УДК 533.6.011.5

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ПАРОВ КЕРОСИНА В РАСШИРЯЮЩЕМСЯ СОПЛЕ

Ю. В. Туник¹, Г. Я. Герасимов¹, В. Ю. Левашов¹, Н. А. Славинская²

¹НИИ механики МГУ им. М. В. Ломоносова, 119192 Москва, tunik@imec.msu.ru

²Исследовательский центр общества по безопасности технологий и реакторов, 85748 Гархинг Мюнхен, Германия

Численно исследуется инициирование и стабилизация детонационного горения паров керосина в сверхзвуковом воздушном потоке, поступающем в расширяющееся осесимметричное сопло с коаксиальным центральным телом. В расчетах используется редуцированная кинетическая модель горения, включающая в себя 68 реакций для 44 компонентов. Энтальпия и энтропия компонентов определяются с использованием аппроксимирующих полиномов из базы данных NASA. В основе гидродинамической модели лежат двумерные нестационарные уравнения Эйлера для осесимметричного течения многокомпонентного реагирующего газа. Расчеты выполняются с использованием конечно-разностной схемы Годунова и ее β -модификации повышенной точности на гладких решениях. Определены параметры потока, обеспечивающие стабильное детонационное горение паров керосина в рассматриваемом сопле. Детонационное горение керосина дает более высокую тягу, чем сжигание водорода, но заметно проигрывает по удельной тяге. Расчеты выполнены на суперкомпьютере «Ломоносов» Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова.

Ключевые слова: пары керосина, детонационное горение, кинетическая модель, сверхзвуковое течение, дивергентное сопло, расчетная схема Годунова.

DOI 10.15372/FGV20200311

ВВЕДЕНИЕ

Разработка гиперзвуковых летательных аппаратов инициирует исследование детонационного горения, которое по некоторым оценкам может быть более эффективным, чем традиционное [1]. Авиационные двигатели, основанные на детонационном горении, имеют ряд преимуществ, таких как простота конструкции, эффективность идеального термодинамического цикла в широком диапазоне изменения определяющих параметров [2, 3]. Возможность использования детонационного горения водородовоздушных смесей показана для различных типов двигателей — с пульсирующей [4-7], непрерывно вращающейся [8-11] и стационарной [12–15] детонацией. Однако традиционно в авиации основным топливом является керосин, который характеризуется низкой детонационной способностью. Как правило, керосин впрыскивается в камеру сгорания в дисперсном виде, что дополнительно затрудняет его детонацию. Детонационная способность паров керосина или насыщенных углеводородов экспериментально исследована на базе пульсирующих детонационных двигателей, где инициирование детонации является самостоятельной задачей [16–21]. Численное исследование горения паров керосина в сверхзвуковых потоках обычно проводится на основе глобальных кинетических моделей [22, 23]. В [24] для моделирования клиновидной детонации в двухфазной смеси керосин — воздух также используется существенно упрощенный кинетический механизм, который состоит из двух глобальных реакций окисления исходного топлива до СО и Н₂О при кинетическом равновесии в системе $CO-CO_2$ [25].

Существует множество расчетных схем, позволяющих с разной точностью моделировать газовые потоки с химическими превращениями в устройствах сложной геометрии [26– 34]. Однако конечно-разностная схема Годунова [35] остается наиболее универсальной и наглядной с газодинамической точки зрения. В [36–38] предложена ее β -модификация, имею-

 $^{^2 {\}rm Gesellschaft}$ für Anlagen- und Reaktorsicherheit, Forschungszentrum, 85748, Garching bei München, Germany.

[©] Туник Ю. В., Герасимов Г. Я., Левашов В. Ю., Славинская Н. А., 2020.

щая второй порядок аппроксимации на гладких решениях. В отличие от других подобных схем, эта модификация проста и очевидна и способна обеспечить неубывающую энтропию численного решения, т. е. физически приемлемые результаты, как и схема Годунова.

В настоящей работе β -модификация схемы Годунова используется для расчета детонационного горения паров керосина в воздухе, которые поступают со сверхзвуковой скоростью в осесимметричный сопловой канал с коаксиальным центральным телом. Воспламенение смеси происходит в результате трансформации кинетической энергии потока во внутреннюю энергию газа за отошедшей ударной волной перед затупленным центральным телом. Кинетическая модель горения включает в себя 44 компонента, участвующих в 68 реакциях.

1. КИНЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГОРЕНИЯ ПАРОВ КЕРОСИНА В ВОЗДУХЕ

Как правило, реактивные топлива состоят из сотен линейных алканов, разветвленных алканов, нафталинов, олефинов и ароматических соединений [39–41]. Поэтому в настоящее время проблематично использовать детальные кинетические механизмы горения реактивного топлива в задачах сверхзвуковой газовой динамики. Вместо них применяются упрощенные модели, имеющие дело с «суррогатным» топливом. Такие модели содержат сравнительно небольшое количество суррогатных компонентов, представляющих основные семейства углеводородов и имитирующих реальные физические и химические свойства различных керосинов.

Физические характеристики керосина важны при анализе последствий хранения, процессов подачи топлива в камеру сгорания, характеристик двигателя и состава выбросов. Температура кипения и вязкость являются показателями молекулярного состава топлива. Если вязкость относительно высокая, это означает, что в топливе содержится большое количество соединений с тяжелыми молекулами. Высокая доля нормальных (неразветвленных) парафинов ($C_n H_{2n+2}$), особенно с длинными молекулярными цепями, обычно улучшает характеристики воспламенения топлива. С другой стороны, циклопарафины и ароматические соединения с их стабильными кольцевыми структурами труднее разрушить и окислить. Более сложное влияние на воспламенение и тепловыделение оказывают изопарафины и олефины (C_nH_{2n}) . В целом, высокая доля изопарафинов и олефинов имеет тенденцию затруднять воспламенение [42].

В [43–46] предложены детальные и редуцированные кинетические модели окисления керосина и его составляющих. При этом показано, что для упрощения кинетической схемы горения керосина достаточно использовать механизм окисления одиночного большого *n*-парафина, который имеет примерно ту же энтальпию сгорания (45 МДж/кг), отношение атомов С/Н (11/19) и соответствующее значение молярной массы (145 г/моль) [47]. Сравнительный анализ, выполненный в [48], показал, что упрощенный механизм окисления *n*-декана, разработанный в этом исследовании, достаточно хорошо описывает процесс горения авиационного керосина. Упрощенная модель построена на основе детальной кинетической схемы [49] после исключения из нее низкотемпературных реакций окисления алифатических углеводородов и окисления бензола.

В данной работе для расчета высокотемпературного окисления керосина в сверхзвуковой прямоточной камере сгорания используется механизм [48], состоящий из 62 реакций для 44 компонентов, дополненный шестью реакциями высокотемпературного разложения *n*-декана.

Высокотемпературное разложение *n*-декана содержит два класса реакций: распад исходной молекулы и отрыв атома Н молекулой О₂. Молекула *n*-декана имеет пять различных связей С—С, разрыв которых при высоких температурах инициирует образование различных углеводородных радикалов с более короткой длиной цепи. В принятой кинетической модели в число инициирующих реакций входит высокотемпературное разложение *n*-декана с образованием пар $(n-C_3H_7, p-C_7H_{15})$ и $(p-C_4H_9, p-C_6H_{13})$ с константой скорости $k = 3.16 \cdot 10^{16} \exp(-40.765/T) [\text{см}^3/(\text{моль} \cdot \text{с})]$ [50]. Для реакций $n-C_{10}H_{22} \leftrightarrow s-C_{10}H_{21} + H$ и $n-C_{10}H_{22} \leftrightarrow t-C_{10}H_{21} + H$ константа скорости равна $8.0 \cdot 10^{17} \exp(-50\,800/T) [\text{см}^3/(\text{моль} \cdot \text{с})]$ [50]. Вследствие симметрии молекулы *п*-декана, при отрыве атома Н молекулой кислорода образуются пять различных децильных радикалов, из которых вторичный радикал $s-C_{10}H_{21}$ и третичный радикал $t-C_{10}H_{21}$ являются наиболее стабильными [51]. Поэтому в принятой кинетической модели учитываются только эти децильные изомеры, образующиеся в реакции n-C₁₀H₂₂ + O₂ с константой скорости $k = 1.0 \cdot 10^{14} \exp(-24\,000/T) [\text{см}^3/(\text{моль} \cdot \text{с})]$ [50].

