

УДК 629.7.085

М. В. АМБРОЖЕВИЧ, А. В. КОРНЕВ, В. А. СЕРЕДА*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАЛОРЕСУРСНАЯ ПОДМОДЕЛЬ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Представлена малоресурсная пространственная подмодель нестационарного рабочего процесса в турбореактивном двигателе (ТРД), выстроенная по принципу аппликации особенностей типа источник-сток (ИС) массы, импульса и энергии. Зоны течений в решетках турбомашин воспроизводятся по схеме несущего диска с непрерывно распределенными по объему системами ИС импульса и энергии (только для рабочих колес). Для отображения топологических свойств контрольного объема используются системы твердотельных и направляющих масок, импортируемых из среды проектирования. Имитация процесса горения топливовоздушной смеси осуществляется системами источников энергии, стоков концентрации горючего и источников концентрации продуктов сгорания. Для моделирования кинетики применяется смешанная эйлерово-лагранжева система координат, обеспечивающая слежение за траекторией химически реагирующих частиц с учетом энергетических факторов эволюционного процесса. Подмодель ТРД предназначена для инкорпорирования в комплексную траекторную модель летательного аппарата интегральной компоновки.

Ключевые слова: рабочий процесс, турбореактивный двигатель, аппликация особенностей, источник-стоки, течения в решетках турбомашин, несущие диски, твердотельные и направляющие маски, контрольный объем, химически реагирующие частицы, кинетика, летательный аппарат, модель, интегральная схема.

Введение

Традиционные метафизические подходы к проектированию системы «летательный аппарат (ЛА) – двигательная установка (ДУ)», неизбежные на пройденных этапах научно-технического развития, принципиально антагонистичны проблематике освоения интегральных аэродинамических компоновок, основывающихся на диалектическом единстве факторов внешнего и внутреннего обтекания. Примеры подобных компоновок «ЛА–ДУ» и адекватный проектный инструментарий применительно к траекторному процессу аппаратов с ракетными двигателями представлен в [1–3]. С целью достижения необходимой для интеграции в общую траекторную модель системы «ЛА–ДУ» экономичности в настоящей статье предложен вариант малоресурсной подмодели ТРД. В целях преодоления понятных трудностей топологического характера течения в решетках профилей (РП) турбомашин ТРД приближенно отображаются по схеме несущих дисков (НД) – направляющих (пассивных – ПНД) и рабочих (активных – АНД). Многообразные интерпретации идеи НД, восходящей к работам Л. Прандтля [4, 5], имели достаточно широкое распространение в эпоху численно-аналитических методов [6–8] и не утратили актуальности в настоящее время в силу своей детерминированной основы и лаконичных возможностей на фоне современных методов сквозного счета.

Необходимая для сеточной реализации экономичность достигается путем использования отображения решеток профилей (РП) в НД, в форме групп особенностей вида источников–стоков (ИС) импульса и энергии (только в случае АНД) по аналогии с двумерными вариантами [9–16].

1. Математическое описание подмодели ТРД

В рамках унифицированных представлений [17, 18] процесс нестационарного движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах контрольного объема (КО) с ТРД характеризуется базовым набором, состоящим из двух термодинамических параметров, одного кинематического и функций субстанциональных свойств, что отображается в модели матрицей состояния физических полей:

$$\bar{\Pi}(\vec{x}, t) = \left\{ p, T, \vec{w}, \bar{C} \right\}(\vec{x}, t), \quad (1)$$

где t – время, $\vec{x} = \{x_1, x_2, x_3\}$ – координатный вектор, p – давление, T – температура, $\vec{w} = \{w_1, w_2, w_3\}$ – вектор скорости, $\bar{C} = \{\omega, \omega_r, \tilde{t}, S\}$ – матрица функций субстанциональных свойств, ω, ω_r – массовые концентрации

продуктов сгорания и горючего, \tilde{t} – индивидуальное время химически реагирующей частицы, S – энтропия. Связь между вариантными формами покомпонентной записи (1) определяется термическим уравнением состояния.

Математическое описание модели ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения в декартовых координатах [17, 18], состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса (в проекциях на оси координат) и энергии – в целом и по отдельным видам:

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

где $\bar{F} = \rho \{1, \bar{C}, \vec{w}, \varepsilon^0\}$ – обобщенные вектор-матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \bar{\Phi}_k$ – вектор-матрица конвективных и

волновых процессов; \vec{i}_k – орты прямоугольной системы координат;

$\bar{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – про-

екции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат; $\varepsilon, i, \varepsilon^0, i^0$ – внутренняя энергия и энтальпия, по статическим параметрам и полные;

$$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$$

– вектор-матрица «свободных» ИС; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» (не связанных с массообменом) ИС, $(\dots)_{(n)}$ – индексы групп ИС.

