

Численное трехмерное моделирование вращения детонационной волны в двигателе*

Ю. Г. Филиппов¹, В. Ф. Никитин^{1,2}, Е. В. Михальченко^{1,2}, Л. И. Стамов^{1,2}

¹ Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, г. Москва, Россия

² Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук», г. Москва, Россия

Аннотация. Проведено трехмерное численное моделирование камеры сгорания двигателя с вращающейся детонационной волной (RDE), питаемого водородно-воздушными смесями различного состава. Двигатель с вращающейся детонационной волной - это новый тип двигателей, способных создавать более высокую тягу, чем традиционные, основанные на процессе дефлаграции горючей смеси. Динамический процесс сгорания в RDE более чем в 100 раз быстрее, чем в классическом режиме с медленным дефлаграционным сгоранием. Этот тип двигателя имеет более эффективный термодинамический цикл. В численных экспериментах были испытаны различные составы горючей смеси, и были получены различные сценарии работы двигателя. В вычислительной области использовалась регулярная сетка из однородных кубических элементов. Трудоемкие части числового кода были распараллелены с использованием техники OpenMP. Расчеты проводились на АПК-5 с максимальной производительностью 5,5 терафлопс.

Ключевые слова: численное моделирование, детонационный двигатель, химическая кинетика, горение, детонация, камера сгорания.

DOI 10.14357/20718632190308

Введение

Дальнейшее улучшение характеристик двигателей внутреннего сгорания на основе традиционных схем проектирования близка к своему технологическому пределу. Возникшая ситуация заставляет искать принципиально новые технические решения [1]. В течение последних 20 лет был проведен значительный объем исследований по разработке двигателей с использованием детонационных волн до стадии разработки и испытания двигательных установок [2, 4, 5]. В последнее время изучаются некоторые аспекты моделирования детонационных

волн, которые не имеют прямого отношения к вращающейся детонации, но, тем не менее, важны. Например, работа [6] исследует детали моделирования турбулентности. В работе [7] изучается влияние моделирования химической кинетики на начало детонации в струйном двигателе, а в работе [8] рассматривается ионизация, влияющая на характеристики импульсной детонации.

В отличие от других типов детонационных двигателей, в двигателях с вращающейся детонационной волной используют иной подход к обеспечению эффективности детонационного цикла [9]. В RDE используют непрерывный

*Работа выполнена при поддержке программы РАН "Разработка алгоритмической компоновки и программ для расчета многомасштабных процессов и горения" (№ 0065-2019-0021)

режим детонации высокой эффективности для того чтобы организовать процесс сгорания в камере. Топливо и окислитель впрыскиваются в камеру сгорания на одном конце, и одна или больше волн детонации распространяют по окружности, между двух коаксиальных цилиндров, поглощая свежую смесь. Продукты покидают камеру сгорания с другого конца камеры сгорания с высокой осевой скоростью, приводя к получению тяги [10]. По сравнению с импульсными детонационными двигателями (PDE), RDE может работать непрерывно после запуска, и рабочая частота RDE намного выше, чем PDE. RDE имеет компактную конфигурацию и может работать в широком диапазоне чисел Маха. Поэтому RDE уделяется большое внимание в области исследований двигательных установок. В настоящее время существует большое количество отечественных и зарубежных работ, посвящённых двигателю с вращающейся детонационной волной. Войцеховским с соавторами в [11] была реализована непрерывная вращающаяся детонация C_2H_2/O_2 на дискообразной экспериментальной установке. Николс с соавторами [12] выполнили технико-экономические обоснования вращающегося детонационного ракетного двигателя и реализовали короткую непрерывную детонацию в кольцевой камере сгорания. Позднее были проведены многие экспериментальные и численные исследования на RDE. Быковский и др. [13-16] реализовали вращающуюся детонацию в кольцевых камерах разных размеров и конфигураций с использованием разных видов топлива (водород, пропан, керосин и др.). Киндраки и др. [17] экспериментально исследовали диапазоны параметров давления в камере и с различными конфигурациями камеры, в пределах которых детонационные волны могут стабильно распространяться, авторы также выполнили двумерное численное моделирование. Ждан с соавторами в работе [18] выполнили двумерное численное моделирование вращающейся детонации в водород / кислородной смеси и проанализировали механизм распространения детонации. Лю с соавторами экспериментально реализовал вращение детонации H_2 / воздух в кольцевой камере [19] и проанализировали характеристики распространения вращающейся

волны детонации вблизи рабочей границы [20]. Также были исследованы форма камеры сгорания, детали впрыска и влияние сопел на производительность двигателя. В работе [21] численно исследовали влияние ширины выхода инжектора на работу RDE; было обнаружено, что смешивание горячих продуктов детонации и вновь вводимой горючей смеси может вызвать новые волны детонации и приводит к изменению режима распространения в камере сгорания. Шао с соавторами в работах [22, 23] изучали влияние различных конфигураций форсунок на движительную способность и обнаружили, что форсунка Лавала имеет некоторые преимущества по сравнению с другими конфигурациями форсунок. Чен и соавторы [24] использовали смесь H_2 / O_2 9 компонент и 19-ступенчатый механизм реакции для моделирования поля потока RDE с целью изучения влияния осевой длины на рабочие характеристики двигателя, их результаты показывают, что в пределах определенного диапазона изменения длины осевая длина имеет малое влияние на удельный импульс двигателя.

Целью настоящего исследования является изучение особенностей процесса зажигания и стадии перехода в режим вращающейся детонационной волны в трехмерной постановке задачи нестационарного состояния. Обсуждается влияние различных составов смесей на возникновение моды вращающейся волны детонации и средней тяги. А так же рассматривается случай стабилизации детонационной волны в камере сгорания боковой подачей кислорода.

1. Математическая модель

Для моделирования многокомпонентной газовой смеси с химическими превращениями и с учетом турбулентности и переноса была использована следующая система уравнений:

1.1. Уравнения баланса

$$\frac{\partial \rho_k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho_k u_j) - \frac{\partial J_{k,j}}{\partial x_j} = \dot{\omega}_k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{i,j}}{\partial x_j} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial E_T}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} ((E_T + p)u_j) - \frac{\partial}{\partial x_j} (J_{T,j} + u_i \tau_{i,j}) = \dot{Q} \quad (3)$$

В этой системе, ρ_k парциальная плотность компонента k , $J_{k,j}$ компоненты вектора диффузионного потока компонента k , $\dot{\omega}_k$ интенсивность образования компонента k в химических реакциях, ρ плотность газовой смеси, u_j компонента вектора скорости газа, p давление смеси, $\tau_{i,j}$ компоненты девиатора тензора напряжений, E_T полная внутренняя энергия единицы объема газа: сумма тепловой, химической, кинетической и турбулентной энергии, $J_{T,j}$ компоненты вектора потока тепловой и химической энергии, \dot{Q} интенсивность притока тепловой энергии из внешнего источника, без учета энергии, поступающей с добавляемой массой.

