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \vec{\Phi}_k$  – вектор-матрица кон-

вективных и волновых процессов;

$\vec{\Phi}_k = \vec{F} w_k + p \{ 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k \}$  – проекции

вектор-матрицы конвективных и волновых процес-

сов на оси координат;  $t$  – время;  $\vec{x} = \{ x_1, x_2, x_3 \}$  –

координатный вектор;  $\rho$  – плотность;  $p$  – давление;

$T$  – температура;  $\vec{w} = \{ w_1, w_2, w_3 \}$  – вектор ско-

рости;  $\varepsilon^0$  – внутренняя энергия по полным пара-

метрам;  $\vec{C} = \{ \omega, \omega_r, \tilde{t}, \sigma, S \}$  – матрица функций

субстанциональных свойств;  $\omega, \omega_r$  – массовые

концентрации продуктов сгорания и исходных реа-

гентов;  $\tilde{t}$  – индивидуальное время химически реа-

гирующей частицы;  $\sigma$  – скоростной фактор реакции

горения;  $S$  – энтропия;  $\vec{f} = \{ f_1, f_2, f_3 \}$  – напряжен-

ность поля массовых сил;  $M_M$  – общее число групп

ИС, обусловленных субстанциональным переносом;

$M_C$  – общее число групп «свободных» ИС;  $\vec{i}_k$  – орты прямоугольной системы координат;  $(\dots)_{(n)}$  – индексы групп особенностей;  $\bar{P} = \{p, T, \vec{w}, \bar{C}\}(x, t)$  – вектор-матрица состояний физических полей;

$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho\bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho\varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$  – вектор-матрица «свободных» ИС (табл.2).

Прочие объекты системы (2) специфицированы в табл. 1.

Комплект условий однозначности для замыкания решения уравнения модели течения в КО (2) приведен в табл. 2.

Положения подвижных масок объектов в КО определяются решением задачи запуска и свободно-го полета БЛА, являющихся, в свою очередь, условиями сопряжения газодинамической и динамической составляющих комплексной модели.

В соответствии с методом особенностей, совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией источников-стоков (ИС) материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом, и «свободных» (табл. 1).

Структурная декомпозиция (2) сводится к принципу расщепления по физическим процессам  $n = 0, \dots, M$ , причем, подсистема (2), учитывающая только изменения «автономного» течения:

$$\left( \frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_0 = \bar{\Lambda}_0 \quad (3)$$

имеет гиперболический тип. Изменчивость течения:

$$\left( \frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_n = \bar{\Lambda}_n, \quad n = 0, \dots, M \quad (4)$$

трактуются как возмущение основного решения (3).

Таким образом, приращение локальной производной представляет собой линейную форму, образуемую совокупностью факторов «автономного» течения и групп ИС. На основании (3) – (4) явный разностный аналог системы (2) принимает следующий вид:

$$\bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^l + \tau^l \sum_{n=0}^M (\bar{\Lambda}_n)_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (5)$$

где « $(\dots)^l$ », « $(\dots)_{i_1, i_2, i_3}$ » – индексы временного и пространственного шага соответственно;  $\tau^l \equiv \Delta t$  – временной шаг. Разностные аналоги  $(\bar{\Lambda}_n)_{i_1, i_2, i_3}^l$  на каждом новом временном слое отвечают независимым (параллельным) вычислительным шагам и находятся по состоянию предыдущего:  $\bar{P}_{i_1+\sigma_1, i_2+\sigma_2, i_3+\sigma_3}^l$ , где  $\{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3\}$  – относительные индексы шаблона разностной схемы шага расщепления  $n$ .

### Связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей в контрольном объеме

Фазы траекторного движения ЛА подчиняется 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:

$$\frac{dM_{ЛА}}{dt} = - \int_{\Omega_{(3)}} \left( \frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(3)} dV, \quad (6)$$

$$\frac{d(M_{ЛА} \vec{u})}{dt} = - \int_{\sigma_{(5)}} \bar{\Delta}_{1(5)} \vec{n}_{(5)} d\sigma - M_{TC} \vec{g}, \quad (7)$$

$$\left( \frac{\partial \omega_n}{\partial t} \right) = \frac{M_n}{I_n}, \quad n = 1, 2, 3 \quad (8)$$

где  $M_{ЛА}$  – 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;  $\vec{g}$  – ускорение свободного падения;  $\omega_n$  – компоненты угловых скоростей,  $M_n$  – траекторные моменты,  $I_n$  – осевые моменты инерции.

Интегрирование системы уравнений (3–5) позволяет получить внутренний и внешний участки траектории ЛА.