На протяжении малых интервалов времени, ассоциированных с временными шагами разностной схемы, указанные выше ИС полагаются автономными явлениями, к которым применим принцип суперпозиции в виде семейства параллельно-последовательных схем. Применяемый типаж ИС представлен в табл. 1. Топологическая схема контрольного объема с моделью ТРД, образованной твердотельными масками и группами ИС согласно табл. 1 представлена на рис. 1.

Таблица 1

Факторы течения и отображающие их группы ИС

№ п.п.	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности особенностей (компоненты)	Механизм воздействия
1	Тепловые потоки между газо-воздушной смесью и стенками	$\left(\frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right)_{(1)}$	источник энергии	свободный
2	Впрыск и испарение	$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_{(2)}$	источник массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(2)}$	источник массы горючего	
		$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \varepsilon^0 \right)_{(2)}$	сток теплоты при испарении	
3	Повышение концентрации продуктов сгорания, уменьшение концентрации компонентов и подвод теплоты при сгорании топлива	$\left(\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} \right)_{(3)}$	сток концентрации горючего	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial(\rho \omega_r)}{\partial t} \right)_{(3)}$	источник концентрации продуктов сгорания	
		$\left(\frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right)_{(3)}$	источники энергии	
4	Воздействие турбомашин	$\bar{\Delta}_{I(4)}$	ИС импульса в зоне АНД и ПНД	свободный
		$\bar{\Delta}_{E(4)}$	источники энергии в зоне АНД	
5	Диссипативные силы	$\bar{\Delta}_{I(5)}$	стоки импульса	

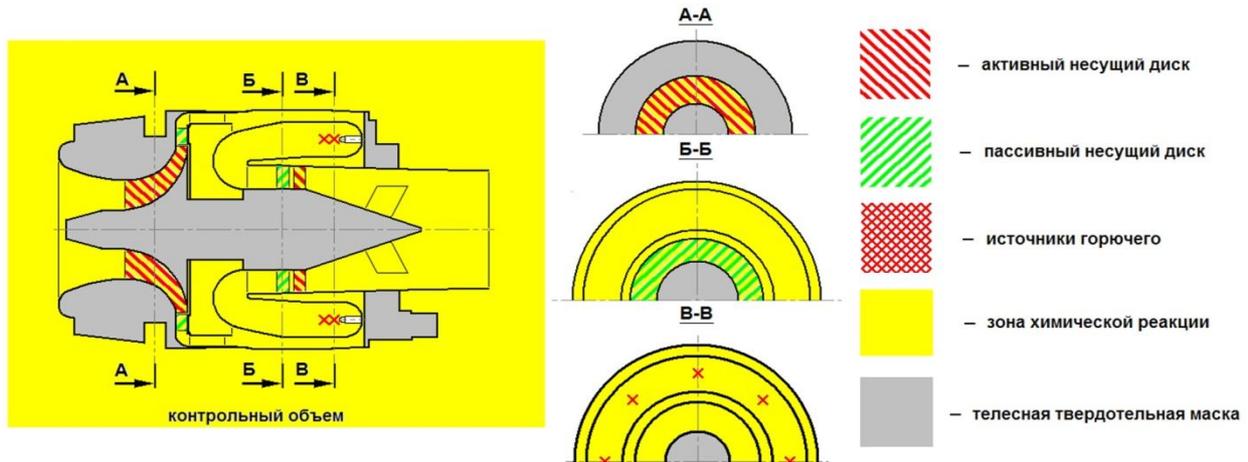


Рис. 1. Топологическая подмодель ТРД

Твердотельные маски совместно с имитаторами направляющих свойств омываемых поверхностей [19–20], импортированные из среды проектирования на фоне регулярных относительно грубых прямоугольных сеток, позволяют решать множество разнообразных прикладных задач внешнего и внутреннего обтекания.

Замыкающий комплект условий однозначности решения (2), помимо указанных в табл. 1, имеет следующий состав:

– термическое и калорическое уравнения состояния

$$p = \rho RT; \tag{3}$$

$$\varepsilon = \varepsilon(\omega, \omega_\Gamma, T); \tag{4}$$

– соотношение Майера

$$c_p = c_v + R; \tag{5}$$

– допущение об аддитивности свойств газовой смеси

$$I_{CM} = \frac{I_B(1 - \omega - \omega_\Gamma) + I_{PC}\omega}{1 - \omega_\Gamma}, \tag{6}$$

где $I = \{c_p, c_v, R, \varepsilon, i\}$, « $(\dots)_{CM}$ » – смесь, « $(\dots)_B$ » – воздух, « $(\dots)_{PC}$ » – продукты сгорания;

$$c_{v\dots} = c_{v\dots}(T), \tag{7}$$

где « \dots » – « CM » или « B »;