В окончательном виде принятая в данной работе редуцированная кинетическая модель горения паров керосина в воздухе состоит из 68 реакций и 44 компонентов. Термодинамические свойства, в частности энтальпия и энтропия компонентов смеси, взяты из базы данных NASA [52]. Для тестирования кинетической модели было рассчитано время задержки воспламенения (t_{ian}) керосина в воздухе в адиабатических условиях при постоянной плотности газа. На рис. 1 сплошная кривая относится к результатам настоящего расчета, точками представлены экспериментальные данные для *n*-декана в диапазоне температур 900÷1300 К при давлении 13 атм [53] и для керосина Jet-A в диапазоне температур $1\,000 \div 1\,450$ К при давлении около 9 атм [54]. Детальный кинетический механизм [55] хорошо описывает экспериментальные данные во всем диапазоне температур (пунктирная кривая на рис. 1), но он требует чрезмерно большого времени при расчете сложных газодинамических течений.

Принятая в работе кинетическая модель (сплошная кривая на рис. 1), а также упрощен-



Рис. 1. Время задержки воспламенения n-декана и керосина Jet-A при $p_0 = 13$ атм и $\phi = 1.0$

ная модель [56] без низкотемпературной кинетики (штриховая кривая) хорошо согласуются с экспериментальными данными только при температурах выше 1100 К. Однако именно эти температурные условия наиболее вероятны за ударным фронтом детонационной волны в сверхзвуковой прямоточной камере сгорания.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОД РЕШЕНИЯ

Рассматриваемый в данной работе сопловой канал представляет собой трубу AB радиуса R_1 с присоединенным расширяющимся соплом BCD (рис. 2). В плоскости (X, Y) эти два участка канала расположены на интервалах $X_1 < X \leq X_0$ и $X_0 < X < X_2$ соответственно. Расширение сопла обеспечивает увеличение числа Маха от единицы до заданного значения M_e ($M_e > 1$) по одномерной теории при показателе адиабаты, равном $\gamma = 1.4$. Контур сопла задается синусоидой. Касательная к контуру в конечной точке X_2 параллельна оси симметрии. Сопло встроено во внешнее коническое тело с образующей AC, которая касается контура расходящегося сопла. Центральное тело состоит из коаксиального цилиндра с торцевой стенкой и конуса, обращенного вершиной в направлении потока.

В расчетах радиус трубы принят равным $R_1 = 8$, ее длина $X_0 - X_1 = 18$, длина расходящейся части $X_0 - X_2 = 38$, радиус на выходе $R_2 \approx 1.63R_1$ ($M_e = 2.5$), абсцисса $X_0 = 2$ (см. рис. 2). Наветренная торцевая стенка центрального тела находится в точке X = 0, длина цилиндрической части этого тела равна 16, высота конуса 24. Здесь и далее дли́ны и расстояния отнесены к радиусу цилиндрической части центрального тела r_0 .

Внешнее тело *ACD* обтекается набегающим сверхзвуковым потоком воздуха с числом Маха M₀. Смесь паров керосина с воздухом по-



Рис. 2. Изотермы на фоне массовой доли радикала ОН при $M_0 = 4$, $r_0 = 2$ см, $\phi = 0.7$

ступает в сопловой канал со скоростью u_0 , температурой T_0 и давлением p_0 внешнего воздушного потока. Рассчитывается как внутренний поток реагирующей многокомпонентной смеси, так и внешний поток чистого воздуха. Контур сопла разделяет расчетную область на три основные части, соответствующие внешнему, внутреннему и смешанному потокам за срезом сопла: $X > X_2$. Снизу расчетная область ограничена осью симметрии (Y = 0) и контуром центрального тела, слева и справа вертикальными прямыми линиями $X = X_1$ и $X = X_e > X_2$ соответственно. Сверху вычислительная область ограничена прямой EF, которая параллельна образующей внешнего тела АС, и параллельным оси симметрии отрезком FG (см. рис. 2).