Индекс k пробегает значения $1 \dots N_C$ (перечень компонент), индексы i, j значения $1, 2, 3$ (перечень координат); по повторяющимся индексам ведется суммирование. Всего в трехмерной системе $N_C + 4$ уравнения, не считая уравнений модели турбулентности. Последняя определяет потоки переноса $J_{k,j}$ и $J_{T,j}$, а также тензор напряжений в газовой смеси, представляющийся в виде суммы шаровой части и девиатора как $(-p\delta_{i,j} + \tau_{i,j})$. В том случае, когда турбулентность не моделируется, p представляет собой термодинамическое давление газа.

$$\rho = \sum_{k=1}^{N_C} \rho_k, \quad Y_k = \frac{\rho_k}{\rho}, \quad X_k = \frac{\rho_k}{W_k}. \quad (4)$$

Здесь Y_k массовая доля компонента k , X_k молярная плотность (молярная концентрация), W_k масса моля компонента.

Давление p определенное как шаровая часть тензора напряжений получается из термодинамического давления \tilde{p} добавкой, возникающей от воздействия хаотических пульсаций скорости:

$$p = \tilde{p} + \frac{2}{3} \rho K, \quad \tilde{p} = R_G T \sum_{k=1}^{N_C} X_k. \quad (5)$$

Полная внутренняя энергия единицы объема E_T состоит из внутренней энергии (тепловая и химической), кинетической, и турбулентной энергии:

$$E_T = E + \rho \frac{u^2}{2} + \rho K, \quad u^2 = u_j u_j. \quad (6)$$

Полная внутренняя энергия единицы объема определяется как сумма:

$$E = \sum_{k=1}^{N_C} X_k E_k(T) = R_G T \sum_{k=1}^{N_C} X_k \cdot (\hat{H}_k(T) - 1). \quad (7)$$

Здесь, E_k внутренняя энергия единицы моля компонента, $\hat{H}_k(T)$ безразмерная энтальпия компонента, включающая в себя энтальпию формирования компонент при заданной температуре T_{ref} (химическая энергия). Эти функции температуры представляют собой основную часть описания свойств конкретных компонент, и для многих веществ затабулированы или аппроксимированы полиномами. Данные о них взяты из [26]; формат данных (два температурных интервала) описан в руководствах [25, 27].

1.2. Химическая кинетика

В текущем исследовании химические источники $\dot{\omega}_k$ зависят от температуры T и набора молярных плотностей $\mathbf{X} = \{X_k\}$; сумма этих источников равна нулю из-за закона сохранения массы в химических реакциях:

$$\dot{\omega}_k = W_k \hat{\omega}_k(T, \mathbf{X}), \quad \sum_{k=1}^{N_C} \dot{\omega}_k = 0. \quad (8)$$

Здесь $\hat{\omega}_k$ интенсивность образования моля вещества в единице объема

Существуют некоторые более строгие законы для химических взаимодействий, например, сохранение массы для каждого элемента. Эти законы учитываются в химическом механизме и иногда могут сократить вычисления и повысить их точность. Общая форма химических источников обычно сложна и состоит из множества нелинейных терминов; типичное выражение выглядит следующим образом:

$$\hat{\omega}_k = \sum_r \nu_{r,k} \omega_r,$$

$$\omega_r = M_r(\mathbf{X}) \left[k_{F,r}(M_r, T) \prod_j X_j^{\alpha_{r,j}} - k_{B,r}(M_r, T) \prod_j X_j^{\beta_{r,j}} \right], \quad (9)$$

где, ω_r скорость \mathbf{r} реакции (интенсивность), $\nu_{r,k}$ является алгебраическим стехиометрическим коэффициентом для компонента \mathbf{k} в реакции \mathbf{r} , этот коэффициент является положительным для производимых компонент и отрицательным для тех, которые потребляется. M_r - коэффициент влияния неизменяемых компонентов, равный единице при отсутствии такого влияния, $k_{F,r}$ коэффициент скорости прямой реакции; обычно зависящий лишь от температуры, но для некоторых («выпадающих») реакций также от M_r , $k_{B,r}$ скорость обратной реакции, $\alpha_{r,k}$ степени компонент в прямой реакции (обычно, хотя не всегда, ненулевые степени только у входящих компонент), $\beta_{r,k}$ степени компонент в обратной реакции.

Степени при компонентах в выражении (9) для элементарных реакций совпадают с входящими и исходящими стехиометрическими компонентами. Коэффициенты обратной реакции рассчитывались так, чтобы динамика кинетического механизма без учета влияния посторонних потоков, и с учетом постоянства плотности и внутренней энергии, приводила к состоянию химического равновесия при этих условиях. Для этого требуется алгебраическая связь:

$$k_{B,r} = k_{F,r} \exp \left(\sum_{k=1}^{N_c} \nu_{r,k} \left(\hat{H}_k(T) - \hat{S}_k(T) - 1 \right) \right) \cdot \left(\frac{R_g T}{P_{ref}} \right)^{\sum_{k=1}^{N_c} \nu_{r,k}} \quad (10)$$

Зависимость коэффициента прямой реакции от температуры аппроксимируется расширенной формулой Аррениуса.

1.3. Модель турбулентности и переноса

В данном исследовании используется модель турбулентности Уилкокса k- ω [28]

$$\frac{\partial \rho K}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho K u_j) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma^* \mu_T) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right) = \tau_{i,j}^T \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho K \omega, \quad (11)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = \alpha \frac{\omega}{K} \tau_{i,j}^T \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2. \quad (12)$$

Здесь K кинетическая энергия турбулентных пульсаций на единицу массы, μ молекулярная вязкость газовой смеси, μ_T турбулентная (или вихревая) вязкость, $\tau_{i,j}^T$ турбулентная составляющая дивергенции тензора напряжений, ω интенсивность убывания (диссипации) турбулентной энергии вдали от препятствий и в случае отсутствия источников пополнения этой энергии, $\alpha, \sigma, \sigma^*, \beta, \beta^*$ параметры модели Уилкокса:

$$\sigma = \sigma^* = \frac{1}{2}, \quad \alpha = \frac{5}{9}, \quad \beta = \frac{3}{40}, \quad \beta^* = \frac{9}{100}. \quad (13)$$

