

Суперкомпьютерное моделирование физико-химических процессов в элементах конструкции прямоточного твёрдотопливного двигателя для гиперзвукового летательного аппарата*

В.М. Волохов, П.Д. Токталиев, С.И. Мартыненко, Л.С. Яновский, А.В. Волохов, Д.А. Варламов

Институт проблем химической физики РАН

Предложен вариант поэлементного компьютерного моделирования для создания математической модели элементов конструкции гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с разделением на ряд узлов. В докладе рассмотрен подход, связанный с разработкой трёхмерных математических моделей отдельных узлов ГПВРД, которые в дальнейшем редуцируются к одномерным моделям. Рассмотрены математические модели физико-химических процессов в системе охлаждения камеры сгорания с целью последующей оптимизации характеристик двигателя в зависимости от используемых топлив. Впоследствии из одномерных моделей отдельных узлов формируется полномасштабная одномерная модель ГПВРД. Использование одномерных моделей позволяет существенно сократить время счёта, а точность моделирования обусловлена точностью редукции трёхмерных моделей к одномерным.

Ключевые слова: суперкомпьютерное моделирование, гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, трёхмерные модели, одномерные модели, редукция моделей.

1. Введение

Стремительное развитие вычислительной техники привело к появлению нового метода исследования – вычислительного эксперимента, основу которого составляет триада «модель-алгоритм-программа» [1]. Как правило, математическая модель состоит из систем нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных, интегральных или интегродифференциальных уравнений в совокупности с граничными и начальными условиями. Эти уравнения обычно выражают фундаментальные законы сохранения основных физических величин (энергии, количества движения, массы и т.д.). Под вычислительным алгоритмом подразумевают последовательность операций, посредством которых отыскивается численное решение уравнений математической модели.

Первоначально математические модели содержали большое количество допущений, которые позволяли отыскивать решение основополагающих уравнений аналитически или с минимумом вычислений. Однако по мере роста производительности компьютеров математические модели усложнились и позволили детализировать особенности физико-химических процессов, протекающих в элементах конструкций технических устройств. Наибольшую большую ценность представляет полномасштабное моделирование, основанное на (не)стационарной трёхмерной математической модели всего технического устройства, зачастую с включением прилегающего к нему пространства. Полномасштабное моделирование позволяет осуществить оптимизацию технического устройства, выявить особенности протекания в нём физико-химических процессов на различных режимах работы, изучить влияние различных факторов на эффективность и получить другую полезную информацию об исследуемом техническом уст-

* Исследовательские работы проводятся при финансовой поддержке государства в лице РНФ по соглашению №15-11-30012 от 08.07.2015 по теме: «Суперкомпьютерное моделирование физико-химических процессов в высокоскоростном прямоточном воздушно-реактивном двигателе гиперзвукового летательного аппарата на твёрдых топливах»

ройстве. Кроме того, полномасштабное моделирование позволяет существенно уменьшить объём экспериментальных исследований и сократить время на разработку и проектирование технического устройства с оптимальными характеристиками.

К недостаткам полномасштабного моделирования следует отнести сложность математических моделей, связанную с особенностями вычислительной области и/или протекающих физико-химических процессов, а так же большой объём вычислительной работы, которую необходимо выполнить для численного решения основополагающих уравнений. Как правило, математические модели состоят из краевых (стационарные процессы) или начально-краевых (нестационарные процессы) задач, которые в результате аппроксимации и линеаризации сводят к системам линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) с разреженной и плохообусловленной матрицей коэффициентов высокого порядка. Современные модели приводят к СЛАУ, состоящих из 108 уравнений и выше. В настоящее время вычислительная эффективность алгоритмов, разработанных для решения подобных СЛАУ, полностью зависит от свойств сетки. Сравнительно недавно была разработана многосеточная технология, которая позволяет решать широкий класс краевых и начально-краевых задач на структурированных сетках, причём как в последовательном, так и в параллельном исполнениях [2]. Показано, что объём вычислений, необходимых для решения широкого класса (не)линейных краевых задач близок к оптимальному и составит $O(N \cdot \lg N)$ арифметических операций, где N есть количество уравнений результирующей СЛАУ. Следует подчеркнуть, что многосеточная технология содержит минимум проблемно-зависимых компонентов, и близкая к оптимальной вычислительная эффективность достигнута без адаптации алгоритма к решаемым краевым задачам. Другими словами, данная многосеточная технология была специально разработана для автономного программного обеспечения.

Однако вычислительную сетку с указанными свойствами можно построить в областях со сравнительно простой геометрией. Если геометрия области сложна, то обычно используют неструктурированные сетки. В настоящее время ещё не разработан эффективный алгоритм решения краевых и начально-краевых задач на неструктурированных сетках, поэтому вынужденным шагом является переход от полномасштабного к поэлементному моделированию.