– соотношения, определяющие интенсивности ИС (табл. 1)

$$\left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t}\right)_{(n)} = f_n(\bar{\Pi}, \vec{x}, t), \quad n = 1, \dots, M_M; \tag{8}$$

$$\bar{\Delta}_{(n)} = f_n(\bar{\Pi}, \vec{x}, t), \quad n = 1, \dots, M_C; \tag{9}$$

– начальные и граничные условия, где Ω – область решения, а Γ – ее граница

$$\bar{\Pi} = \bar{\Pi}(\vec{x}, 0), \quad \vec{x} \in \Omega, \tag{10}$$

$$\bar{\Pi} = \bar{\Pi}(\vec{x}, t), \quad \vec{x} \in \Gamma, \forall t. \tag{11}$$

2. Общий подход к численной реализации метода решения

В качестве универсального подхода к решению системы уравнений газодинамического процесса (2), замкнутой условиями однозначности (см. (табл. 1) и (3)-(11)), в полной аналогии с [17, 18] используется принцип декомпозиции, непосредственно воспроизводящий схему аппликации особенностей, лежащую в основе построения модели ТРД.

В соответствии с данным принципом система (2) расщепляется на автономные в пределах «малого» временного интервала подсистемы:

– учитывающую только изменения изолированного от всех ИС течения

$$\left[\frac{\partial \bar{F}}{\partial t}\right]_{(o)} = -\vec{\nabla} \vec{\Phi}; \tag{12}$$

– воспроизводящие однофакторные возмущения, имитируемые отдельными группами ИС

$$\left[\frac{\partial \bar{F}}{\partial t}\right]_{(n)} = \begin{cases} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t}\right)_{(n)}, & n = 1, \dots, M_M, \\ \bar{\Delta}_{(n)}, & n = 1, \dots, M_C. \end{cases} \tag{13}$$

Таким образом, приращение локальной производной представляет собой линейную форму, образуемую совокупностью факторов «автономного» течения и групп ИС:

$$\bar{F}(t + \Delta t) = \bar{F}(t) + \sum_{n=0}^{M_M+M_C} \left[\frac{\partial \bar{F}}{\partial t}\right]_{(n)} \Delta t. \tag{14}$$

Начальный шаг расщепления (12) реализуется интегро-интерполяционной разностной схемой с использованием решений известных автомодельных задач: о распаде начального разрыва – на свободных

границах; о взаимодействии однородного одномерного потока газа с преградой и – на твердых стенках. Причем решения перечисленных автомодельных задач находятся в изоэнтропическом приближении в виде аналитических зависимостей [17, 18].

Следующая серия шагов расщепления (13) соответствует факторам: теплообмена ($n = 1$, табл. 1) [21, 22]; впрыска и испарения горючего ($n = 2$) согласно [22]; процесса горения ($n = 3$) в полной аналогии с [23]; воздействия турбомашин ($n = 4$); диссипативных факторов течения ($n = 5$).

В представленной подмодели ТРД диссипативная сигнатура процесса отображается, исходя из подтвержденного на практике предположения о подобии структур коэффициентов вязкости – физической и аппроксимационной [24, с. 103]. Диссипация в процессе обтекания внешней и внутренней поверхностей воспроизводится путем нормирования аппроксимационной вязкости [9–18], что, может рассматриваться в качестве однопараметрической модели турбулентности.

3. Моделирование течения в решетке профилей

Метод расчета течений в РП представлен в терминах малых приращений, что обеспечивает его непосредственную конечно-разностную интерпретацию. Геометрическая схема НД в абсолютной системе координат и связанной с валом турбомшины показана на рис. 2. Основные построения метода моделирования течения в РП инвариантны по отношению к характерному масштабу и могут быть реализованы на любых регулярных прямоугольных сетках.

Подмодель НД не содержит в себе конвективных механизмов и базируется на представлениях о внешнем воздействии на крупные лагранжевы частицы, совмещенными с ячейками эйлеровой сетки. В соответствии с принципом расщепления по физическим процессам, в качестве параметризованного «исходного состояния» берется вектор-матрица \bar{P} , полученная на предыдущих вычислительных шагах и содержащая в себе нескорректированные адекватно воздействию РП компоненты $w_k, k = 1, 2, 3$.

Воздействие РП на лагранжевы частицы определяется факторами инерционного и направляющего вида. Эквивалентные ИС импульса ($\bar{\Delta}_{t(4)}$, табл. 1) задаются в неявном виде, отражающем факторную композицию НД. Интенсивности $\bar{\Delta}_{t(4)}$ включают в себя поправки к вектору скорости, обусловленные центробежными и кориолисовыми ускорениями (т.е.

инерционными), а также «ударным» (направляющим) воздействием поверхностей профилей.