Вихревая вязкость μ_T определяется с помощью турбулентных параметров как:

$$\mu_T = \rho \frac{K}{\omega}, \quad (14)$$

а турбулентная часть отклонения тензора напряжений определяется как:

$$\tau_{i,j}^T = \rho \frac{K}{\omega} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_s}{\partial x_s} \delta_{i,j} \right). \quad (15)$$

Молекулярная вязкость газовой смеси рассчитывается с использованием видовой вязкости и молярной плотности как:

$$\mu = \frac{\sum_{k=1}^{N_c} X_k \mu_k(T)}{\sum_{j=1}^{N_c} X_j \phi_{k,j}(T)}. \quad (16)$$

Формула (16) показывает, что эффективная вязкость смеси ниже средневзвешенной из-за коэффициентов взаимности $\phi_{k,j}$. Простой ме-

год определения коэффициентов взаимности опубликован в [29]:

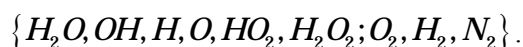
$$\phi_{k,j} = \frac{1}{\sqrt{8}} \left(1 + \frac{W_k}{W_j} \right)^{\frac{1}{2}} \left(1 + \left(\frac{\mu_k}{\mu_j} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{W_j}{W_k} \right)^{\frac{1}{4}} \right)^2. \quad (17)$$

Для расчета потоков массы и энергии $J_{k,j}$ и $J_{T,j}$, и тензор девиатора напряжений $\tau_{i,j}$, была использована модель, учитывающую турбулентный перенос, рассчитанный с помощью модели Уилкокса.

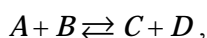
$$\begin{aligned} J_{k,j} &= \left(\frac{\mu}{Sc} + \frac{\mu_T}{Sc_T} \right) \frac{\partial Y_k}{\partial x_j}, \\ J_{T,j} &= \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} + (\mu + \mu_T) \frac{\partial K}{\partial x_j}, \quad (18) \\ \tau_{i,j} &= (\mu + \mu_T) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_s}{\partial x_s} \delta_{i,j} \right). \end{aligned}$$

1.4. Список компонент и кинетический механизм

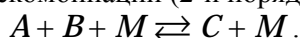
Компонентами исходной и вводимой смеси были: водород, кислород и азот. Помимо основного продукта, водяного пара, в процессе горения образуются различные другие компоненты, большинство из которых являются радикалами, которые сохраняются в газовой смеси при высокой температуре. В работе был использован следующий набор компонент:



В элементарном кинетическом механизме присутствуют два типа реакций: обменные реакции 1-го порядка, подобные:



и реакции рекомбинации (2-й порядок):



Все реакции обратимы, поэтому рекомбинация может быть записана в противоположной форме (как диссоциация). Символ M в формуле реакции означает учет влияния третьих, не изменяемых в реакции, компонент. В работе был использован кинетический механизм, описанный в работе Мааса и Поупа [30]. Механизм состоял из 20 обратимых реакций.

1.5. Численная схема

Была построена регулярная сетка из однородных элементов (кубов); элементы соприкасаются друг с другом внутренними гранями сетки. Внешние грани вносят вклад в границу рабочей зоны. Процедура создания сетки унифицирована для создания 3D или 2D сетки с аналогичными процедурами; для 2D-сетки базовый элемент - это квадрат или прямоугольник.

Тип схемы определяется методом интерполяции переменных на грани. Была использована интерполяция MUSCL [31], продвигая числовую схему до 2-го порядка точности в пространстве, за исключением областей с резкими градиентами. Для интерполяции давления был использован AUSPM (метод расщепления адвекции вверх по потоку плюс) [32]. Чтобы продвинуть схему до 2-го порядка во времени, был использован метод Макормака [33]. Верификация и валидация данного численного комплекса представлена в работах [34-35]. Накопление ошибок вычислений и доверительный интервал нестационарного моделирования оценивались по методике, изложенной в [36].

2. Постановка задачи

Чтобы получить и исследовать вращающуюся детонацию, была рассмотрена модель камеры сгорания. Ее форма представляла собой зазор между коаксиальными цилиндрами, так что внутреннее полое тело представляло собой цилиндр с конической крышкой. Горючая смесь впрыскивалась из отверстий, расположенных на лицевой стороне (впуск, Рис. 1, а) с давлением торможения 15 бар и температурой 258 К. Смесь впрыскивалась также из боковых стенок внутреннего и наружного цилиндров, перпендикулярных основному потоку; здесь давление торможения составляло 10 бар, а температура все еще составляла 258 К (Рис. 1, б). Был проведен численный эксперимент с тремя видами смеси: бедная смесь (молярное отношение $[H_2]:[O_2] = 1:1$), стехиометрическая смесь ($[H_2]:[O_2] = 2:1$), и богатая смесь ($[H_2]:[O_2] = 3:1$). В начальный момент камера была заполнена воздухом ($[O_2]:[N_2] = 1:4$) с давлением 1 Бар и температурой 300 К. Зажигание производилось путем подачи внешнего источника энергии в виде шара с радиусом

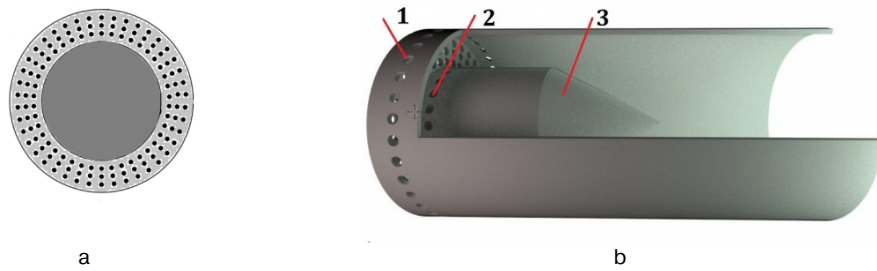


Рис. 1. Геометрия камеры сгорания

а - вид спереди; б - вид сбоку (1 - форсунки на наружных стенках, 2 - форсунки на внутренней стенке, 3 - внутреннее тело)

$r_{ign} = 2.5$ мм в непосредственной близости от инжекторов, через 10 мкс от начала процесса; длительность зажигания составляла 1 мкс, а энергия источника питания $Q = 20$ кВ/см³.

Чтобы запустить одиночную детонационную волну, вращающуюся в одном направлении, отверстия открывались не одновременно, а по очереди, в зависимости от угловой координаты их центров в цилиндрической системе координат, так что первые отверстия открывались в начальный момент времени, а последние - в 30 мкс. Воспламенение происходило через 10 мкс вблизи начала последовательности отверстий.