В основе математической модели лежат двумерные нестационарные уравнения движения Эйлера для осесимметричных течений реагирующих многокомпонентных газовых смесей. Расчеты выполняются с использованием конечно-разностной схемы Годунова первого порядка точности |35|, а также ее β -модификации второго порядка точности по пространственным переменным на гладких решениях [36–38]. Используется стационарная расчетная сетка, образованная вертикальными прямыми и ломаными линиями в горизонтальном направлении. Расстояние между вертикальными прямыми ΔX меняется по оси абсцисс пропорционально отношению радиуса контура сопла в текущей точке X к радиусу канала в минимальном сечении. В области внутреннего течения вертикальные прямые разбиты на равные отрезки ΔY . При переходе через точку X = 0, задающую положение торцевой стенки центрального тела, размер ячейки ΔY сохраняется, поэтому в подобласти 0 < X < X₂ число ячеек по вертикали уменьшается на N отрезков, которые укладываются на торцевой стенке центрального тела. В минимальном сечении $\Delta X = \Delta Y$. Абсциссы точек излома, начала и конца контура соплового канала и центрального тела скорректированы так, что совпадают с абсциссой одной из сеточных вертикалей. В горизонтальном направлении ломаные линии последовательно соединяют узлы с одинаковыми номерами на вертикальных прямых, если узлы нумеровать от внешней границы подобласти. Размер AE (см. рис. 2) области внешнего течения по оси ординат задается суммой отрезков ΔY в сечении входа $X = X_1$. Обычно это 20 или 40 ячеек. За сечением выхода из сопла $(X > X_2)$ расчетная сетка складывается из продолжения сеток в области внутреннего и внешнего течения. При таком задании сетки размер и количество расчетных ячеек определяются числом N. В большинстве случаев N =10. При указанных выше геометрических размерах центрального тела и сопла сетка насчитывает порядка 500 ячеек по горизонтали, а также 80 ячеек по вертикали в области внутреннего течения при $X_1 < X < 0$ и 70 ячеек при $0 < X < X_2$.

Граничные условия и компонентный состав газа на входе в расчетную область ($X = X_1$) не меняются со временем и задаются давлением $p_0 = 1$ атм и температурой $T_0 = 300$ К. Скорость u_0 рассчитывается по числу Маха M_0 и скорости звука набегающего воздушного потока при заданных значениях p_0 и T_0 . На оси симметрии и на поверхностях центрального и внешнего тел выполняются условия непроницаемости. На правой границе ($X = X_e$) и открытой верхней границе EFG (см. рис. 2) производные параметров по X и Y полагаются равными нулю.

В начальный момент состав газа и параметры потока в канале и вне обтекаемого тела те же, что и на входе в каждую из этих подобластей.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

В данной постановке с фиксированными значениями p_0 и T_0 развитие детонационного горения определяется числом Маха набегающего воздушного потока M_0 , радиусом центрального тела r_0 и коэффициентом избытка топлива ϕ .

3.1. Детонационное горение паров керосина в условиях нормальной атмосферы

Как и ожидалось, наиболее сложной является проблема стабилизации детонационного горения при относительно малых сверхзвуковых значениях числа Маха набегающего потока. В канале с $r_0 = 2$ см инициирование детонации происходит уже при $M_0 = 4$ даже в обедненных смесях. Однако при $\phi \ge 0.7$ формирующаяся волна детонационного горения распространяется вверх по течению (см. рис. 2). В смеси с $\phi = 0.6$ основная масса газа в горении не участвует, поскольку интенсивность отошедшей ударной волны, доходящей до стенки сопла, недостаточна для инициирования детонационного горения во всем потоке. Чтобы предотвратить распространение детонации вверх по течению при $\phi \ge 0.7$, радиус центрального тела r_0 был уменьшен до 1 см. В случае смесей, близких к стехиометрическим, результирующая детонация по-прежнему распространяется вверх по течению, а уже при $\phi \le 0.8$ воспламенение перед торцевой стенкой центрального тела не обеспечивает горение большой массы газа в детонационной волне.

При $M_0 = 5$, $r_0 = 1$ см и $\phi = 0.8$ в детонационном горении участвует вся масса газа. Однако возникающая детонация распространяется вверх по течению и выходит в канал постоянного сечения, аналогично тому, как это представлено на рис. 2. Обеднение смеси до $\phi = 0.7$ стабилизирует детонацию, но не обеспечивает сгорания всей смеси в детонационной волне (рис. 3). Рассчитанная тяга отрицательна, поскольку движущая сила, т. е. сила, направленная навстречу потоку, оказывается меньше суммарного сопротивления внешнего и центрального тел (рис. 4). На рисунках $t_0 = r_0/\sqrt{p_0/\rho_0}$, где ρ_0 — плотность воздуха при температуре T_0 .