В основе поэлементного моделирования лежит разделение исходного устройства на отдельные узлы (элементы). Для каждого элемента строят свою математическую модель, взаимодействие отдельных моделей учитывают при помощи граничных условий. Возможности данного подхода ограничены погрешностями формулировки граничных условий, поэтому поэлементное моделирование не позволяет осуществить оптимизацию технического устройства, особенно если количество элементов достаточно велико.

В проекте в целом исследуется возможность создания высокоскоростного ПВРД (прямоточный воздушно реактивный двигатель) на твёрдом топливе с системой активного охлаждения камеры сгорания (рис. 1). Газы, образуемые при горении твёрдотопливного заряда в автономном газогенераторе (1), используют для газификации твёрдого горючего (2) для ПВРД. При этом температура газов снижается, так как часть тепла поглощается в процессе газификации твёрдого горючего. Далее смесь газов, обогащенная продуктами газификации твёрдого горючего, поступает в систему охлаждения камеры сгорания. В каналах системы охлаждения двигателя смесь газов разогревается и подвергается термодеструкции с образованием более легких углеводородных соединений и радикалов. Процесс термодеструкции протекает со значительным поглощением тепла, обеспечивая работоспособность камеры сгорания ПВРД. Кроме того, продукты термодеструкции обладают повышенной реакционной способностью, что существенно облегчает их воспламенение и горение в воздушном потоке. При этом тепло, поглощаемое в процессе деструкции горючего в каналах системы охлаждения, возвращается в камеру сгорания, обеспечивая высокую степень сгорания горючего. Далее продукты термодеструкции поступают в камеру сгорания, где сами сгорают и создают тягу ПВРД. Особенностью предлагаемой схемы ПВРД является использование твёрдого горючего, которое позволяет создать уникальные летательные аппараты, не имеющие аналогов в мире, с увеличенным сроком хранения и высокой оперативной готовностью. В настоящее время рассмотрен ряд конструкций ГПВРД, использующих криогенные топлива. Чаще всего в качестве перспективного топлива рассматривают криогенный водород. Фактически, речь идёт о гиперзвуковых летательных аппаратах, которые имеют достаточный «запас холода» на борту для охлаждения теплонапряженных эле-

ментов конструкции двигателя и планера. Однако эксплуатация ГПВРД на криогенных топливах осложнена значительными накладными расходами и техническими трудностями, связанными с низкой температурой топлива.

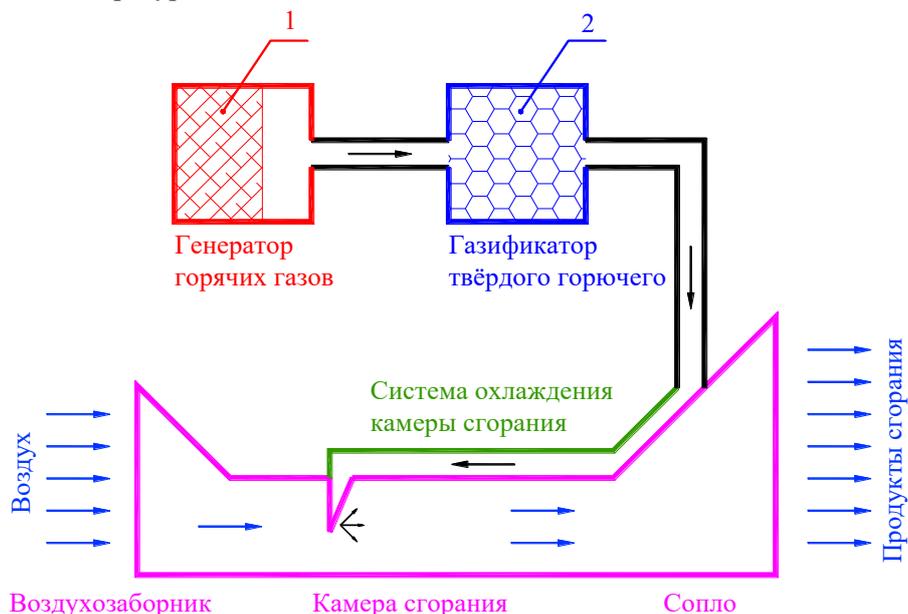


Рис. 1. Принципиальная схема ПВРД: 1 – твердотопливный заряд, 2 – твердое горючее для ПВРД

При моделировании часто возникает противоречивая ситуация: с одной стороны, полномасштабное моделирование нереализуемо из-за ограниченных возможностей компьютеров и отсутствия эффективных численных методов решения основополагающих уравнений, а, с другой стороны, поэлементное моделирование не позволяет получить ответы на интересующие вопросы из-за погрешностей постановки граничных условий на стыках элементов. Из сложившейся противоречивой ситуации возможен единственный выход: сначала разрабатывают трёхмерные математические модели отдельных элементов технического устройства, которые в дальнейшем редуцируют к одномерным моделям. Далее из одномерных моделей отдельных элементов формируют полномасштабную одномерную модель всего технического устройства. Использование одномерных моделей позволит существенно сократить время счёта, а точность моделирования обусловлена точностью редукции трёхмерных моделей к одномерным.