3. Результаты

На Рис. 2 показано трехмерное распределение давления (а, б) и температуры (с, д) в моменты времени {50, 150} мкс для бедной смеси. $[H_2]:[O_2] = 1:1$.

При 50 мкс (Рис. 2, а) детонационная волна видна вместе с приближающейся к ней ударной волной. Через 150 мкс (Рис. 2, б) волна прошла два оборота; стала слабее, но имеет регулярную структуру; также можно видеть спиральные следы в верхней части камеры, образованные ударными волнами в продуктах сгорания. На рисунке, изображающем распределение температуры,

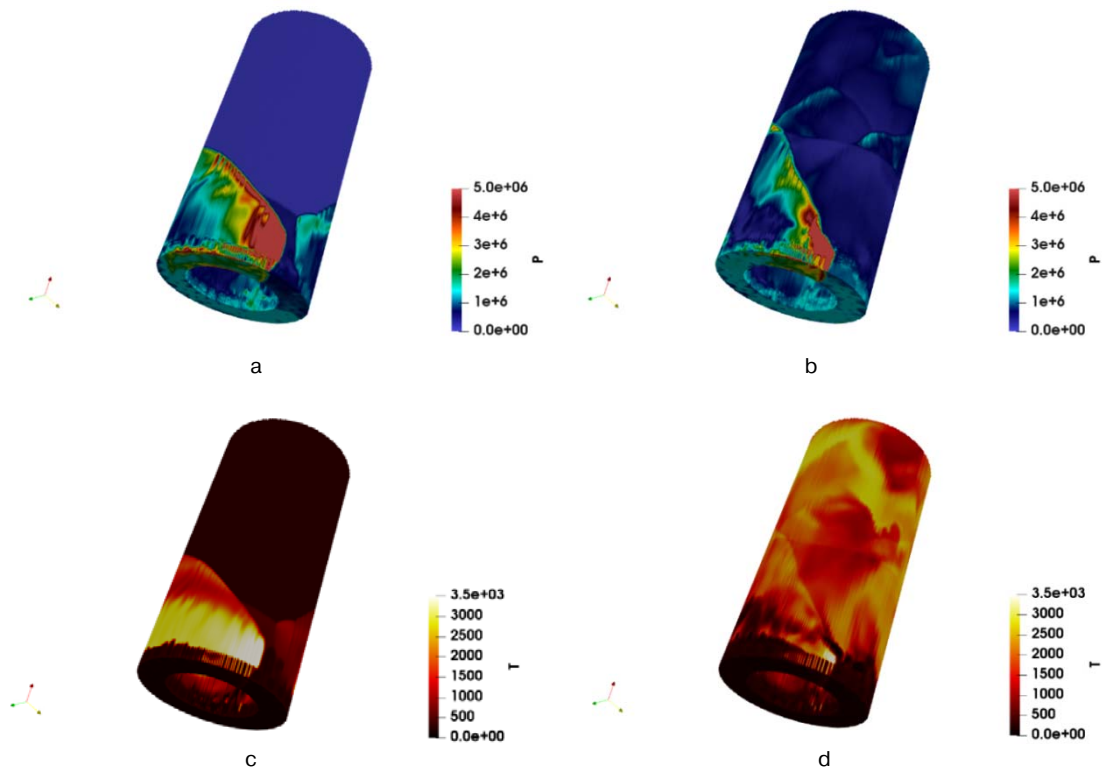


Рис. 2. Давление и температура для бедной смеси

а - давление при $t = 50$ мкс; б - давление при $t = 150$ мкс; с - температура в момент времени $t = 50$ мкс; д - температура в момент времени $t = 150$ мкс

видно, что при 50 мкс (Рис. 2, с) температура в детонационной волне очень высокая (до 3500 К); волна впитывает холодную смесь; ударные волны также нагревают газовую смесь и воздух в камере; Можно видеть, что все удары в это время находятся в нижней части камеры. Через 150 мкс (Рис. 2, d) продукты сгорания начинают покидать камеру. Свежая горючая смесь прохладна и придает температурному полю черный цвет, она всегда видна снизу. Спиральные структуры менее регулярны на температурных снимках, чем на давлениях из-за нерегулярности процессов и инерции изменения температурного поля по сравнению с полем давления.

На Рис. 3 показано давление и температура для стехиометрической газовой смеси $[H_2]:[O_2] = 2:1$ соответственно в моменты времени $\{50, 150\}$ мкс.

Видно, что для стехиометрической газовой смеси детонационная волна при 50 мкс разбива-

ется на несколько волн, и они значительно слабее, чем для бедной смеси; случайная фокусировка ударной волны может быть замечена около середины камеры сгорания (Рис. 3, а). В более высокие времена структура волны слабее и менее регулярна. Что касается распределения температуры, этот параметр также является менее регулярным, чем для обедненной смеси, показанной на Рис. 2. Такое поведение можно объяснить более высокой химической чувствительностью стехиометрических смесей к изменениям давления. Таким образом, возникает много дополнительных пятен воспламенения, которые ослабляют основную вращающуюся детонационную волну, уменьшая тем самым пики давления. Эволюция параметров богатой смеси показана на Рис. 4 (давление и температура). Содержание богатой смеси составляет $[H_2]:[O_2] = 3:1$; рассматриваемые моменты времени составляют $\{50, 150\}$ мкс.