Если число Маха падающего потока $M_0 \ge 6$, проблем с инициированием и стабилизацией детонационного горения стехиометрической смеси паров керосина с воздухом в рассматриваемом сопле не возникает (рис. 5). Из-за высокой скорости набегающего потока детонационное горение не выходит в канал постоянного сечения. В то же время скорость не столь высока, чтобы вынести детонационное горение из сопла, поскольку центральное тело играет роль постоянного инициатора детонации. В резуль-



Рис. 3. Изобары и контактный разрыв (траектория KL) на фоне массовой доли радикала ОН в стационарном потоке при $M_0 = 5, r_0 = 1$ см, $\phi = 0.7$



Рис. 4. Тяга (1), движущая сила (2), сопротивление внешнего (3) и центрального (4) тел в процессе формирования стационарного решения для обедненной смеси паров керосина и воздуха при $M_0 = 5, r_0 = 1$ см, $\phi = 0.7$ (схема Годунова)



Рис. 5. Изобары на фоне массовой доли радикала ОН в стационарном потоке стехиометрической смеси паров керосина и воздуха при $M_0 = 6$ и $r_0 = 1$ см:

a — схема Годунова, δ — β -модификация ($\beta = 1.5$)



Рис. 6. Тяга (1), движущая сила (2), сопротивление внешнего (3) и центрального (4) тел в процессе стабилизации течения стехиометрической смеси паров керосина и воздуха по схеме Годунова (A1) и ее β -модификации ($\beta = 1.5$) при $r_0 = 1$ см, $M_0 = 6$ (a), $M_0 = 7$ (b)

тате в расширяющейся части канала формируется устойчивое детонационное горение. Вначале расчет проводится по схеме Годунова. Затем с некоторого момента расчет повторяется с использованием *β*-модификации. Сравнение рисунков 5, a и 5, b показывает, что β -модификация дает более детальную картину стационарного течения с детонационным горением паров керосина в воздухе, чем схема Годунова. Использование *β*-модификации позволяет уточнить данные о движущей силе, сопротивлении центрального и внешнего тел, а также о результирующей тяге. Результаты, полученные в расчетах с использованием β -модификации, представлены на рис. 6 толстыми линиями. При $M_0 = 6$ и 7 установившееся детонационное горение обеспечивает удельную тягу приблизительно 416.5 и 256.5 с соответственно. Это означает, что эффективность сгорания паров керосина при $M_0 = 7$ меньше, чем при М₀ = 6. Такое снижение эффективности горения с повышением числа Маха набегающего потока обусловлено появлением области отрыва потока вблизи стенки сопла. Эта область включает в себя интенсивный вихрь с относительно низким давлением (см. рис. 7, *a*). Подобный вихрь отсутствует при $M_0 = 6$. Образование подобного пристеночного вихря подробно описано в [13]. Увеличение эффективности детонационного горения паров керосина



Рис. 7. Линии тока и изобары на фоне показателя адиабаты в окрестности вихря в стационарном потоке стехиометрической смеси при $M_0 = 7$ и $r_0 = 1$ см ($\beta = 1.5$):

a— пары керосина, δ — водород

при высоких значениях числа Маха M₀ можно ожидать при более удачном выборе геометрии соплового канала.



Рис. 8. Тяга (1), движущая сила (2), сопротивление внешнего (3) и центрального (4) тел в процессе стабилизации течения стехиометрической водородовоздушной смеси по схеме Годунова (A1) и ее β -модификации ($\beta = 1.5$) при $r_0 = 1$ см, $M_0 = 6$ (a), $M_0 = 7$ (b)

3.2. Сравнение с детонационным горением водородовоздушной смеси

Расчет детонационного горения водорода в данной работе проводится по методике, развитой и апробированной в [13–15, 57]. Как и в случае керосина, в потоке стехиометрической водородовоздушной смеси при $M_0 = 7$ возникает пристеночный вихрь (рис. 7,6), из-за чего генерируемая тяга оказывается ниже, чем при $M_0 = 6$ (рис. 8). Удельная тяга составляет приблизительно 368 и 884 с соответственно. В целом развитие детонационного горения водородовоздушной смеси в рассматриваемом канале происходит так же, как и в случае паров керосина. Исключением является стабилизация детонационного горения водорода при $M_0 = 5$ в смеси с $\phi = 0.6$, т. е. в условиях, при которых большая часть паров керосина не воспламеняется.