Ускоренное движение КО обуславливает неинерциальный характер связанной системы отсчета (1). Ускорения согласно (1) определяют напряженность поля сил инерции  $\bar{\Delta}_{1(7)}$  (табл. 1).

Пространственный нестационарный характер процесса сгорания в общем случае воспроизводится подмоделью многорежимного горения [25]. Данная подмодель использует дополнительную лагранжеву систему координат для отслеживания эволюции химически реагирующих частиц и дифференциальные анализаторы температурных разрывов, обеспечивающих отображение непрерывных спектров режимов горения.

### Примеры реализации модели

Представленные ниже примеры решения задач проектирования комплексов с БЛА демонстрируют некоторые возможности предлагаемой технологии моделирования траекторного цикла.

**Пример № 1:** расчет рабочего процесса ствольных комплексов (СК) с БЛА «контрастных» по мета-

Таблица 1

Элементы газодинамической составляющей модели

№ (n)	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности образующих факторов (компоненты)	Тип ИС
1	Тепловые потоки между газоздушной смесью и элементами тракта	$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(1)}}{\partial t}$	источника энергии	свободный
2	Поступление рабочего тела в рабочий объем поршневой расширительной машины <sup>1)</sup>	$\frac{\partial\rho_{(2)}}{\partial t}$	источник массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\omega_{pr}\right)_{(2)}, \omega_{pr} = 1$	источника массы рабочего тела	
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\vec{w}\right)_{(2)}$	источника импульса рабочего тела	
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\varepsilon_{pr}\right)_{(2)}$	источника энергии рабочего тела	
3	Диссипативные силы	$\bar{\Delta}_{I(3)}$	напряженности сил трения	свободный
4	Взаимодействие с твердыми границами	$\bar{\Delta}_{I(4)}$	нормальных напряжений	
5	Направляющие свойства пристеночных зон течения	$\bar{\Delta}_{I(5)}$	напряженности поверхностных сил	
6	Действие сил инерции	$\bar{\Delta}_{I(6)}$	напряженности сил инерции	

<sup>1)</sup> – определяется принципом генерации газообразного рабочего тела – газобаллонным [6], пиротехническим: в замкнутом объеме (зарядной камере и канале ствола) [24] или камере сгорания РДТТ [8–9]

Таблица 2

Комплект условий однозначности решения уравнения (2)

№№ п/п	Физический смысл	Математическое представление
1	термическое уравнение состояния	$p = \rho RT$
2	калорическое уравнение состояния	$\varepsilon = \varepsilon(\omega, T)$
3	соотношение Майера	$c_p = c_v + R$
4	допущение об аддитивности свойств газоздушной смеси	$I_{cm} = \langle I_B(1-\omega) + I_{nc}\omega \rangle / (1-\omega)$ <sup>1)</sup>
5	зависимости теплоемкостей компонентов смеси от температуры	$c_{v...} = c_{v...}(T)$ <sup>2)</sup>
6	соотношения, определяющие интенсивности ИС конвективной природы	$\left(\frac{\partial\bar{F}}{\partial t}\right)_{(n)} = \bar{\Phi}_{(n)}(\bar{P}, x_1, x_2, x_3, t), n = 1, \dots, M_m$
7	соотношения, определяющие интенсивности «свободных» ИС	$\bar{\Delta}_{(n)} = \bar{\Delta}_{(n)}(x_1, x_2, x_3, t), n = 1, \dots, M_c$
8	начальные условия	$\bar{P} = \bar{P}(x_1, x_2, x_3, 0), \{x_1, x_2, x_3\} \in \Omega$ <sup>3)</sup>
9	граничные условия	$\bar{P} = \bar{P}(x_1, x_2, x_3, t), \{x_1, x_2, x_3\} \in \Gamma$ <sup>4)</sup>

<sup>1)</sup>  $I = \{c_p, c_v, R, \varepsilon, i\}$ , «см» – смесь, «в» – воздух; <sup>2)</sup> «...» – «см» или «в»;

<sup>3)</sup>  $\Omega$  – внутренняя область КО; <sup>4)</sup>  $\Gamma$  – границы КО

тельными способностями классов: предельно низкой баллистики и особо высокой. В классе предельно низкой баллистики представлены газобаллонные пусковые устройства (ПУ) на базе безгильзового выстрела с эластичным снарядом с давлением форсирования менее 2 МПа и скоростью у среза ствола в диапазоне 30...140 м/с (в зависимости от массы), рис. 1а–2. В классе СК с максимально высокими баллистическими характеристиками исследован цикл танковой пушки–ПУ (рис. 1а, 3) с максимальным давлением в канале ствола 550 МПа и с гиперзвуковой начальной скоростью бронебойного оперенного подкалиберного снаряда (БОПС) 1725...1825 м/с.