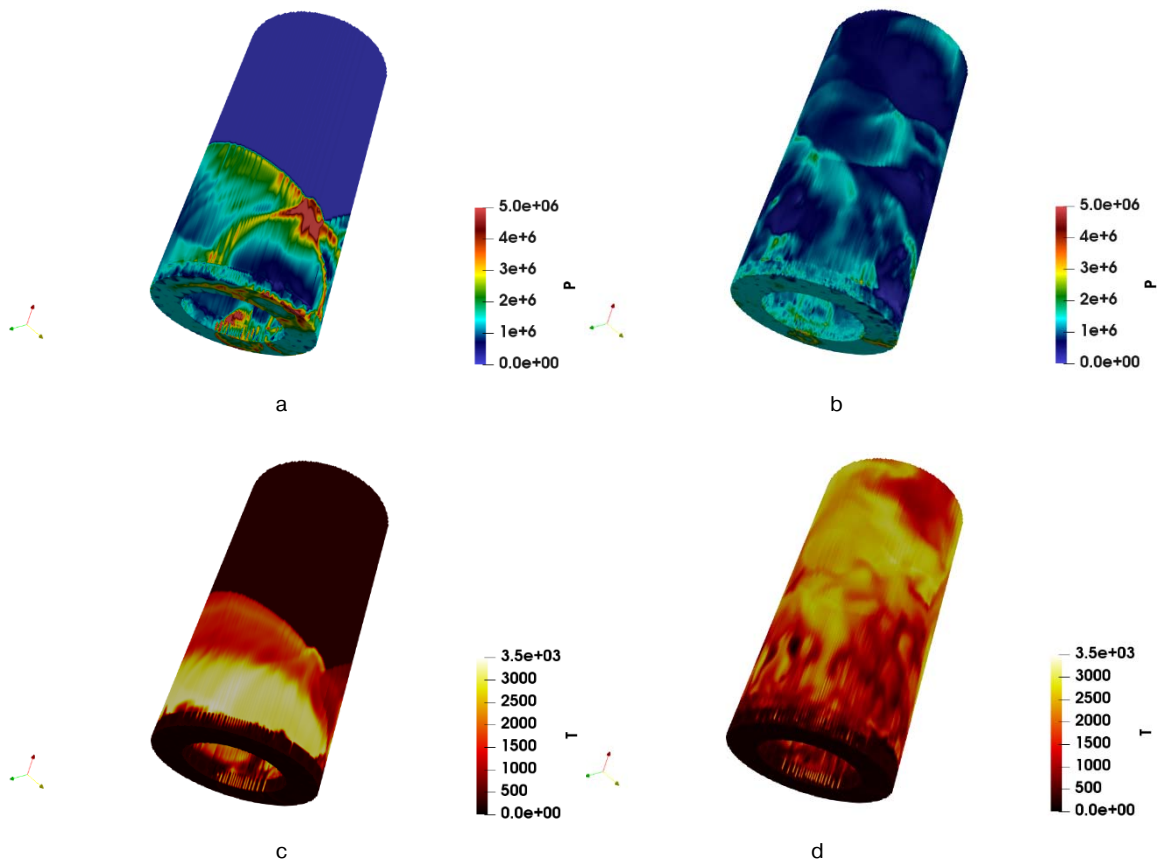


Рис. 3. Давление и температура для стехиометрической смеси

а - давление при $t = 50$ мкс; б - давление при $t = 150$ мкс; в - температура в момент времени $t = 50$ мкс; д - температура в момент времени $t = 150$ мкс

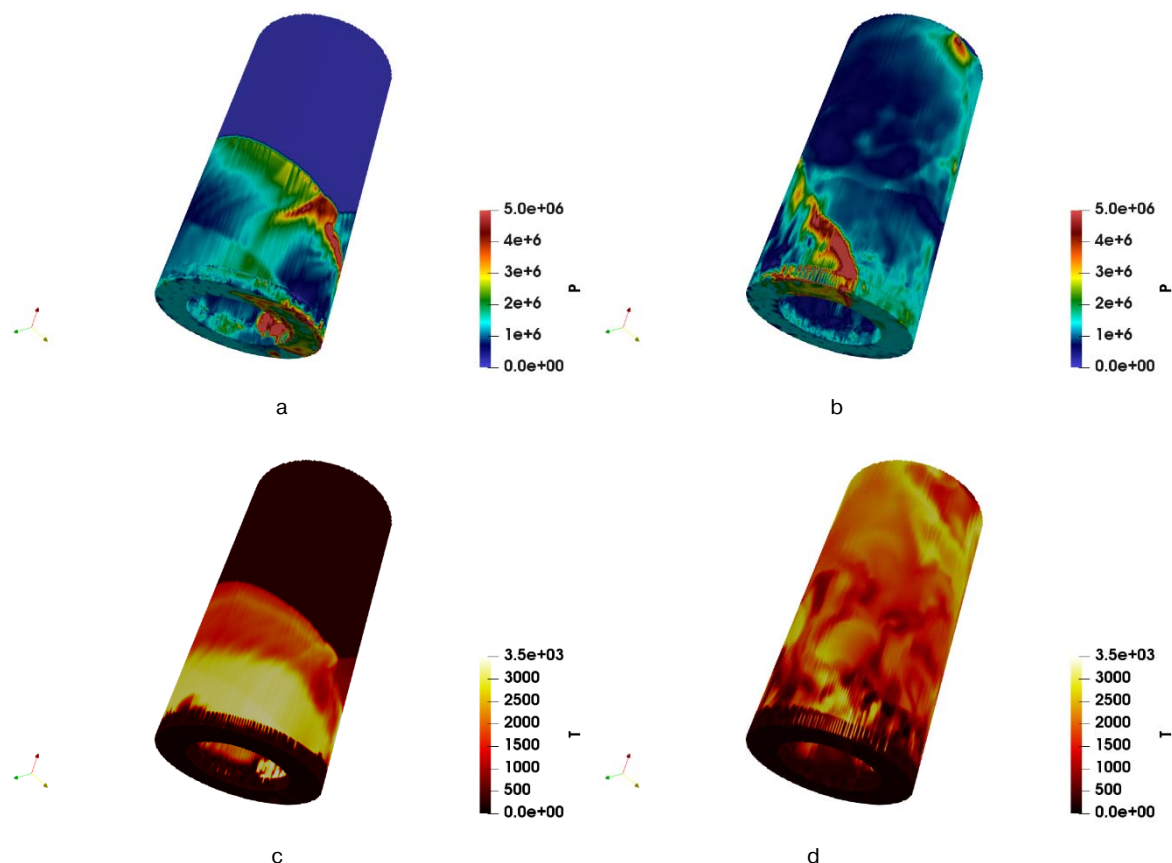


Рис. 4. Давление и температура для богатой смеси

a - давление при $t = 50$ мкс; b - давление при $t = 150$ мкс; c - температура в момент времени $t = 50$ мкс; d - температура в момент времени $t = 150$ мкс

Для богатой смеси структуры давления и температуры снова относительно регулярны, как и для бедной смеси. Картина давления демонстрирует спиральные структуры: детонационная волна продолжалась сильным ударом в продуктах сгорания и (для малых времен) в исходном газе. Температурная картина хорошо структурирована при 50 мкс (Рис. 4, c) и менее структурирована на более длительных временах.

Следующий график (Рис. 5) показывает эволюцию во времени давления в выбранной контрольной точке («виртуальный датчик»). Расположение этой точки показано на Рис. 5, а.

Чтобы сравнить результаты для трех смесей, было изучено давление в контрольной точке Рис. 5, а. Можно увидеть, что сначала выше пики в богатой смеси, но затем пики в бедной смеси становятся выше, а далее поочередно, то пики выше для богатой смеси, то для бедной.