выводы

В рамках принятой кинетической модели численно показана возможность инициирования и стабилизации детонационного горения паров керосина в смеси с воздухом, поступающим с высокой сверхзвуковой скоростью в осессимметричный канал труба — сопло с центральным телом цилиндр — конус в условиях

нормальной атмосферы. При числе Маха входящего потока $M_0 = 6$ стабильное детонационное горение керосина обеспечивает тягу в полтора раза выше, чем сжигание водорода, но более чем в два раза проигрывает по удельной тяге. В рассматриваемом сопловом канале увеличение числа Маха до $M_0 = 7$ приводит к уменьшению общей и удельной тяги в случае как керосина, так и водорода. В основном это связано с появлением вихревых зон у стенки расширяющегося сопла. При числе Маха набегающего потока $M_0 \leqslant 5$ детонация паров керосина в смеси с воздухом, близкой по составу к стехиометрической, распространяется вверх по течению. Обеднение смеси не обеспечивает детонационного горения во всем потоке.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // Журн. техн. физики. — 1940. — Т. 10, № 17. — С. 1453–1461.
- Alhussan K., Assad M., Penazkov O. Analysis of the actual thermodynamic cycle of the detonation engine // Appl. Therm. Eng. 2016. V. 107. P. 339–344.
- Zhang Q., Wang K., Dong R., Fan W., Lu W., Wang Y. Experimental research on propulsive performance of the pulse detonation rocket engine with a fluidic nozzle // Energy. — 2019. — V. 166. — P. 1267–1275.

- Roy G. D., Frolov S. M., Borisov A. A., Netzer D. W. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective // Prog. Energy Combust. Sci. — 2004. — V. 30. — P. 545–672.
- Harris P. G., Stowe R. A., Ripley R. C., Guzik S. M. Pulse detonation engine as a ramjet replacement // J. Propul. Power. — 2006. — V. 22, N 2. — P. 462–473.
- Li J., Fan W., Chen W., Wang K., Yan C. Propulsive performance of a liquid kerosene/oxygen pulse detonation rocket engine // Exp. Therm. Fluid Sci. — 2011. — V. 35, N 1. — P. 265–271.
- Wang K., Fan W., Lu W., Zhang Q., Chen F., Yan C., et al. Propulsive performance of a pulse detonation rocket engine without the purge process // Energy. — 2015. — V. 79. — P. 228– 234.
- Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I. O. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor // Int. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 40, N 3. — P. 1616–1623.
- Zhou S., Ma H., Liu D., Yan Y., Li S. Experimental study of a hydrogen-air rotating detonation combustor // Int. J. Hydrogen Energy. 2017. V. 42, N 21. P. 14741–14749.
- Yao S., Ma Z., Zhang S., Luan M., Wang J. Reinitiation phenomenon in hydrogen-air rotating detonation engine // Int. J. Hydrogen Energy. — 2017. — V. 42, N 47. — P. 28588–28598.
- Xie Q., Wen H., Li W., Ji Z., Wang B., Wolanski P. Analysis of operating diagram for H₂/air rotating detonation combustors under lean fuel condition // Energy. — 2018. — V. 151. — P. 408–419.
- 12. Журавская Т. А., Левин В. А. Исследование некоторых способов стабилизации детонационной волны в сверхзвуковом потоке // Механика жидкости и газа. 2012. Т. 47, № 6. С. 126–136.
- 13. Туник Ю. В. Детонационное горение водорода в сопле Лаваля с центральным коаксиальным цилиндром // Механика жидкости и газа. — 2014. — Т. 49, № 5. — С. 142–148.
- 14. Зубин М. А., Туник Ю. В. О стабилизации детонационного горения водорода в конвергентно-дивергентном сопле // Физ.-хим. кинетика в газ. динамике. — 2015. — Т. 16, № 3. — С. 1–8.
- Tunik Yu. V. Control of detonation combustion of rarefied hydrogen-air mixture in a Laval nozzle // Int. J. Hydrogen Energy. — 2018. — V. 43, N 41. — P. 19260–19266.
- Fan W., Yan C., Huang X., et al. Experimental investigation on two-phase pulse detonation engine // Combust. Flame. 2003. V. 133, N 4. P. 441–450.

- Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С. Экспериментальная демонстрация рабочего процесса в импульсно-детонационном жидкостном ракетном двигателе// Хим. физика. — 2011. — Т. 30, № 8. — С. 58–61.
- Kindracki J. Study of detonation initiation in kerosene-oxidizer mixtures in short tubes // Shock Waves. — 2014. — V. 24, N 6. — P. 603– 618.
- Tian Y., Zeng X., Yang S., Xiao B., Zhong F., Le J. Experimental study on flame development and stabilization in a kerosene fueled supersonic combustor // Aerospase Sci. Technol. — 2019. — V. 84. — P. 510–519.
- Wang Z., Zhang Y., Huang J., Liang Z., Zheng L., Lu J. Ignition method effect on detonation initiation characteristics in a pulse detonation engine // Appl. Therm. Eng. — 2016. — V. 93. — P. 1–7.
- Bachalo W. D. Injection, dispersion, and combustion of liquid fuels // Symp. (Int.) Combust. 1994. — V. 25. — P. 333–344.
- Герасимов Г. Я., Лосев С. А. Кинетические модели горения керосина и его составляющих // Инж.-физ. журн. — 2005. — Т. 78, № 6. — С. 14–25.
- Федоров А. В., Тропин Д. А. Математическая модель детонационного сгорания пара керосина в окислителе // Физика горения и взрыва. — 2012. — Т. 48, № 1. — С. 47–54.
- Franzelli B., Riber E., Sanjosé M., Poinsot T. A two-step chemical scheme for kerosene — air premixed flames // Combust. Flame. — 2010. — V. 57. — P. 1364–1373.
- Ren Z., Wang B., Xiang G., Zheng L. Numerical analysis of wedge-induced oblique detonations in two-phase kerosene air mixtures // Proc. Combust. Inst. 2019. V. 37, N 3. P. 3627–3635.
- 26. Колган В. П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Учен. записки ЦАГИ. — 1972. — Т. 3, № 6. — С. 68–77.
- Boris J. P., Book D. L. Flux-corrected transport. I. SHASTA a fluid algorithm that works // J. Comput. Phys. — 1973. — V. 11, N 1. — P. 38– 69.
- Roe P. L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes // J. Comput. Phys. 1981. V. 43, N 2. P. 357–372.
- Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws // J. Comput. Phys. — 1983. — V. 49, N 3. — P. 357–393.
- Sweby P. K. High resolution schemes using flux limiters for hyperbolic conservation laws // SIAM J. Numer. Anal. — 1984. — V. 21, N 5. — P. 995– 1011.
- Osher S., Chakravarthy S. High resolution schemes and entropy conditions // SIAM J. Numer. Anal. — 1984. — V. 21, N 5. — P. 955–984.