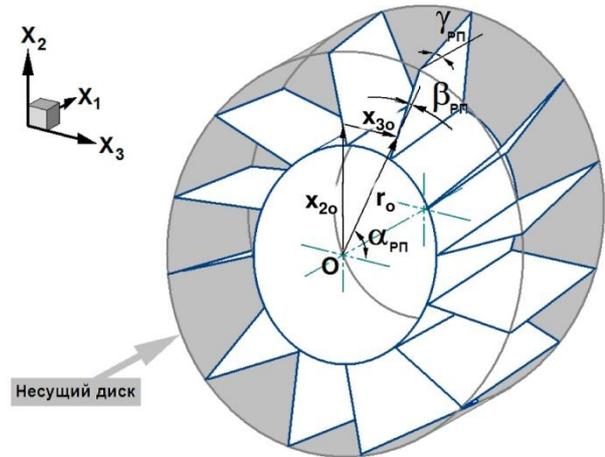


Рис. 2. Геометрические характеристики модели несущего диска:

$$r_o = \sqrt{x_{2o}^2 + x_{3o}^2} - \text{радиус-вектор,}$$

$$\alpha_{PP} = \arcsin\left(\frac{x_{2o}}{r_o}\right) - \text{угол продольного сечения}$$

в плоскости лопаточного венца, β_{PP} – угол закрутки в плоскости поперечного сечения, γ_{PP} – угол осевой закрутки

Скорректированное такого рода поправками промежуточное поле скоростей в объеме НД \vec{w} изоэнтропически приводится к заданному геометрии РП полю направлений \vec{w} . Существование в подмодели НД «ударного» и «изоэнтропического» механизмов обусловлено необходимостью адекватной имитации диссипативной сигнатуры и влияния густоты лопаточного венца натурального оригинала. ИС энергии ($\bar{\Delta}_{E(4)}$, табл. 1 – только в случае АНД) воспроизводятся косвенно на базе тех же поправок через уравнение Эйлера для турбомашин «в малом».

Далее в порядке учета вышеуказанных факторов в пооперационном виде представлен метод имитации взаимодействия лагранжевых частиц с РП.

I. Операция введения поправки, учитывающей центробежное ускорение:

$$\Delta w_{cf} = \frac{w_u^2}{r_o} \Delta t,$$

где $w_u = \frac{1}{r_o} \sum_{k=2}^3 (w_k - u_k) x_{ko} + u$ – модуль суммарной угловой скорости частицы, движущейся в РП, $u = r_o \omega_{PP}$ – окружная скорость РП (по часовой стрелке); ω_{PP} – частота вращения; $u_1 = 0$,

$u_2 = -u \frac{x_{3o}}{r_o}$, $u_3 = u \frac{x_{2o}}{r_o}$ – проекции переносной ок- ружной скорости.

II. Операция поправки на кориолисово ускоре- ние:

$$\Delta w_C = 2\omega_{РП} \sqrt{\sum_{k=2}^3 (w_k - u_k)^2} \Delta t.$$

III. Операция получения поправки, воспроиз- водящей эффект ударного взаимодействия с РП:

III.I. Находится проекция вектора скорости на ед. нормаль к плоскому элементу профиля:

$$\hat{w}_n = w_1 \sin \gamma_{РП} + (w_2 - u_2) \cos \theta_{РП} + (w_3 - u_3) \sin \theta_{РП},$$

где $\theta_{РП} = \alpha_{РП} + \beta_{РП}$ – угол воздействия РП на поток в поперечной плоскости:

III.II. Определяется давление с фронтальной стороны (соотношение во фронте ударной волны):

$$p_+ = p \left\{ (1+h)M^2 + h \right\},$$

где $h = \frac{\gamma-1}{\gamma+1}$, $M = -\frac{b}{2} + \sqrt{\frac{b^2}{4} + 1}$ – число Маха,

$b = -\frac{w_n}{(1-h)a}$, $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ – показатель адиабаты,

$a = \sqrt{\gamma RT}$ – локальная скорость звука.

III.III. По соотношению в римановой волне вы- числяется давление с тыльной стороны элемента профиля:

$$p_- = p \left\{ 1 - \frac{\gamma-1}{2} \frac{w_n}{a} \right\}^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}.$$

III.IV. Поправка на ударное взаимодействие с РП определяется газодинамической нагрузкой ($p_+ - p_-$) на элемент профиля, заключенный в ла- гранжевой частице:

$$\Delta w_{РПК} = -(p_+ - p_-) \frac{\Delta t}{\rho \Delta x_k} \Omega_k,$$

где $\Omega_k = \begin{cases} \sin \gamma_{РП}, k = 1, \\ \cos \gamma_{РП} \sin \theta_{РП}, k = 2, \\ \cos \gamma_{РП} \cos \theta_{РП}, k = 3. \end{cases}$