Целью данной работы является разработка и тестирование методики редуцирования трёхмерных математических моделей к одномерным на примере одной из основных составляющих прямоточного авиационного воздушно-реактивного двигателя – системы охлаждения камеры сгорания.

2. Моделирование процессов в системе охлаждения

2.1 Панель системы охлаждения

Камера сгорания (КС) прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) является самым теплонапряжённым элементом высокоскоростного летательного аппарата с атмосферной зоной эксплуатации. Стенки КС ПВРД охлаждают топливом, которое далее через систему пилонов поступает в КС, где смешивается с отбираемым из атмосферы воздухом и сгорает, образуя тягу двигателя. Система охлаждения (СО) ПВРД должна обеспечить требуемый температурный режим стенок КС, т.е. предотвратить её от разрушения вследствие перегрева.

Облик СО КС однозначно определяется характеристиками двигателя, которые зависят от назначения летательного аппарата. Чтобы избежать привязки к конкретному двигателю, в [3,4] предложен панельный способ построения СО: охлаждения стенок КС осуществляют при помощи специальных панелей, количество которых зависит от расхода топлива (т.е. от назначе-

ния летательного аппарата). Таким образом, можно использовать одни и те же панели в СО различных ПВРД.

Используемая панель СО построена по секционному принципу (рис. 2), который имеет неоспоримые преимущества при разработке СО КС. Строго говоря, конструкция СО зависит от назначения гиперзвукового летательного аппарата. Именно секционный принцип позволяет исследовать физико-химические процессы в СО КС ГПВРД без привязки к конкретному летательному аппарату. В частности, схема трёхсекционной панели показана на рис. 3.

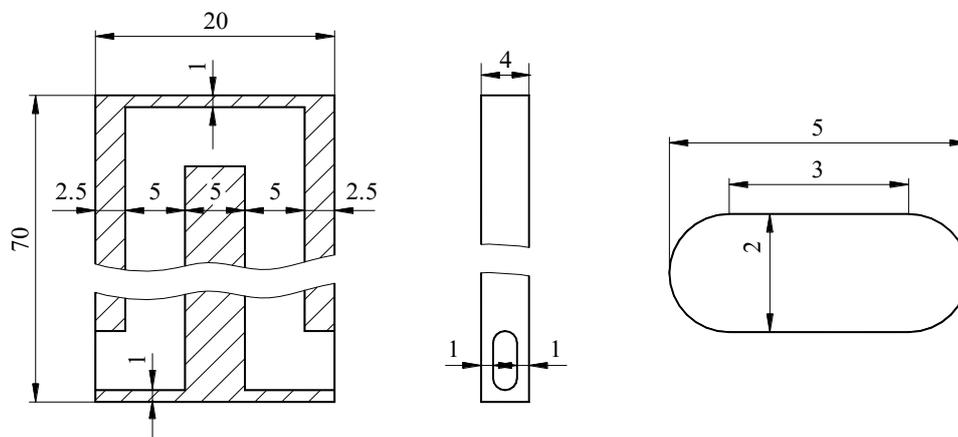


Рис. 2. Теплообменная секция панели системы охлаждения (СО)