**Пример № 2:** исследование траекторного цикла ЛА с реконфигурируемой в полете аэродинамической схемой (рис. 4). В контрольном объеме задается система твердотельных масок, отображающих условия газодинамического взаимодействия ЛА с прочими телами, вовлеченными в траекторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли).

Кинематика твердотельных масок определяется решением уравнений динамики полета и ступенчатым регулированием положения аэродинамических поверхностей (рис. 5). Траекторное поведение ЛА определяется уравнениями динамики тела переменной массы. Выгорание заряда твердого топлива отображается изменением соответствующей твердотельной маски (рис. 6). Получение безотрывного характера истечения реактивной струи на экономичной сетке обеспечивается применением маски направляющих косинусов, локализованной в зоне сверхзвуковой части сопла РДТТ [26].

**Пример № 3:** исследование режимов полета БЛА с двумя типами ПуВРД с учетом динамических факторов траекторного цикла (рис. 7–8). Особое внимание во всех вариантах расчетов отводится построению вихревой схемы внешних и внутренних течений в качестве основы адекватного решения разнообразных задач согласованного проектирования системы «планер–двигатель». Плоские срезы поля скоростей с линиями тока показаны в продольном и поперечном сечениях КО, заключающим в себя БЛА с ПуВРД с механическим клапаном (рис. 8). На рис. 9 приведена диспозиция системы вихрей в камере сгорания и резонаторе бесклапанного ПуВРД. Для отчетливого понимания роли и места опережающих исследований в качестве примера представлена фаза воздействия высокотемпературной струи на элементы хвостовой и центральной частей фюзеляжа БЛА с бесклапанным ПуВРД (рис. 10). Здесь показаны: мгновенный вид поля температур и линий тока в плоскости симметрии, завихренность и линии тока в горизонтальной плоскости над аппаратом, мгновенное состояние поля плотностей в плоскости симметрии.

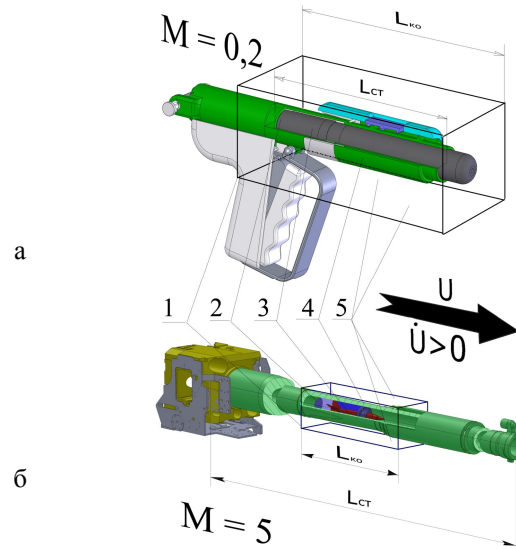


Рис. 1. КО с объектами исследований: а – газобаллонное ПУ, б – танковая пушка–ПУ; 1 – границы расчетных областей, 2 – источники массы, импульса, энергии рабочего тела, 3 – неподвижная часть маски (БЛА), 4 – подвижная часть маски (ПУ), 5 – проницаемые неотражающие границы

**Пример № 4:** моделирование внешнего и внутреннего обтекания БЛА с эжекторным ПВРД (рис. 11), рабочий процесс в котором основывается на газификации сжиженного пропана [27–28]. В данном случае главное внимание также уделялось исследованию вихревых свойств процесса: на рис. 12 показаны векторы скорости и линии тока в плоскости за аппаратом (рис. 12), а также в тракте эжекторного ПВРД (рис. 13) в сочетании с визуализированными зонами горения.

## Заключение

Основным результатом представленных разработок является осуществление перехода к обобщенным траекторным газодинамическим моделям от синтетических представлений на базе аппарата прикладной аэродинамики ЛА, фрагментарной газодинамики, динамики полета, баллистики ракет, ракетодинамики и баллистики.

Технологии вычислительного эксперимента, имеющие в своей основе полные траекторные модели, позволяют провести базовый комплекс аэродинамических исследований различных классов комплексов с ЛА с учетом многообразия струйных и тепловых эффектов, пространственных волновых явлений, динамики полета для произвольных траекторных фаз.