IV. Операция получения компонент вектора скорости с учетом поправок **I–III** в системе коорди- нат РП:

$$\tilde{w}_k = w_k - u_k + \Delta w_{Ck} + C_{cf} \Delta w_{cfk} + C_{РП} \Delta w_{РПК}, k = 1, 2, 3,$$

где $\Delta w_{Ck} = \begin{cases} \Delta w_C, k = 1, \\ 0, k = 2, \\ 0, k = 3. \end{cases}$

$$\Delta w_{cfk} = \begin{cases} 0, k = 1 \\ \Delta w_{cf} \frac{x_{2o}}{r_o}, k = 2, \\ \Delta w_{cf} \frac{x_{3o}}{r_o}, k = 3 \end{cases}$$

$$\tilde{w} = \sqrt{\sum_{k=1}^3 \tilde{w}_k^2},$$

C_{cf} и $C_{РП}$ – соответственно: коэффициенты влияния кривизны тракта и густоты лопаточного венца в расчете на единичную ячейку, применяемые на гру- бых сетках, т.е. при условии сопоставимости про- странственных шагов и хорды профиля.

V. Операция поворота вектора скорости колли- неарно (антиколлинеарно) направляющему вектору и возврат в абсолютную систему координат:

$$\tilde{\tilde{w}} = \text{sign} \nu \tilde{\Xi}_k \tilde{i}_k + u_k \tilde{i}_k,$$

где $\nu = \sum_{k=1}^3 w_k \Xi_k$ – вектор-индикатор направления, коллинеарный профилю;

$$\Xi_k = \begin{cases} \cos \gamma_{РП} \cos \beta_{РП}, k = 1, \\ \sqrt{1 - \Xi_1^2} \sin \vartheta, k = 2, \\ \sqrt{1 - \Xi_1^2} \cos \vartheta, k = 3. \end{cases}$$

– направляющие косинусы,

$$\vartheta = \arccos \Xi_1 + \gamma_{РП}.$$

VI. Завершающая операция – получение «воз- мущенных» значений компонент обобщенных пото- ковых векторов, отображающих процесс взаимодей- ствия лагранжевых частиц с РП:

$$\tilde{\tilde{F}}_{k+2} = \rho \tilde{\tilde{w}}, k = 1, 2, 3,$$

$$\tilde{\tilde{F}}_2 = F_2 + \Delta_{E(4)},$$

где $\Delta_{E(4)} = \rho \left\{ (w_2 - \tilde{w}_2) x_{3o} + (w_3 - \tilde{w}_3) x_{2o} \right\} \omega_{РП}$ – энергообмен в РК согласно уравнению Эйлера для турбомашин.

4. Некоторые результаты численных исследований

В качестве примера для демонстрации возмож- ностей подмодели ГТД и реализующего ее матема- тико-информационного аппарата приведена задача имитации стендовых испытаний ТРД с лемнискат- ным насадком. Контрольный объем отображен на расчетной сетке $120 \times 53 \times 52$ ячеек с регулярным про- странственным шагом 12,5 мм.

При наличии базового минимума априорной информации о диссипативной сигнатуре и иных ти-

повых свойствах объекта исследований предлагаемая технология численного эксперимента обеспечивает необходимую для проведения проектных работ точность получения интегральных показателей рабочего процесса. В составе программного комплекса содержится ряд средств визуализации континуальных факторов ПМ ТРД, включая синхронное анимационное сопровождение в виде цифровых карт физических полей в контрольном объеме (рис. 3) и статического отображения морфологии течений (рис. 4).

Заключение

Представленные выше частные результаты моделирования рабочего процесса ТРД в условиях наземных стендовых испытаний позволяют сделать обобщающий вывод о работоспособности подмодели двигателя, реализованной на предельно грубой расчетной сетке. Тем самым и в данном приложении в полной мере подтверждается адекватность минимально адаптированных к условиям ПМ ГТД универсальных представлений технологии численного эксперимента, базирующейся на методе особенностей и имитации элементарных обменных процессов известными автомодельными примитивами [9–23].

В дальнейших публикациях, инициализированных предлагаемой статьей, будут рассмотрены аспекты аэро-газодинамического проектирования летательных аппаратов интегральных схем со встроенными в несущую систему турбомашинами двигательной установки.