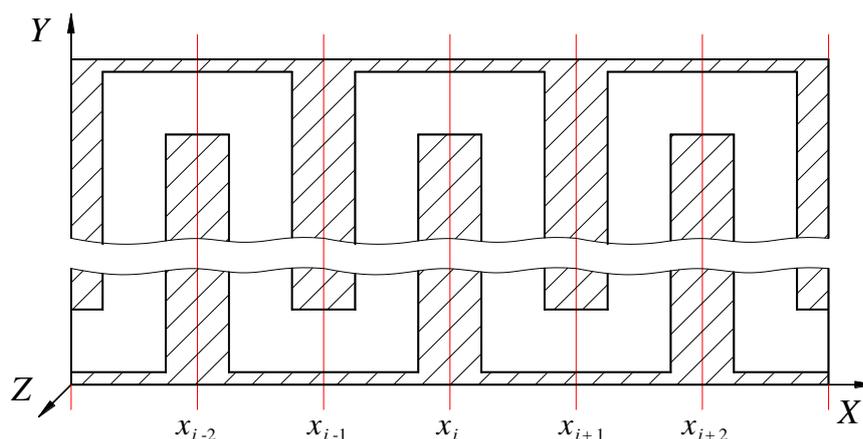


Рис. 3. Трёхсекционная панель СО

Летательный аппарат

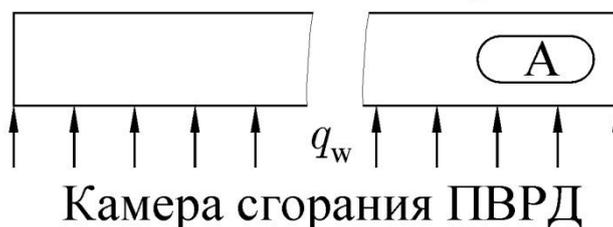


Рис. 4. Схема охлаждения стенки КС ПВРД при помощи панели СО

Далее в расчётах будет использована двадцатисекционная панель. Углеводородное топливо поступает в канал системы охлаждения, где нагревается и возможно подвергается термическому разложению (рис. 3). Геометрия канала выбрана таким образом, чтобы обеспечить интенсификацию теплообмена и достаточное время пребывания теплоносителя при сравнительно небольшом гидравлическом сопротивлении. Шероховатость омываемых стенок внутреннего канала панели СО принята $4 \cdot 10^{-5}$ м. Более подробно используемая панель и результаты моделирования сопряжённого теплообмена описаны в [3,4].

2.2 Упрощённая трёхмерная модель сопряженного теплообмена

Отдельные природные углеводороды, такие как этан (C_2H_6), пропан (C_3H_8), бутан (C_4H_{10}) и пентан (C_5H_{12}), при нагреве разлагаются на более простые углеводороды, причём этот процесс разложения является *эндотермическим*, т.е. протекает с поглощением тепла. При повышенном давлении данные углеводороды легко конденсируются в жидкости, поэтому их можно хранить в герметичном сосуде в жидком виде при температуре внешней среды. Углеводороды, поглощающие тепло при термическом разложении и используемые в качестве топлив для летательных аппаратов, получили название «эндотермические топлива» (ЭТ).

В настоящее время в мире проводятся обширные экспериментальные и теоретико-вычислительные исследования возможности применения ЭТ в высокоскоростных летательных аппаратах различного назначения. Одной из трудностей является построение математической модели термического разложения ЭТ в каналах системы охлаждения прямоточных двигателей. Сейчас предложено несколько моделей разложения ЭТ, различающиеся по глубине описания процесса, универсальности и количеству используемых эмпирических констант и функций.

Для инженерных приложений более подходит простейшая модель разложения ЭТ, основанная на замене реального углеводородного соединения некоторым фиктивным веществом, которое разлагается без промежуточных реакций. В литературе подобные модели иногда называют одностадийными. Эмпирические константы и функции, необходимые для описания разложения фиктивного вещества, подбирают таким образом, чтобы в некотором смысле получить совпадение расчётных данных с экспериментальными данными реального ЭТ.

В [3,4] показано, что различные математические модели физико-химических процессов при разложении ЭТ в условиях вынужденного течения в обогреваемых шероховатых каналах могут быть сведены к одностадийной модели с одним дополнительным конвективно-диффузионным уравнением. Данная математическая модель сопряжённого теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ в обогреваемых шероховатых криволинейных каналах системы охлаждения камеры сгорания ГПВРД основана на следующих положениях:

Положение 1. Исходное ЭТ замещается некоторой фиктивной средой (ФС), теплофизические свойства которой (плотность, вязкость, теплопроводность и теплоёмкость) зависят от давления, температуры и функции ψ , далее называемой локальной степенью разложения.

Положение 2. Математическая модель сопряжённого теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ помимо уравнений неразрывности, движения, турбулентности, энергии (для потока) и теплопроводности (для канала), должна содержать уравнение для вычисления локальной степени разложения ψ .

Положение 3. Уравнение энергии должно содержать источниковый член, учитывающий эндотермический эффект при разложении ФС.

Уравнение для вычисления функции $\hat{\psi}$ имеет вид

$$\frac{\partial(\rho\hat{\psi})}{\partial t} + \nabla(\rho\vec{V}\hat{\psi}) = \nabla(D_{\hat{\psi}}\nabla\hat{\psi}) - \rho f(p, T, \hat{\psi})$$

где $D_{\hat{\psi}}$ есть коэффициент «диффузии», а функция $\hat{\psi}$ связана со степенью разложения соотношением $\hat{\psi} = \ln(1 - \psi)$.

Уравнение энергии при наличии эндотермических реакций имеет вид

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \nabla(\rho\vec{V}i) = \nabla(\lambda\nabla T) - S,$$

где i есть энтальпия ЭТ. Источниковый член $S \geq 0$ в случае зависит от степени разложения топлива и температуры следующим образом

$$S = AB\rho \exp\left(\hat{\psi} - \frac{E}{RT}\right),$$

где B есть эмпирический коэффициент, зависящий от типа ЭТ.

Таким образом, каждая пространственная модель сопряжённого теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ в обогреваемых криволинейных каналах может быть сведена у упрощённой модели, которая содержит всего три эмпирических параметра A , B и E [3,4].

2.3 Редукция трёхмерной модели к одномерной

В данной работе будет построена одномерная математическая модель гидродинамики и сопряжённого теплообмена в двадцатисекционной панели на основе результатов трёхмерного моделирования без учёта и с учётом термического разложения углеводородного топлива.