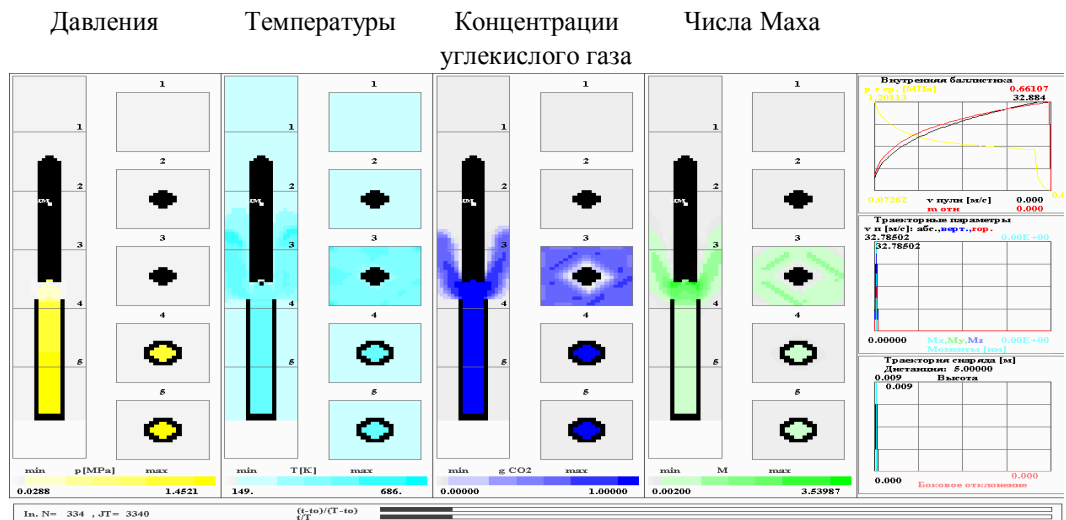


Рис. 2. Состояние физических полей в рабочем цикле пневматического ствольного комплекса с эластичным снарядом безгильзового заряжания: – эффектов последействия;

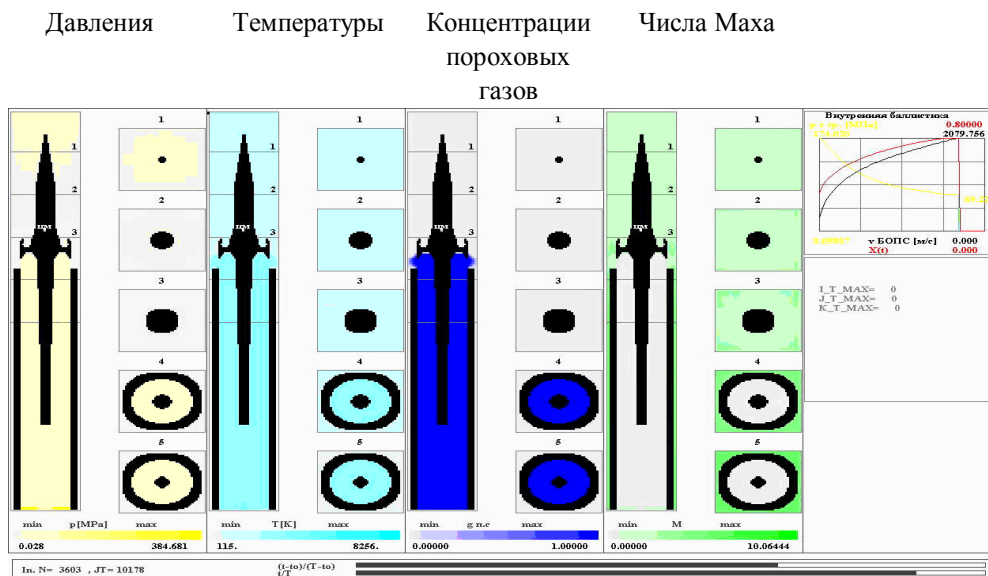


Рис. 3. Состояние физических полей в рабочем траекторном цикле бронебойного оперенного подкалиберного снаряда– эффектов последействия до отделения секторов ведущей системы