Литература

1. Циркуляционный принцип траекторного поддержания за счет интеграции эжекторного прямоточного двигателя в летающее крыло [Текст] / А. В. Амброжевич, А. В. Грищенко, А. В. Корнев, К. В. Мигалин и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 5 (112). – С. 56-63.
2. Траекторный процесс летательного аппарата типа «крыло-эжектор» с учетом влияния экрана [Текст] / М. В. Амброжевич, А. В. Грищенко, К. В. Мигалин, В. А. Середа и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 6 (113). – С. 57-62.
3. Априорные оценки кинематики и динамики траекторного процесса летательного аппарата «крыло-эжектор» в фазе набора высоты и скорости [Текст] / М. В. Амброжевич, А. В. Грищенко,

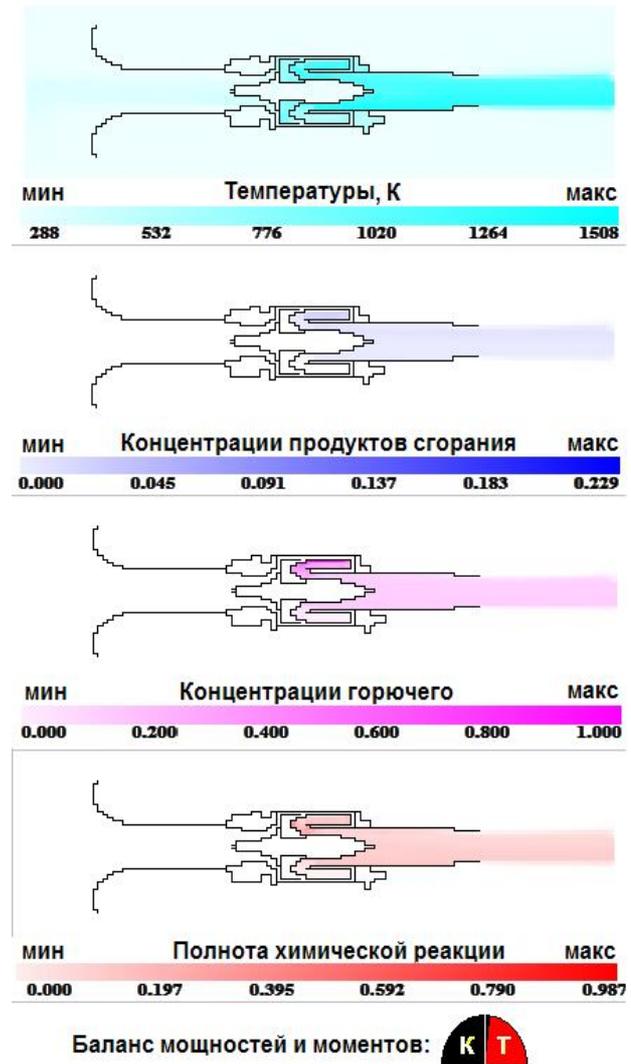


Рис. 3. Кадр анимационного сопровождения численного эксперимента, отображающий состояния физических полей в продольных сечениях КО в форме цветowych карт

К. В. Мигалин, В. А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 1 (118). – С. 44-49.

4. Прандтль, Л. *Гидроаэромеханика* [Текст] / Л. Прандтль. – М. : Изд-во иностр. лит-ры, 1951. – 575 с.

5. Прандтль, Л. *Теория крыла*. [Текст] / Л. Прандтль // *Теория несущего крыла*. В 2-х ч. : ч. I. Движение крыла с очень малым трением. Теория крыла. – М.-Л. : Гос. научно-техн. изд-во, 1931. – 32 с.

6. Гринь, В. Т. *Использование поверхностей разрыва типа активных и пассивных дисков при математическом моделировании нестационарных течений в тракте силовой установки с воздушно-реактивным двигателем* [Текст] / В. Т. Гринь, А. Н. Крайко, Л. Г. Миллер // *Ученые зап. ЦАГИ, т. XIII*. – 1982. – № 5. – С. 102-112.