Воспользуемся следующими уравнениями трёхмерной модели:

а) уравнение теплопроводности (в металле панели)

$$0 = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right),$$

б) уравнение энергии (в проточной части канала панели)

$$\frac{\partial(\rho u I)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \mathcal{G} I)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \omega I)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + S.$$

Допущения, используемые при построении одномерной математической модели сопряжённого теплообмена в панели системы охлаждения:

Допущение 1. Обогревается только одна сторона панели, остальные стороны теплоизолированы. Удельная плотность теплового потока q_w , идущего на обогрев панели, может изменяться только в направлении оси X (рис. 4).

Допущение 2. В направлении оси X конвективный перенос тепла является доминирующим по сравнению с теплопроводностью.

Допущение 3. Перепад давления между сходными и выходными сечениями панели системы охлаждения сравнительно мал, поэтому предполагаем, что теплофизические свойства среды (плотность, вязкость, теплопроводность, теплоёмкость) зависят только от температуры. Как правило, теплофизические свойства среды аппроксимируют многочленами вида

$$c_p(T) = \sum_{k=0}^K \theta_k T^k, \quad (1)$$

где c_p – удельная теплоёмкость среды при постоянном давлении, T – абсолютная температура, а θ_k , $k = 0, 1, \dots, K$ – известные коэффициенты многочлена.

С учётом допущения 2 уравнение энергии/теплопроводности примет вид

$$\frac{\partial(\rho u I)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \mathcal{G} I)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \omega I)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + S, \quad (2)$$

где u , \mathcal{G} и ω – компоненты вектора скорости в направлениях x , y и z соответственно, I – энтальпия, λ – коэффициент теплопроводности, ρ – плотность, а S – источниковый член, обусловленный возможно протекающими в потоке физико-химическими превращениями. Поскольку область Ω , занимаемая панелью, состоит из металлического корпуса Ω_M и проточной части Ω_F , т.е. $\Omega = \Omega_M \cup \Omega_F$, то входящие в (2) функции доопределены следующим образом:

$$u = \begin{cases} u, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ 0, & (x, y, z) \notin \Omega_F \end{cases}, \quad \mathcal{G} = \begin{cases} \mathcal{G}, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ 0, & (x, y, z) \notin \Omega_F \end{cases}, \quad \omega = \begin{cases} \omega, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ 0, & (x, y, z) \notin \Omega_F \end{cases},$$

$$S = \begin{cases} S, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ 0, & (x, y, z) \notin \Omega_F \end{cases},$$

$$\rho = \begin{cases} \rho_F, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ \rho_M, & (x, y, z) \in \Omega_M \end{cases}, \quad \lambda = \begin{cases} \lambda_F, & (x, y, z) \in \Omega_F \\ \lambda_M, & (x, y, z) \in \Omega_M \end{cases}.$$

Здесь нижние индексы М и F указывают на принадлежность к металлу, из которого изготовлена панель, и к теплоносителю соответственно. Таким образом, доопределяя отдельные функции, можно объединить уравнение энергии для теплоносителя и уравнение теплопроводности в материале панели в единое уравнение энергии/теплопроводности.

Разделим панель на контрольные объёмы

$$\Omega_i = \{(x, y, z) : x \in [x_i, x_{i+1}], y \in [0, L_Y], z \in [0, L_Z]\},$$

где $L_Y = 0.07$ м и $L_Z = 0.004$ м есть максимальные размеры панели в направлениях Y и Z соответственно, а x_i – характерные сечения, показанные на рис. 3, причём $i = 1, 2, K, N$, где $N = 41$ для двадцатисекционной панели. Интегрируя уравнение энергии/теплопроводности (2) по объёмам Ω_i , получаем следующую форму уравнения энергии/теплопроводности

$$\begin{aligned} & \int_0^{L_Y} \int_0^{L_Z} (\rho u I) \Big|_{x_i}^{x_{i+1}} dz dy + \int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Z} (\rho \vartheta I) \Big|_0^{L_Y} dz dx + \int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Y} (\rho \omega I) \Big|_0^{L_Z} dy dx = \\ & = \int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) \Big|_0^{L_Y} dz dx + \int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) \Big|_0^{L_Z} dy dx + \int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Y} \int_0^{L_Z} S(x, y, z) dz dy dx \end{aligned}$$

После преобразований уравнение энергии примет вид

$$\langle I \rangle_{i+1} - \langle I \rangle_i = \frac{L_Y(x_{i+1} - x_i)}{2G} (q_w(x_i) + q_w(x_{i+1})) + \frac{V}{G} S_*,$$

где G есть массовый расход теплоносителя, $\langle I \rangle_i$ – среднемассовая энтальпию в i -ом сечении

$$\langle I \rangle_i = \frac{1}{G} \int_A (\rho u I) \Big|_{x_i} da.$$

Вид последнего члена следует из теоремы о среднем значении

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} \int_0^{L_Y} \int_0^{L_Z} S(x, y, z) dz dy dx = VS_*,$$

где V есть объём проточной части канала между сечениями x_i и x_{i+1} , а S_* есть среднее значение источникового члена в объёме V .