Заключение

Испытывались три типа газовой смеси, подаваемой в камеру сгорания для запуска вращающейся детонации. Были получены следующие результаты:

В обычном режиме детонационная волна потребляет свежую газовую смесь в непосредственной близости от инжекторов. После того, как волна прошла, впрыск свежей смеси прекращается до тех пор, пока давление не опустится ниже уровня давления торможения для инжектора. Затем подача свежей смеси возобновляется. Детонационная волна превращается в ударную волну в областях без смеси свежего газа, образуя при этом вращающиеся спиральные структуры. Температура вначале формирует такие структуры, но затем распределение температуры становится менее регулярным.

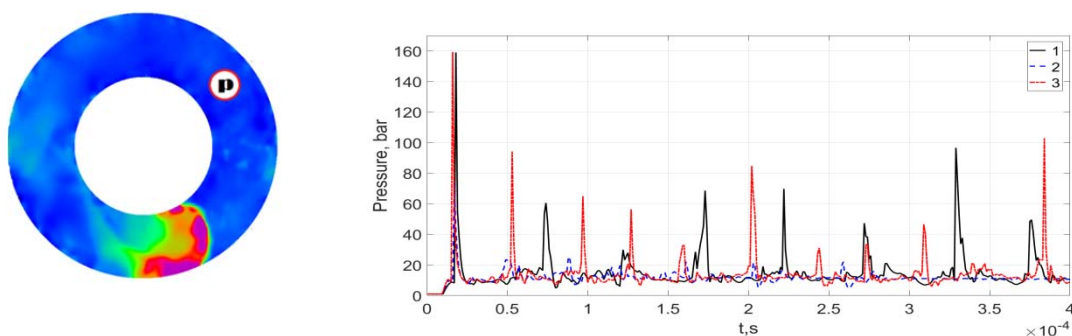


Рис. 5. Положение датчика и диаграмма давления

а - местоположения датчика давления в сечении 5 мм от торцевого конца с инжекторной системой;

б - сравнение истории давления для первого датчика для всех трех случаев на бедных, стехиометрических и богатых смесях

Богатая смесь и обедненная смесь сохраняли начальный режим вращающейся детонации до 400 мкс от начала процесса. Структура детонационной волны не была регулярной в обоих случаях, но пики давления в контрольных точках не уменьшались по величине со временем. Напротив, стехиометрическая смесь показала другой режим горения: в первом цикле детонационная волна прошла, как обычно, но затем, после первого цикла, появились другие вторичные волны, которые поглощали свежую смесь и гасили первичную волну. Это было показано как на диаграммах массового расхода, так и давления, где время между волнами было в два и более раза меньше, чем в случае богатых и бедных смесей. Через 270 мкс от начала стехиометрическая смесь перестала детонировать; волна детонации перешла в ударную волну и исчезла, и появилась регулярная медленная дефлаграционная мода горения.

Литература

- Braun E. M., Lu F. K., Wilson D. R., Camberos J. A. Air-breathing rotating detonation wave engine cycle analysis // *Aerospace Science and Technology*. 2013. Vol. 27. P. 201–208.
- Smirnov N. N., Betelin V. B., Nikitin V. F., Philippov Y. G., Koo J. Detonation engine fed by acetylene-oxygen mixture // *Acta Astronautica*. 2014. Vol. 104. P. 134-146.
- Norden C. A., Schwer D., Schauer F., Hoke B., Cetegen B., Barber T. Thermodynamic modeling of a rotating detonation engine // *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (AIAA 2011-0803)*. 2011.
- Philippov Y. G., Dushin V. R., Nikitin V. F., Nerchenko V. A., Korolkova N. V., Guendugov V. M. Fluid mechanics of pulse detonation thrusters // *Acta Astronautica*. 2012. Vol. 76. P. 115-126.
- Nikitin V. F., Dushin V. R., Philippov Y. G., Legros J. C. Pulse detonation engines: Technical approaches // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 64. P. 281-287.
- Tan S., Li Q., Xiao Z., Fu S. Gas kinetic scheme for turbulence simulation // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 78. P. 214-227.
- Kim J. W., Kwon O. J. Modeling of incomplete combustion in a scramjet engine // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 78. P. 397-402.
- Lin L., Weng C., Chen Q., Jiao H. Study on the effects of ionization seeds on pulse detonation // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 71. P. 128-135.
- Norden C. A., Schwer D., Schauer F., Hoke B., Cetegen B., Barber T. Thermodynamic modeling of a rotating detonation engine // *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (AIAA 2011-0803)*. 2011.
- Wei L. Jin Z., Shijie L., Zhiyong L., Fengchen Z. Experimental study on propagation mode of H₂/Air continuously rotating detonation wave // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2015. Vol. 40. P. 1980-1993.
- Voitsekhovskii B. V. Stationary detonation // *Doklady Akademii Nayk*. 1959. Vol. 129 (6). P. 1254-1256.
- Nicholls J.A., Cullen R. E., Ragland K. W. Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1966. Vol. 3 (6). P. 893-898.
- Bykovskii F. A., Mitrofanov V. V., Vedernikov E. F. Continuous Detonation Combustion of Fuel-Air Mixtures // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1997. Vol. 33 (3). P. 344-353.
- Bykovskii F. A., Vedernikov E. F. Continuous Detonation of a Subsonic Flow of a Propellant // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2003. Vol. 39 (3). P. 323-334.
- Bykovskii F. A., Zhdan S. A., Vedernikov E. F. Continuous Spin Detonations // *Journal of Propulsion and Power*. 2006. Vol. 22 (6). P. 1204-1216.
- Bykovskii F. A., Zhdan S. A., Vedernikov E. F. Continuous Spin Detonation in Ducted Annular Combustors // *Application of Detonation to Propulsion*, edited by G. Roy et al, Torus Press. 2004. P. 174-179.
- Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels-Oxygen