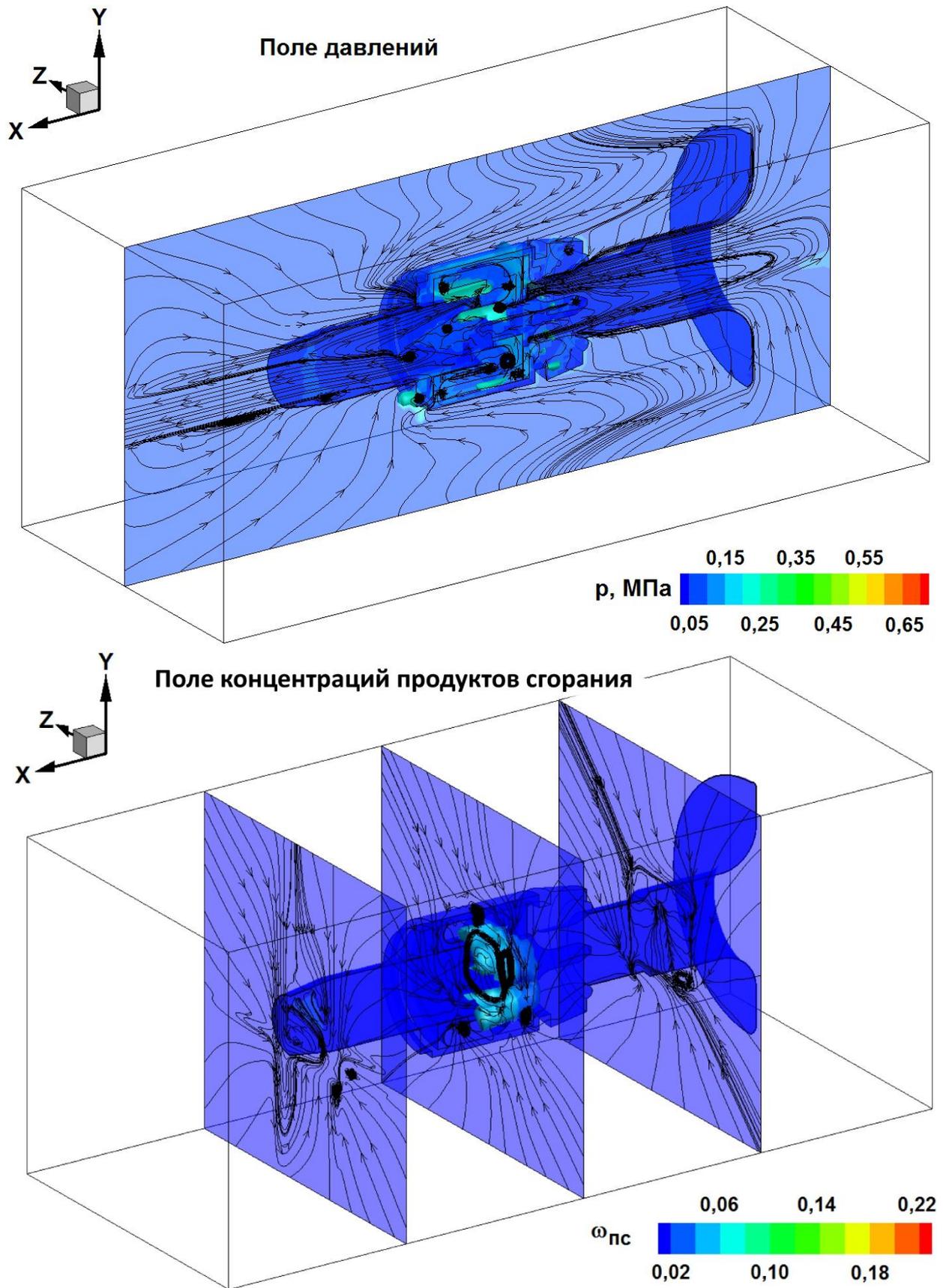


Рис. 4. Комплексное отображение морфологических свойств течений внутри КО с ПМ ТРД для заданного временного среза в процессе эволюции

7. Математическое моделирование нестационарных течений и процессов в силовой установке с воздушно-реактивным двигателем, в ее элементах и других аэродинамических устройствах [Текст] / В. Л. Григоренко, В. Т. Гринь, Ф. Л. Идиятуллина, А. Н. Крайко и др. // Численные методы механики сплошной среды. Задачи аэрофизики. – 1979. – № 3, Т. 10. – С. 40-44.
8. Степанов, Г. Ю. Гидромеханика решеток турбомашин [Текст] / Г. Ю. Степанов. – М. : Гос. изд-во физ.-мат. лит-ры, 1962. – 512 с.
9. Амброжевич, А. В. Приближенная модель нестационарных пространственно неоднородных течений в решетках лопаточных машин [Текст] / А. В. Амброжевич, Д. А. Муништуков // Энерг. машиностроение. – 1988. – № 46. – С. 13-18.
10. Амброжевич, А. В. Численный метод реализации плоской модели течения среды в решетке лопаточной машины [Текст] / А. В. Амброжевич // Энерг. машиностроение. – 1988. – № 46. – С. 93-99.
11. Амброжевич, А. В. Модель нестационарного пространственно неоднородного течения в радиально-осевой лопаточной машине [Текст] / А. В. Амброжевич, Д. А. Муништуков // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. – Казань, 1992. – № 2. – С. 44-47.
12. Амброжевич, А. В. Численная реализация двумерной модели нестационарного течения в радиально-осевой лопаточной машине [Текст] / А. В. Амброжевич // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. – Казань, 1992. – № 3 – С. 33-37.
13. Амброжевич, А. В. Комплексная технология численных исследований нестационарных газодинамических процессов в газотурбинных и турбопоршневых двигателях [Текст] / А. В. Амброжевич // Прогресс. Качество. Технология : Тр. Второго Конгресса двигателестроителей Украины с иностр. участием, Киев-Харьков-Рыбачье, 1997. – С. 118-122.
14. Амброжевич, А. В. Моделирование газодинамического процесса в компрессоре в широком диапазоне режимов работы [Текст] / А. В. Амброжевич // Прогресс. Качество. Технология : Тр. Второго Конгресса двигателестроителей Украины с иностр. участием, Киев-Харьков-Рыбачье, 1997. – С. 123-126.
15. Амброжевич, А. В. Численные исследования переходного процесса в ГТД [Текст] / А. В. Амброжевич // Прогресс. Качество. Технология: Тр. Второго Конгресса двигателестроителей Украины с иностр. участием, Киев-Харьков-Рыбачье, 1997. – С. 109-112.
16. Амброжевич, А. В. Комплексная численная диагностика газодинамического процесса в турбопоршневом двигателе [Текст] / А. В. Амброжевич // Прогресс. Качество. Технология: Тр. Второго Конгресса двигателестроителей Украины с иностр. участием, Киев-Харьков-Рыбачье, 1997. – С. 113-117.
17. Амброжевич, А. В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях [Текст] : монография / А. В. Амброжевич. – Х. : изд-во ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
18. Амброжевич, А. В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении [Текст] : учеб. пособие / А. В. Амброжевич. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 233 с.
19. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, С. Н. Ларьков, В. А. Серета // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-10.
20. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели [Текст] : монография / К. В. Мигалин, А. В. Амброжевич, В. А. Серета и др. – Тольятти: Изд-во ТГУ, 2014. – 296 с.
21. Амброжевич, А. В. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, А. С. Карташев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 2 (38). – С. 43-48.
22. Амброжевич, А. В. Опережающие исследования процесса внешнего и внутреннего обтекания беспилотного летательного аппарата с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем на основе комплексной газотермодинамической модели [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, А. С. Карташев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 1 (48). – С. 11-16.
23. Амброжевич, А. В. Модель многорегимного горения в тепловых машинах [Текст] / А. В. Амброжевич, С. Н. Ларьков, К. В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 5/72. – С. 50-58.
24. Белоцерковский, О. М. Численное моделирование в механике сплошных сред [Текст] / О. М. Белоцерковский. – М. : Наука, 1984. – 520 с.