Сначала рассмотрим простейший случай, когда отсутствует выделение или поглощение тепла в потоке теплоносителя: $S = 0$. Зная тепловую нагрузку на панель охлаждения можно легко определить среднемассовую энтальпию теплоносителя. Однако для вычисления среднемассовой температуры теплоносителя необходимо воспользоваться известным из термодинамики соотношением для изобарного процесса

$$dI = c_p(T) dT \quad \Rightarrow \quad I(T) - I(T_0) = \int_{T_0}^T c_p(T) dT,$$

где T_0 есть температура теплоносителя на входе в канал панели охлаждения. Поскольку энтальпия определена с точностью до аддитивной постоянной, то можно принять $I(T_0) = 0$, т.е.

$$I(T) = \int_{T_0}^T c_p(T) dT = \sum_{k=0}^K \theta_k \int_{T_0}^T T^k dT = \sum_{k=0}^K \frac{\theta_k}{k+1} (T^{k+1} - T_0^{k+1}). \quad (3)$$

Формально, зная среднемассовую энтальпию теплоносителя I можно найти его среднемассовую температуру как решение трансцендентного уравнения (3). Гораздо удобнее, точнее и быстрее произвести табулирование функции $I(T)$ и аппроксимировать её многочленом вида

$$T(I) = \sum_{m=0}^M \gamma_m I^m.$$

Поэтому далее будем считать, что известна зависимость

$$\langle T \rangle_i = \sum_{m=0}^M \gamma_m \langle I \rangle_i^m.$$

Для отыскания температуры обогреваемой стенки панели воспользуемся законом Ньютона:

$$q_w(x_i) = \alpha(x_i) (T_w(x_i) - \langle T \rangle_i).$$

Сначала положим, что выполнен трёхмерный расчёт и известны температура стенки $T_w(x_i)$ и среднемассовая температура теплоносителя $\langle T \rangle_i$. Удельная плотность теплового потока $q_w(x_i)$ так же известна (граничное условие). По среднемассовой температуре нетрудно найти значения динамической вязкости $\mu(x_i)$, теплопроводности $\lambda(x_i)$ и удельной теплоёмкости при постоянном давлении $c_p(x_i)$ в рассматриваемом сечении x_i (рис. 3). Тогда в каждом сечении нетрудно вычислить числа Нуссельта (Nu), Рейнольдса (Re) и Прандтля (Pr):

$$\text{Nu} = \frac{\alpha d_e}{\lambda}, \quad \text{Re} = \frac{4 G}{P \mu}, \quad \text{Pr} = \frac{\mu c_p}{\lambda}, \quad (4)$$

где d_e и P есть эквивалентный гидравлический диаметр и омываемый периметр соответственно. Результаты трёхмерного моделирования аппроксимируют следующей функциональной зависимостью

$$\text{Nu} = \chi_1 \text{Re}^{\chi_2} \text{Pr}^{\chi_3}, \quad (5)$$

где χ_1 , χ_2 и χ_3 есть эмпирические константы, зависящие от геометрии панели, теплоносителя и граничных условий.

2.4 Одномерное моделирование сопряжённого теплообмена в панели СО ПВРД без учёта термического разложения углеводородного топлива

Исходными данными для расчёта теплообмена в двадцатисекционной панели (рис. 2) являются:

- тип углеводородного топлива: пентан C_2H_5 ;
- массовый расход теплоносителя: $G = 0.0067$ кг/с;
- температура пентана на входе в канал панели СО: $T_0 = 300\text{K}$;
- давление пентана на входе в канал панели СО: $P_0 = 5$ МПа;
- средняя тепловая нагрузка: $q_w \leq 1$ МВт/м².

Сначала выполнена серия трёхмерных расчётов без учёта термического разложения пентана ($S_* = 0$), на основании результатов расчётов получены следующие значения эмпирических коэффициентов в критериальном уравнении (5):

$$\text{Nu} = 0.00011 \text{Re}^{1.23} \text{Pr}^{1.29}.$$

Последовательность действий при одномерном моделировании такова ($i = 2, 3, \dots, N$):

1) вычисление среднемассовой энтальпии $\langle I \rangle_{i+1}$

$$\langle I \rangle_{i+1} = \langle I \rangle_i + \frac{L_Y(x_{i+1} - x_i)}{2G} (q_w(x_i) + q_w(x_{i+1}));$$

2) вычисление среднемассовой температуры пентана $\langle T \rangle_{i+1}$;

3) вычисление динамической вязкости μ , теплопроводности λ и удельной теплоёмкости при постоянном давлении c_p по известной среднемассовой температуре пентана $\langle T \rangle_{i+1}$;

- 4) вычисление чисел Рейнольдса (Re) и Прандтля (Pr) по (4);
- 5) Вычисление числа Нуссельта по (5), определение коэффициента теплоотдачи α

$$\alpha = Nu \frac{\lambda}{d_e};$$

- 6) Вычисление температуры стенки КС ПВД по закону Ньютона

$$T_w(x_i) = \langle T \rangle_i + \frac{q_w(x_i)}{\alpha(x_i)}$$

Заметим, что T_w есть максимальная температура стенки, т.е. температура той стороны панели СО, которая ближе всего расположена к КС. Именно данная температура является фактором, ограничивающим работоспособность КС ПВД. Температуру противоположной стороны с достаточной точностью можно принять равной среднemasсовой температуре теплоносителя.