- Mixtures // Shock Waves. 2011. Vol. 21. P. 75-84.
18. Zhdan S. A., Bykovskii F. A., Vedernikov E. F. Mathematical Modeling of a Rotating Detonation Wave in a Hydrogen-Oxygen Mixture // Combustion, Explosion, and Shock Waves. 2007. Vol. 43 (4). P. 449-459.
 19. Shijie L., Zhiyong L., Weidong L., Wei L., Fengchen Z. Experimental Realization of H₂/air Continuous Rotating Detonation in a Cylindrical Combustor // Combustion Science and Technology. 2012. Vol. 184 (9). P. 1302-1317.
 20. Shijie L., Weidong L., Zhiyong L., Wei L. Experimental Research on the Propagation Characteristics of Continuous Rotating Detonation Wave Near the Operating Boundary // Combustion Science and Technology. 2015. Vol. 187. P. 1790-1804.
 21. Jian S., Jin Z., Shijie L., Zhiyong L., Jianhua C. Effects of injection nozzle exit width on rotating detonation engine // Acta Astronautica. 2017. Vol. 140. P. 388-401.
 22. Jianping W., Yetao S. Rotating Detonation Engine Injection Velocity Limit and Nozzle Effects on Its Propulsion Performance // Computational Fluid Dynamics. 2010. P. 789-795.
 23. Yetao S., Meng L., Jianping W. Continuous Detonation Engine and Effects of Different Types of Nozzle on Its Propulsion Performance // Chinese Journal of Aeronautics. 2010. Vol. 23. P. 647-652.
 24. Jie C., Dong W., Hu M., Ji-yang D., Dong-liang Y. Influence of axial length on rotating detonation engine // Journal of Aerospace Power. 2013. Vol. 28 (4). P. 844-849.
 25. CHEMKIN. A software package for the analysis of gas-phase chemical and plasma kinetics. CHE-036-1. Chemkin collection release 3.6. Reaction Design, September 2000.
 26. Marinov N., Pitz W., Westbrook C., Hori M., Matsunaga N. An Experimental and Kinetic Calculation of the Promotion Effect of Hydrocarbons on the NO-NO₂ Conversion in a Flow Reactor // Proceedings of the Combustion Institute. 1998. Vol. 27. P. 389-396.
 27. Kee R. J., Miller J. A., Jefferson T. H. Chemkin: a general-purpose, problem-independent, transportable Fortran chemical kinetics code package. Sandia National Laboratories Report SAND80-8003. 1980.
 28. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Inc. La Canada, 1993.
 29. Transport. A software package for the evaluation of gas-phase, multicomponent transport properties. TRA-036-1, CHEMKIN collection, 2000.
 30. Maas U., Pope S. B. Simplifying chemical kinetics: intrinsic low-dimensional manifolds in composition space // Combustion and Flame. 1992. Vol. 88. P. 239-264.
 31. van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. A Second Order Sequel to Godunov's Method // J. Com. Phys. 1979. Vol. 32. P. 101-136.
 32. Liou M.-S. A Sequel to AUSM: AUSM+ // J. Comput. Phys. 1996. Vol. 129. P. 364-382.
 33. Fletcher C.A.J. Computational Techniques for Fluid Dynamics I Fundamental and General Techniques. Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, 2006.
 34. Smirnov N. N., Nikitin V. F., Stamov L. I., Altoukhov D. I. Supercomputing simulations of detonation of hydrogen-air mixtures // International Journal of Hydrogen Energy. 2015. Vol. 40 (34). P. 11059-11074.
 35. Smirnov N. N., Penyazkov O. G., Sevrouk K. L., Nikitin V. F., Stamov L. I., Tyurenkova V. V. Detonation onset following shock wave focusing // Acta Astronautica. 2017. Vol. 135. P. 114-130.
 36. Smirnov N. N., Betelin V. B., Nikitin V. F., Stamov L. I., Altoukhov D. I. Accumulation of errors in numerical simulations of chemically reacting gas dynamics // Acta Astronautica. Vol. 117. P. 338-355.

Филиппов Юрий Григорьевич. Московский государственный университет имени М.В.Ломоносова, г. Москва, Россия. Доцент. Доктор физико-математических наук, доцент. Количество печатных работ: более 50. Область научных интересов: вычислительные методы в газовой динамике, внутренняя баллистика. E-mail: mech.math.msu@rambler.ru

Никитин Валерий Федорович. Московский государственный университет имени М.В.Ломоносова, г. Москва, Россия. Доцент. Кандидат физико-математических наук, доцент. Количество печатных работ: более 200. Область научных интересов: численное моделирование в механике многофазных химически реагирующих сред. E-mail: vfnikster@gmail.com

Михальченко Елена Викторовна. Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук», г. Москва, Россия. Младший научный сотрудник. Количество печатных работ: более 40. Область научных интересов: численное моделирование в механике многофазных химически реагирующих сред. E-mail: mikhailchenkolena@yandex.ru

Стамов Любен Иванович. Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук», г. Москва, Россия. Младший научный сотрудник. Количество печатных работ: более 70. Область научных интересов: вычислительное моделирование, параллельные вычисления. E-mail: lyubensstamov@mail.ru

Numerical Three-Dimensional Modeling of Detonation Wave Rotation in a Detonaton Engine

Yu. G. Phylippov¹, V. F. Nikitin^{1,II}, E. V. Mikhalchenko^{1,II}, L. I. Stamov^{1,II}

¹Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia

^{II}Federal Science Center Scientific Research Institute for System Analysis of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Abstract. A three-dimensional numerical simulation of the combustion chamber of the engine with a rotating detonation wave (RDE) fed by hydrogen-air mixtures of different composition is carried out. A rotating detonation wave engine is a new type of engine capable of producing higher thrust than traditional engines based on the process of deflagration of a combustible mixture. The dynamic combustion process in RDE is more than 100 times faster than in the classical mode with slow deflagration combustion. This type of engine has a more efficient thermodynamic cycle. In numerical experiments, different compositions of the fuel mixture were tested, and different scenarios of the engine operation were obtained. In the computational domain, a regular grid of homogeneous cubic elements was used. Time-consuming parts of the numerical code were parallelized using the OpenMP technique. Calculations were carried out on the APK-5 with a maximum performance of 5.5 teraflops.

Keywords: numerical simulation, detonation engine, chemical kinetics, deflagration, detonation, combustion chamber.