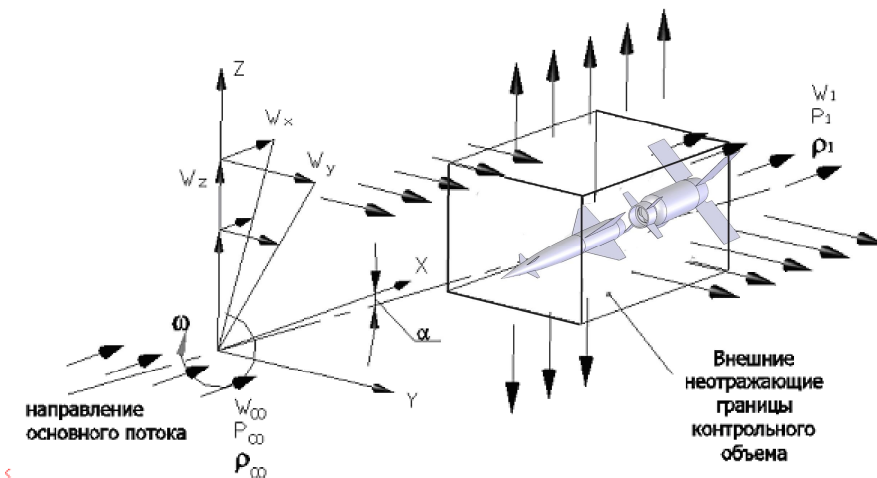


Рис. 4. Контрольный объем с ЛА в фазе разделения ступеней



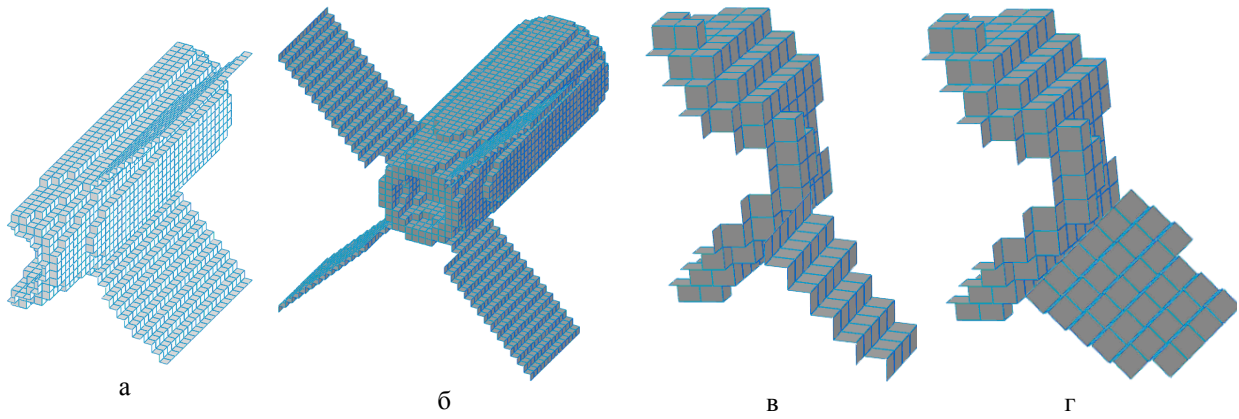


Рис. 5. Состояние твердотельной маски, отображающей положение аэродинамических поверхностей: стабилизаторов – в предстартовой фазе (а) и после схода с направляющей (б); дестабилизаторов переходного отсека – до разделения ступеней (в) и в момент разделения (г)

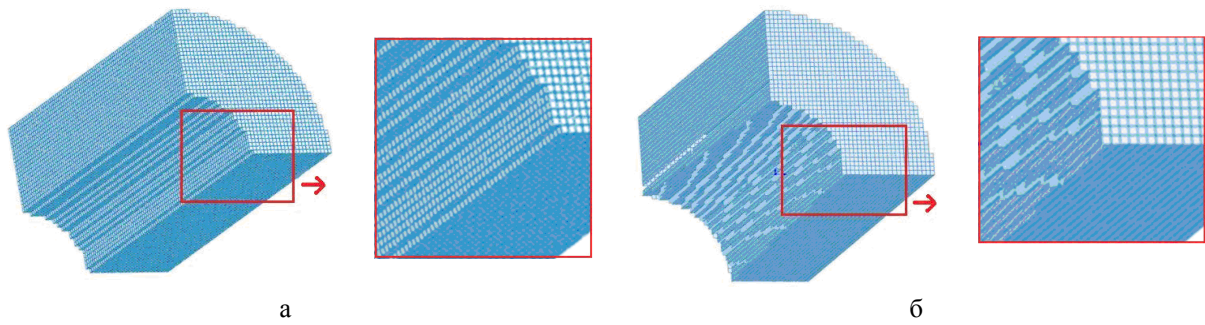


Рис. 6. Отображение эрозионного горения состоянием маски заряда: а – исходной, б – после выгорания