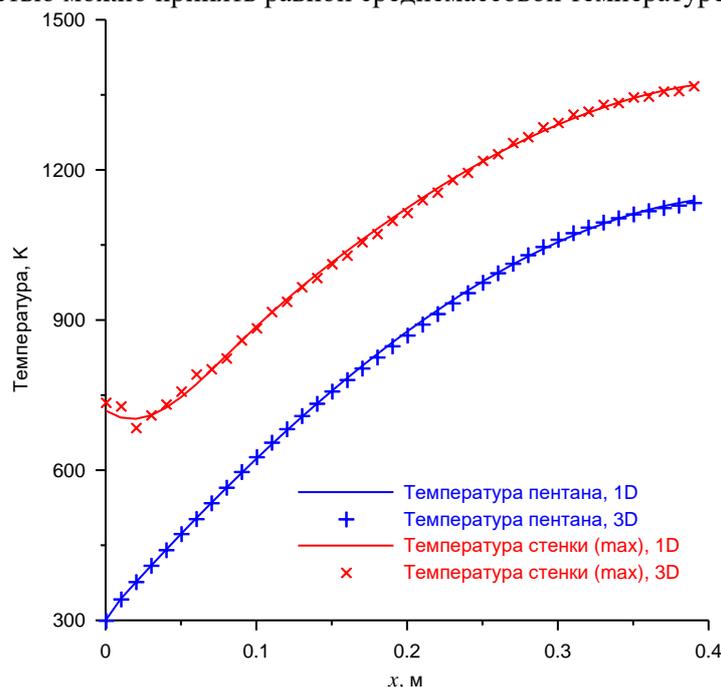


Рис. 5. Сопоставление результатов одно- и трёхмерного моделирования

На рис. 5 представлены температуры пентана и максимальная температура стенки панели СО (со стороны камеры сгорания), полученные по результатам одно- и трёхмерного моделирования.

2.5 Вычислительные эксперименты

Для трёхмерного моделирования использована вычислительная сетка, состоящая из 3837240 контрольных объёмов в проточной части, и 12660951 контрольного объёма в конструкции панели охлаждения (рис. 6). Время счёта одного варианта составляло от 10 до 14 суток на вычислительной системе, состоящей из 24-48 ядер с объёмом памяти до 2 Гб/ядро. Основная часть вычислительных экспериментов выполнена на кластерах ИПХФ РАН и высокопроизводительных мультаядерных графических станциях (GPU ускорение в данных экспериментах не применялось). Выполнено более 20 экспериментов различной вычислительной сложности (определяемой точностными характеристиками вычислений узлов сетки). Выше показана удовлетворительная сходимость трех- и редуцированных одномерных вычислительных моделей.

Аналогичным образом можно провести трёхмерное моделирование сопряжённого теплообмена в панелях различных геометрий и редуцировать полученные результаты к одномерным моделям. Очевидно, что сильное изменение теплофизических свойств теплоносителя не позволит использовать панели одинаковой геометрии. Отыскание оптимальной геометрии проточной части внутренних каналов панели является типичной обратной задачей, которые чаще сего ре-

шают сведением к совокупности прямых задач. Использование для решения прямых задач одномерных моделей позволит существенно уменьшить объём вычислительной работы, а трёхмерные модели использовать преимущественно для проверочных расчётов.

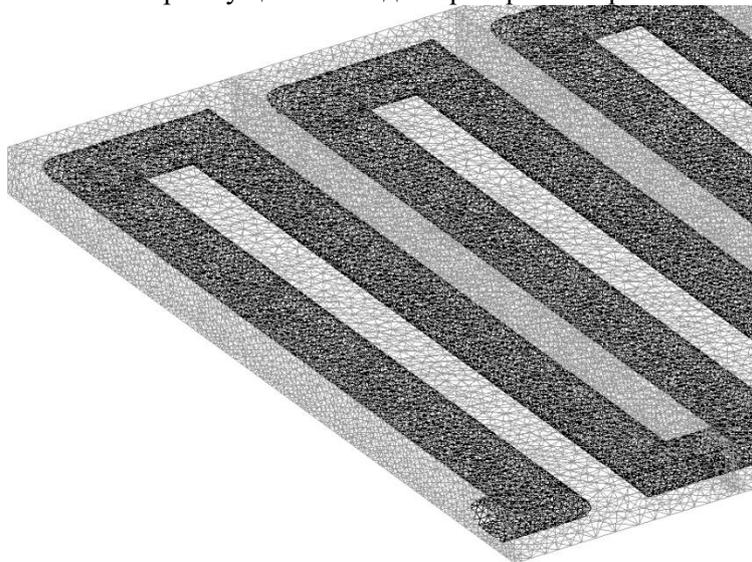


Рис. 6. Неструктурированная сетка в конструкции панели охлаждения

3. Заключение

Таким образом, редукция трёхмерных моделей к одномерным позволяет проводить параметрическое исследование сложных технических устройств при незначительном объёме вычислений. Ключевым моментом редукции математических моделей является получение зависимостей типа (5).