- 32. Vasiliev E. I. A W-modification of Godunov's method and its application to two-dimensional non-stationary flows of a dusty gas // J. Comput. Math. Math. Phys. — 1996. — V. 36, N 1. — P. 101–112.
- Toro E. F. Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. — Heidelberg: Springer, 1997.
- 34. Coquel F., Floch P. L. Convergence of finite difference schemes for conservation laws in several space dimensions: the corrected antidiffusion flux approach // Math. Comput. — 1991. — V. 57, N 195. — P. 169–210.
- 35. Годунов С. К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // Мат. сб. — 1959. — Т. 47(89), № 3. — С. 271–306.
- Tunik Yu. V. Instability of contact surface in cylindrical explosive waves // Fluid Mech. Open Acc. — 2017. — V. 4, N 4. — P. 168.
- 37. Туник Ю. В. Проблемы численного моделирования на основе некоторых модификаций схемы Годунова // Физ.-хим. кинетика в газ. динамике. — 2018. — Т. 19, № 1. — С. 1–11.
- 38. Туник Ю. В. Численное решение тестовых задач на основе модифицированной схемы С. К. Годунова // Журн. вычисл. математики и мат. физики. — 2018. — Т. 58, № 10. — С. 1629–1641.
- Edwards J. T. Reference jet fuels for combustion testing // AIAA Paper 2017-0146.
- Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling // Prog. Energy Combust. Sci. — 2006. — V. 32, N 1. — P. 48–92.
- Slavinskaya N. A., Zizin A., Aigner M. On model design of a surrogate fuel formulation // J. Eng. Gas Turbines Power. — 2010. — V. 132, N 11. — P. 111501.
- Battin-Leclerc F. Detailed chemical kinetic models for the low-temperature combustion of hydrocarbons with application to gasoline and diesel fuel surrogates // Prog. Energy Combust. Sci. — 2008. — V. 34, N 4. — P. 440–498.
- 43. Титова Н. С., Торохов С. А., Старик А. М. О кинетических механизмах окисления *n*-декана // Физика горения и взрыва. 2011. Т. 47, № 2. С. 3–22.
- 44. Sarathy S. M., Westbrook C. K., Mehl M., et al. Comprehensive chemical kinetic modeling of the oxidation of 2-methylalkanes from C7 to C20 // Combust. Flame. — 2011. — V. 158, N 12. — P. 2338–2357.
- 45. Zettervall N., Fureby C., Nilsson E. J. K. Small skeletal kinetic mechanism for kerosene combustion // Energy Fuels. — 2016. — V. 30, N 11. — P. 9801–9813.
- Tay K. L., Yang W., Mohan B., An H., Zhou D., Yu W. Development of a robust and compact kerosene diesel reaction mechanism for diesel engines // Energy Convers. Manage. 2016. V. 108. P. 446–458.

- 47. Song E., Song J. Modeling of kerosene combustion under fuel-rich conditions // Adv. Mech. Eng. — 2017. — V. 9, N 7. — P. 1–11.
- Yan Y., Liu Y., Di D., Dai Ch., Li J. Simplified chemical reaction mechanism for surrogate fuel of aviation kerosene and its verification // Energy Fuels. — 2016. — V. 30, N 12. — P. 10847–10857.
- Bikas G., Peters N. Kinetic modeling of n-decane combustion and autoignition: Modeling combustion of n-decane // Combust. Flame. — 2001. — V. 126, N 1-2. — P. 1456–1475.
- Slavinskaya N. Skeletal mechanism for kerosene combustion with PAH production // AIAA Paper 2008-992.
- 51. Dente M., Bozzano G., Faravelli T., Marongiu A., Pierucci S., Ranzi E. Kinetic modeling of pyrolysis process in gas and condensed phase // Adv. Chem. Eng. — 2007. — V. 32. — P. 51–166.
- 52. Burcat A., Ruscic B. Third millennium ideal gas and condensed phase thermochemical database for combustion with updates from active thermochemical tables // ANL-05/20 and TAE 960. Technion-IIT, Aerospace Engineering, and Argonne National Laboratory, Chemistry Division, 2005.
- Pfahl U., Fieweger K., Adomeit G. Selfignition of diesel-relevant hydrocarbon-air mixtures under engine conditions // Symp. (Int.) Combust. — 1996. — V. 26, N 1. — P. 781–789.
- 54. Dean A. J., Penyazkov O. G., Sevruk K. L., Varatharajan B. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures // Proc. Combust. Inst. — 2007. — V. 31, N 2. — P. 2481–2488.
- 55. Westbrook Ch. K., Pitz W. J., Herbinet O., Curran H. J., Silke E. J. A comprehensive detailed chemical kinetic reaction mechanism for combustion of *n*-alkane hydrocarbons from *n*-octane to *n*-hexadecane // Combust. Flame. — 2009. — V. 156, N 1. — P. 181–199.
- 56. Zhao Z., Li J., Kazakov A., Dryer F. L., Zeppieri S. P. Burning velocities and a hightemperature skeletal kinetic model for *n*-decane // Combust. Sci. Technol. — 2004. — V. 177, N 1. — P. 89–106.
- 57. **Туник Ю. В.** Детонационное горение водорода в осесимметричном канале с центральным телом // ПМТФ. — 2016. — Т. 57, № 6. — С. 3– 11.

Поступила в редакцию 01.04.2019. После доработки 04.06.2019. Принята к публикации 28.08.2019.