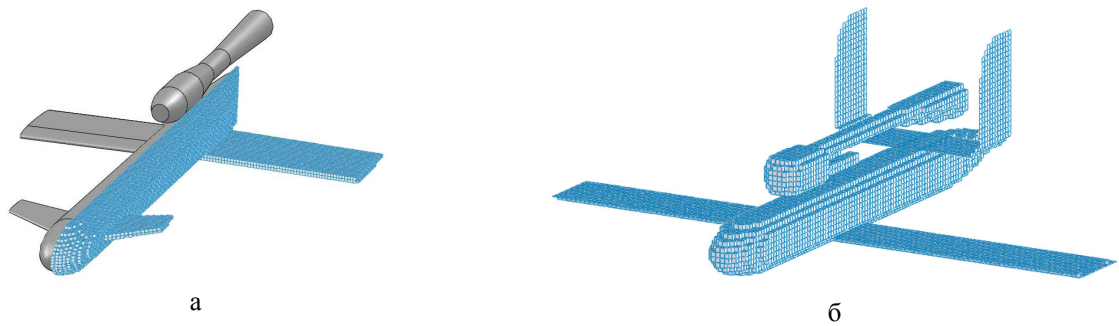


Рис. 7. Модели аэродинамических БЛА с ПуВРД: а – с механическим клапаном, б – бесклапанным

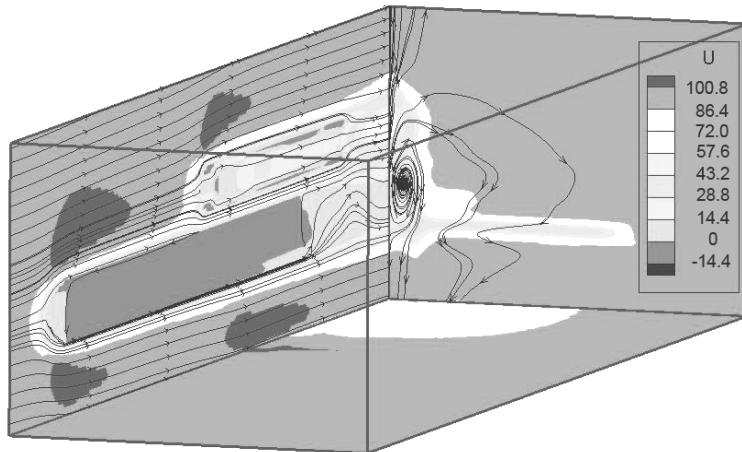


Рис. 8. Поле скоростей с линиями тока в продольном и поперечном сечениях КО, заключающим в себя БЛА с ПуВРД с механическим клапаном

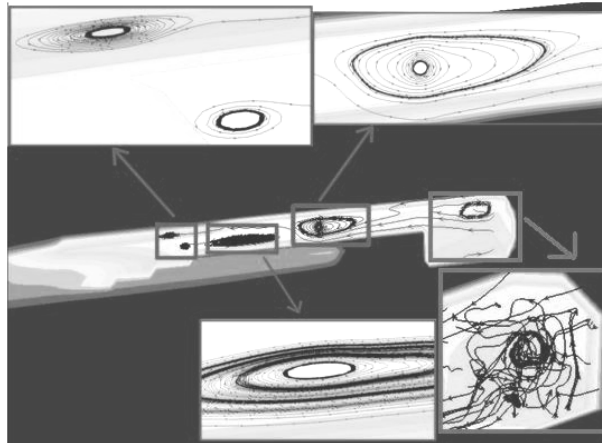


Рис. 9. Система вихрей в камере сгорания и резонаторе бесклапанного ПуВРД

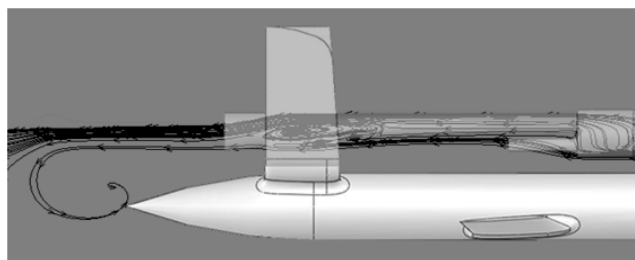


Рис. 10. Моделирование внешнего и внутреннего обтекания БЛА с бесклапаным ПуВРД – фаза воздействия высокотемпературной струи на элементы хвоста и фюзеляжа

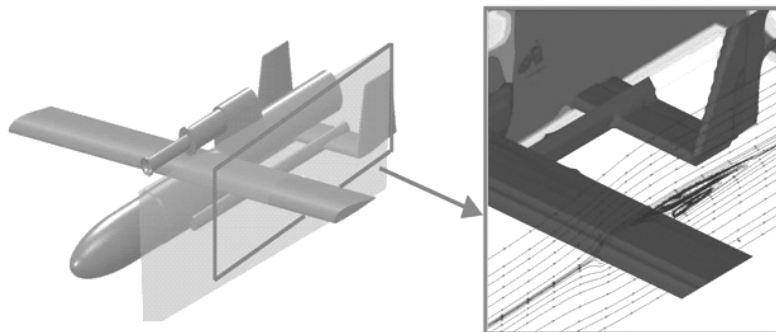


Рис. 11. Моделирование внешнего обтекания БЛА с эжекторным ПВРД на основе газификации сжиженного пропана