МАЛОРЕСУРСНА ПІДМОДЕЛЬ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

М. В. Амброжевич, О. В. Корнев, В. О. Середя

Наведено малоресурсну просторову підмодель нестационарного робочого процесу в турбореактивних двигунах (ТРД), яку побудовано за принципом аплікації особливостей типу джерело-стік (ДС) маси, імпульсу і енергії. Зони течій в решітках турбомашин відтворюються за схемою несучого диска з безперервно розподіленими за обсягом системами ДС імпульсу і енергії (тільки для робочих коліс). Для відображення топологічних властивостей контрольного об'єму використовуються системи твердотільних і направляючих масок, що імпортуються з середовища проектування. Імітація процесу горіння паливоповітряної суміші здійснюється системами джерел енергії, стоків концентрації пального та джерел концентрації продуктів згоряння. Для моделювання кінетики застосовується змішана ейлерово-лагранжева система координат, що забезпечує стеження за траєкторією хімічно реагуючих частинок з урахуванням енергетичних факторів еволюційного процесу. Підмодель ТРД призначена для інкорпорування в комплексну траєкторну модель літального апарату інтегральної компоновки.

Ключові слова: робочий процес, турбореактивний двигун, аплікація особливостей, джерела-стоки, течії в решітках турбомашин, несучі диски, твердотільні і напрямні маски, контрольний об'єм, хімічно реагуючі частинки, кінетика, літальний апарат, модель, інтегральна схема.

A LOW RESOURCE SUBMODEL OF TURBOJET ENGINE

M. V. Ambrożewicz, A. V. Kornev, V. A. Sereda

A low resource 3D submodel of unsteady working process of TJE build by principle of application of particularity type source-discharge (SD) of mass, impulse and energy is presented. The zone of flow on the grid of blade machines are simulated by carried disk scheme with permanently distributed of volume SD systems of impulse and energy (only for the rotor). For the topology's properties imagination of a domain some system of solid and directed masks, imported from design environment, is utilized. The simulation of combustion process of air-fuel mixture is realized by systems of source of energy, discharge of concentration of fuel and source of concentration of combustion products. For the simulation of kinetics mixed euler-lagrange view is utilized, which supplied the mean of observation the trajectory of chemically reacted particules with schedule of energy's factors of evolution's process. TJE submodel is designed for incorporation into the complex trajectory model of aircraft vehicle of integrity scheme.

Key word: working process, turbojet engine, application of particularity, source-discharge, flow on the grid of blade machines, carried disk, solid and directed masks, domain, chemically reacted particules, kinetics, aircraft vehicle, model, integrity scheme.

Амброжевич Майя Владимировна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри аэрокосмической теплотехники факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ambrozevich@mail.ua.

Корнев Алексей Владимирович – аспирант кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: koralv11@rambler.ru.

Середя Владислав Александрович – канд. техн. наук, доц. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.