DOI 10.14357/20718632190308

References

- Braun E. M., Lu F. K., Wilson D. R., Camberos J. A. Air-breathing rotating detonation wave engine cycle analysis // *Aerospace Science and Technology*. 2013. Vol. 27. P. 201–208.
- Smirnov N. N., Betelin V. B., Nikitin V. F., Phylippov Y. G., Koo J. Detonation engine fed by acetylene-oxygen mixture // *Acta Astronautica*. 2014. Vol. 104. P. 134-146.
- Norden C. A., Schwer D., Schauer F., Hoke B., Cetegen B., Barber T. Thermodynamic modeling of a rotating detonation engine // *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (AIAA 2011-0803)*. 2011.
- Phylippov Y. G., Dushin V. R., Nikitin V. F., Nerchenko V. A., Korolkova N. V., Guendugov V. M. Fluid mechanics of pulse detonation thrusters // *Acta Astronautica*. 2012. Vol. 76. P. 115-126.
- Nikitin V. F., Dushin V. R., Phylippov Y. G., Legros J. C. Pulse detonation engines: Technical approaches // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 64. P. 281-287.
- Tan S., Li Q., Xiao Z., Fu S. Gas kinetic scheme for turbulence simulation // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 78. P. 214-227.
- Kim J. W., Kwon O. J. Modeling of incomplete combustion in a scramjet engine // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 78. P. 397-402.
- Lin L., Weng C., Chen Q., Jiao H. Study on the effects of ionization seeds on pulse detonation // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 71. P. 128-135.
- Norden C. A., Schwer D., Schauer F., Hoke B., Cetegen B., Barber T. Thermodynamic modeling of a rotating detonation engine // *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (AIAA 2011-0803)*. 2011.
- Wei L., Jin Z., Shijie L., Zhiyong L., Fengchen Z. Experimental study on propagation mode of H₂/Air continuously rotating detonation wave // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2015. Vol. 40. P. 1980-1993.
- Voitsekhovskii B. V. Stationary detonation // *Doklady Akademii Nayk*. 1959. Vol. 129 (6). P. 1254-1256.
- Nicholls J.A., Cullen R. E., Ragland K. W. Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1966. Vol. 3 (6). P. 893-898.
- Bykovskii F. A., Mitrofanov V. V., Vedernikov E. F. Continuous Detonation Combustion of Fuel-Air Mixtures // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1997. Vol. 33 (3). P. 344-353.
- Bykovskii F. A., Vedernikov E. F. Continuous Detonation of a Subsonic Flow of a Propellant // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2003. Vol. 39 (3). P. 323-334.
- Bykovskii F. A., Zhdan S. A., Vedernikov E. F. Continuous Spin Detonations // *Journal of Propulsion and Power*. 2006. Vol. 22 (6). P. 1204-1216.
- Bykovskii F. A., Zhdan S. A., Vedernikov E. F. Continuous Spin Detonation in Ducted Annular Combustors // *Application of Detonation to Propulsion*, edited by G. Roy et al, Torus Press. 2004. P. 174-179.
- Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels-Oxygen Mixtures // *Shock Waves*. 2011. Vol. 21. P. 75-84.

18. Zhdan S. A., Bykovskii F. A., Vedernikov E. F. Mathematical Modeling of a Rotating Detonation Wave in a Hydrogen-Oxygen Mixture // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2007. Vol. 43 (4). P. 449-459.
19. Shijie L., Zhiyong L., Weidong L., Wei L., Fengchen Z. Experimental Realization of H₂/air Continuous Rotating Detonation in a Cylindrical Combustor // *Combustion Science and Technology*. 2012. Vol. 184 (9). P. 1302-1317.
20. Shijie L., Weidong L., Zhiyong L., Wei L. Experimental Research on the Propagation Characteristics of Continuous Rotating Detonation Wave Near the Operating Boundary // *Combustion Science and Technology*. 2015. Vol. 187. P. 1790-1804.
21. Jian S., Jin Z., Shijie L., Zhiyong L., Jianhua C. Effects of injection nozzle exit width on rotating detonation engine // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 140. P. 388-401.
22. Jianping W., Yetao S. Rotating Detonation Engine Injection Velocity Limit and Nozzle Effects on Its Propulsion Performance // *Computational Fluid Dynamics*. 2010. P. 789-795.
23. Yetao S., Meng L., Jianping W. Continuous Detonation Engine and Effects of Different Types of Nozzle on Its Propulsion Performance // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2010. Vol. 23. P. 647-652.
24. Jie C., Dong W., Hu M., Ji-yang D., Dong-liang Y. Influence of axial length on rotating detonation engine // *Journal of Aerospace Power*. 2013. Vol. 28 (4). P. 844-849.
25. CHEMKIN. A software package for the analysis of gas-phase chemical and plasma kinetics. CHE-036-1. Chemkin collection release 3.6. Reaction Design, September 2000.
26. Marinov N., Pitz W., Westbrook C., Hori M., Matsunaga N. An Experimental and Kinetic Calculation of the Promotion Effect of Hydrocarbons on the NO-NO₂ Conversion in a Flow Reactor // *Proceedings of the Combustion Institute*. 1998. Vol. 27. P. 389-396.
27. Kee R. J., Miller J. A., Jefferson T. H. Chemkin: a general-purpose, problem-independent, transportable Fortran chemical kinetics code package. Sandia National Laboratories Report SAND80-8003. 1980.
28. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Inc. La Canada, 1993.
29. Transport. A software package for the evaluation of gas-phase, multicomponent transport properties. TRA-036-1, CHEMKIN collection, 2000.
30. Maas U., Pope S. B. Simplifying chemical kinetics: intrinsic low-dimensional manifolds in composition space // *Combustion and Flame*. 1992. Vol. 88. P. 239-264.
31. van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. A Second Order Sequel to Godunov's Method // *J. Com. Phys*. 1979. Vol. 32. P. 101-136.
32. Liou M.-S. A Sequel to AUSM: AUSM+ // *J. Comput. Phys*. 1996. Vol. 129. P. 364-382.
33. Fletcher C.A.J. Computational Techniques for Fluid Dynamics I Fundamental and General Techniques. Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, 2006.
34. Smirnov N. N., Nikitin V. F., Stamov L. I., Altoukhov D. I. Supercomputing simulations of detonation of hydrogen-air mixtures // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2015. Vol. 40 (34). P. 11059-11074.
35. Smirnov N. N., Penyazkov O. G., Sevrouk K. L., Nikitin V. F., Stamov L. I., Tyurenkova V. V. Detonation onset following shock wave focusing // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 135. P. 114-130.
36. Smirnov N. N., Betelin V. B., Nikitin V. F., Stamov L. I., Altoukhov D. I. Accumulation of errors in numerical simulations of chemically reacting gas dynamics // *Acta Astronautica*. Vol. 117. P. 338-355.

Phylippov Yu. G. Professor, Lomonosov Moscow State University. Leninskie Gory, Moscow, 119991, Russia, e-mail: mech.math.msu@rambler.ru

Nikitin V. F. PhD, Lomonosov Moscow State University. Leninskie Gory, Moscow, 119991, Russia, e-mail: vfnikster@gmail.com

Mikhailchenko E. V. Federal Science Center Scientific Research Institute for System Analysis of Russian Academy of Sciences, 36-1, Nakhimovskiy pr., Moscow, 117218, Russia, e-mail: mikhailchenkolena@yandex.ru

Stamov L. I. Federal Science Center Scientific Research Institute for System Analysis of Russian Academy of Sciences, 36-1, Nakhimovskiy pr., Moscow, 117218, Russia, e-mail: lyubenzstamov@mail.ru