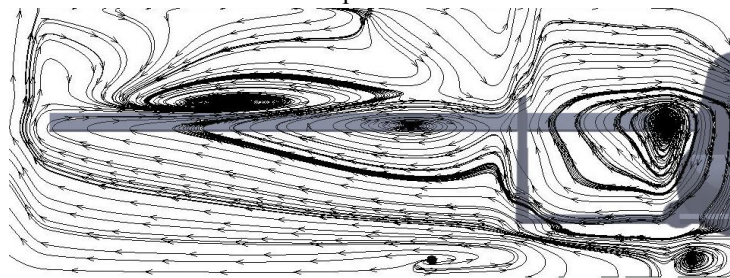


Рис. 12. Линии тока в плоскости за аппаратом

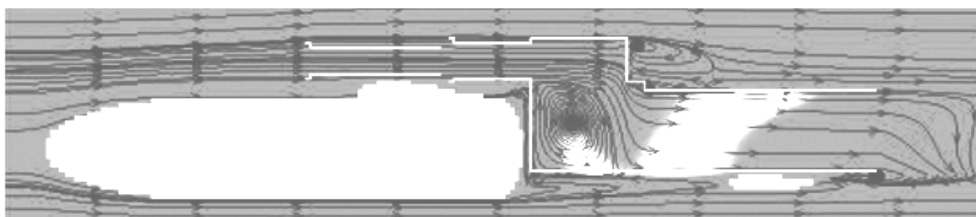


Рис. 13. Линии тока и горение в тракте эжекторного ПВРД



Расширение представлений о полном траекторном цикле, включающем в себя фазу старта и 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.

Предложенная технология вычислительного эксперимента малозатратна и ориентирована на использование ординарных ЭВМ.

## Литература

1. Sandia's self-guided bullet prototype hit target a mile away [Электронный ресурс] / Scandia news media contact: Heather Clark. 2012. – Jan. 30. Режим доступа: [https://share.sandia.gov/news/resources/news\\_releases/bullet](https://share.sandia.gov/news/resources/news_releases/bullet). – 21.05.2012 г.
2. Амброжевич, А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях [Текст]: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: изд-во ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
3. Амброжевич, А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении [Текст] / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 233 с.
4. Амброжевич, А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата [Текст] / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5/52. – С. 40–44.
5. Полные траекторные модели двухступенчатых ракет [Текст] / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, А.С. Карташев, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 3(60). – С. 28–32.
6. Амброжевич, А.В. Комплексная траекторная модель микро-БЛА [Текст] / А.В. Амброжевич, И.Ю. Долженко, А.В. Коломийцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 2(59). – С. 5-9.
7. Амброжевич, А.В. Обобщенные аэрогазодинамические траекторные модели беспилотных летательных аппаратов [Текст] / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук // *Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы*. – 2009. – С. 11-18.
8. Амброжевич, М.В. Газотермодинамическая модель ракетного двигателя твердого топлива [Текст] / М.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»* – Х.: НАКУ, 2011. – Вып. 65 (1) – С. 88-93.
9. Амброжевич, М.В. Моделирование процесса в ракетном двигателе твердого топлива [Текст] / М.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»* – Х.: НАКУ, 2011. – Вып. 66(2) – С. 56-62.
10. Аронин, Г.С. Практическая аэродинамика [Текст] / Г.С. Аронин. – М.: Воениздат, 1962. – 384 с.
11. Сахно, А.Г. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Сахно, В.И. Холякко. – Х.: ХАИ, 1985. – 102 с.
12. Крайко, А.Н. Вариационные задачи газовой динамики [Текст] / А.Н. Крайко. – М.: Наука, 1979. – 448 с.
13. Лебедев, А.А. Динамика полета [Текст] / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
14. Сахно, А.Г. Введение в динамику летательных аппаратов (движение в вертикальной плоскости) Ч. 1 [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Сахно. – Х.: ХАИ, 2006. – 186 с.
15. Лебедев, А.А. Баллистика ракет [Текст] / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1974. – 241 с.
16. Чуйко, В.С. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов [Текст] / В.С. Чуйко. – М.: ВВИА, 1976. – 256 с.
17. Дэвис, Л. Внешняя баллистика ракет: пер. с англ. [Текст] / Л. Дэвис, Д. Фоллин, Л. Блитцер. – М.: Воениздат, 1961. – 520 с.
18. Мандрыка, А.П. Генезис современной ракетодинамики [Текст] / А.П. Мандрыка. – Л.: Наука, 1971. – 216 с.
19. Серебряков, М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет [Текст] / М.Е. Серебряков. – М.: Оборонгиз, 1962. – 704 с.
20. Дмитриевский, А.А. Внешняя баллистика [Текст] / А.А. Дмитриевский. – М.: Машиностроение, 1974. – 479 с.
21. Газодинамические основы внутренней баллистики [Текст] / С.А. Бетехтин., А.М. Виноцкий, М.С. Горохов, К.П. Станюкович и др. – М.: Оборонгиз, 1957. – 384 с.
22. Постников, А.Г. Внешняя баллистика неуправляемых авиационных ракет и снарядов [Текст] / А.Г. Постников, В.С. Чуйко. – М.: Машиностроение, 1985. – 248 с.
23. Коломийцев, А.В. Метод расчетного и экспериментального определения облика снаряда специального назначения с заданными аэродинамическими свойствами [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01; защ. 5.06.2005; утв. 10.02.2010 / Коломийцев Александр Викторович. – Х., 2005. – 224 с.
24. Долженко, И.Ю. Комплексная траекторная модель бронебойного оперенного подкалиберного снаряда (БОПС) [Текст] / И.Ю. Долженко // *Артиллерийское и стрелковое вооружение*. – 2011. – № 3/40. – С. 20-24.
25. Амброжевич, А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах [Текст] / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2010. – № 1(58). – С. 76-79.