Учёт разложения теплоносителя является более сложной задачей, поскольку геометрия канала оказывает на химические процессы существенно большее влияние, чем на теплообмен. Тем не менее, среднемассовую степень разложения в одномерном приближении можно вычислить следующим образом:

$$\langle \psi \rangle_{i+1} - \langle \psi \rangle_i = \frac{AF}{2G} \left[\rho_i \exp\left(-\frac{E}{R\langle T \rangle_i}\right) + \rho_{i+1} \exp\left(-\frac{E}{R\langle T \rangle_{i+1}}\right) \right] \cdot \Upsilon_i$$

где эмпирическая функция Υ_i учитывает пространственные эффекты при разложении ЭТ.

Показана возможность построения математических моделей сложных технических систем, таких как ГПВРД посредством построения пространственных моделей отдельных узлов и редукции их к одномерным моделям. Результаты суперкомпьютерного моделирования отдельных узлов могут быть сведены к одномерным моделям для последующей оптимизации двигателя при минимальных вычислительных усилиях.

Литература

1. Самарский А.А. Теория разностных схем. М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1983. 616 с.
2. Мартыненко С.И. Многосеточная технология: теория и приложения / Под. ред. М.П. Галанина. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 208 с.
3. Токталиев П.Д., Мартыненко С.И. Математическая модель системы охлаждения камер сгорания авиационных прямоточных двигателей на эндотермических топливах // Вестник МГТУ. Сер. Естественные науки. 2015. № 1. С. 83-97.
4. Токталиев П.Д., Бабкин В.И., Мартыненко С.И. Моделирование сопряжённого теплообмена в элементах конструкции системы охлаждения авиационных двигателей на эндотермиче-

ских топливах // **Тепловые процессы в технике**. 2015. № 4, т. 7, с. 162-165.

Supercomputer simulation of physical and chemical processes in the construction of solid fuel ramjet engine components for hypersonic aircraft

V.M. Volokhov, P.D. Toktaliev, S.I. Martynenko, L.S. Yanovskii, A.V. Volokhov,
D.A. Varlamov

Institute of Problem of Chemical Physics RAS

The variant of by-element computer modeling for creation of mathematical model of elements of a design of the hypersonic direct-flow propulsion jet engine with division into a number of elements is offered. In the report the approach associated with the development of three-dimensional mathematical models of individual knots of the scramjet which are reduced further to one-dimensional models is considered. The mathematical models of physical-chemical processes in the cooling system of the combustion chamber with the purpose of further optimization of characteristics of the engine depending on the used fuels are shown. Further the full-scale one-dimensional model of the scramjet is formed on base of one-dimensional models of separate knots. The use of one-dimensional models can significantly reduce the calculation time, and the accuracy of modeling is caused by the accuracy of a reduction of three-dimensional models to one-dimensional.

Keywords: supercomputer simulation, scramjet, three-dimensional models, one-dimensional models, reduction of models

References

1. Samarskii A.A. Teoriya raznostnykh shem [The theory of difference schemes]: Moscow: Nauka, Main Redaction of Phys.-Math. Literature, 1983. 616 p.
2. Martynenko S.I. Mnogosetochnaya tehnologiya: teoriya i prilozheniya [Multithreaded Technology: Theory and Applications] / Eds: Galanin M.P. Moscow: PhysMathLit, 2015. 208 p.
3. Toktaliev P.D., Martynenko S.I. Matematicheskaya model' sistemy ohlazhdeniya kamer sgoraniya aviacionnykh pryamotoknykh dvigatelej na ehndotermicheskikh toplivah [Mathematical model of a cooling system of combustion chambers of aircraft ramjet engines on endothermic fuels] // Bulletin of MSTU, ser. Natural sciences. 2015. № 1. С. 83-97.
4. Toktaliev P.D., Babkin V.I., Martynenko S.I. Modelirovanie sopryazhyonnogo teploobmena v ehlementah konstrukcii sistemy ohlazhdeniya aviacionnykh dvigatelej na ehndotermicheskikh toplivah [Modeling of the conjugate heat exchange in structural elements of a cooling system of aircraft engines on endothermic fuels] // Thermal processes in technique. 2015. № 4, т.7, с.162-165.