26. 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. 5-10.

27. Мигалин, К.В. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель / К.В. Мигалин, А.И. Сиденко

// Заявка на изобр. РОСПАТЕНТ: уведомл. О поступлении и рег заявки от 04.05.2010 г., рег. вх. № 025323, рег. № 2010117779.

28. Исследование рабочего процесса в эжекторном ПВРД [Текст] / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2 (79) – С. 62-68.

Поступила в редакцию 21.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой проектирования летательных аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

### КОМПЛЕКСНІ ТРАЄКТОРНІ МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*О.В. Амброжевич, І.П. Бойчук, І.Ю. Долженко, К.В. Мігалин, В.О. Серeda*

Запропоновано перехід до узагальнених траєкторних моделей від синтетичних уявлень на базі апарату прикладної аеродинаміки літальних апаратів, фрагментарної газової динаміки, динаміки польоту, балістики ракет, ракетодинаміки та балістики. Викладено теоретичні основи технології обчислювального експерименту, що має в своїй основі узагальнені траєкторні моделі, які дозволяють провести базовий комплекс аеродинамічних досліджень комплексів з безпілотними літальними апаратами з урахуванням різноманіття струминних та теплових ефектів, просторових хвильових явищ, динаміки польоту для будь-яких траєкторних фаз. Продемонстровано деякі можливості узагальненої математичної моделі траєкторних процесів на прикладі окремих конфігурацій застосованих до ствольних комплексів високої та низької балістики, як із дозвучовою так із гіперзвуковою швидкостями польоту снаряду, а також багатоступеневих аеробалістичних ракет.

**Ключові слова:** узагальнені траєкторні моделі літальних апаратів, прикладна аеродинаміка, газова динаміка, динаміка польоту, технологія обчислювального експерименту.

### COMPLEX TRAJECTORY MODEL OF THE AIRCRAFT

*O.V. Ambrozhevich, I.P. Boichuk, I.P. Dolzhenko, K.V. Migalin, V.O. Sereda*

We propose a generalized shift to gas-dynamic trajectory models from synthetic representations based on the unit applied aerodynamics of aircraft, fragmented the gaseous dynamics, flight dynamics, ballistics missiles, rocket dynamics and ballistics. The theoretical foundations of computer simulation technology, with its basis in the generalized trajectory models, which allow for a basic package of aerodynamic studies of complexes with unmanned aerial vehicle taking into account the variety of inkjet and thermal effects, the spatial wave phenomena, flight dynamics for all phases of the trajectory. Demonstrated the possibility of a generalized mathematical model of the trajectory of processes with examples of configurations with respect to private complexes barrel ballistics of high and low, both in subsonic and supersonic flight speed of the projectile, as well as multi-stage rockets aerobalistic.

**Key words:** unmanned aerial vehicle.

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

**Бойчук Игорь Петрович** – ст. преподаватель кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Долженко Иван Юрьевич** – инж. КП ХКБМ им. А.А. Морозова, Харьков, Украина.

**Мигалин Константин Валентинович** – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Россия.

**Серeda Владислав Александрович** – канд. техн. наук, асс. кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.