

УДК 536.46

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРА КАПЕЛЬ *n*-ГЕПТАНА НА ЕГО ДЕТОНАЦИЮ

R. Safari Gh., A. M. Tahsini

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, IRAN, am_tahsini@iust.ac.ir

Исследовались детонация облака капель *n*-гептана в воздухе и влияние размера капель на этот процесс. Разработан численный алгоритм моделирования двухфазного реагирующего сжимаемого потока с использованием одноступенчатой химической реакции. Основное внимание уделяется влиянию размера капли на скорость и давление за фронтом детонационной волны. Определено, что верхний предел размера капель соответствует самоподдерживающейся детонационной волне. Показано, что в случае капель среднего размера параметры детонации выше, чем при детонации газового топлива или жидкого с каплями большого размера. Анализ характеристик потока за волной подтверждает влияние размера капель на параметры волны.

Ключевые слова: детонация, размер капли, испарение, *n*-гептан, численное моделирование, двухфазный поток.

DOI 10.15372/FGV2022.9222

ВВЕДЕНИЕ

Импульсным детонационным двигателям (PDE) в последние десятилетия уделялось много внимания. В этих установках детонационная волна распространяется по предварительно перемешанной топливно-воздушной смеси и создает большое давление в камере и, следовательно, силу тяги. Такие двигатели отличаются высокой производительностью, поскольку процесс детонации представляет собой горение практически в постоянном объеме с очень высокими рабочими частотами. Кроме того, в PDE могут быть реализованы как дозвуковые, так и сверхзвуковые режимы за счет использования простых и компактных конструкций камер сгорания.

Детонация сопровождается быстрым повышением давления и температуры. Она может быть описана как ударная волна, за которой следует зона горения. Модели Чепмена — Жуге или Зельдовича — Неймана — Дёринга объясняют физику плоской детонационной волны. Однако на самом деле детонация — это сложное колебательное трехмерное явление с ячеистой структурой.

Несмотря на многочисленность исследований детонации [1–6], некоторые аспекты ее иницирования, устойчивости, структуры, химической кинетики и динамики все еще остаются недостаточно изученными. Проводились как экспериментальные, так и численные исследо-

вания. В [7] представлена аналитическая оценка изменения давления с течением времени на стенке импульсного детонационного двигателя без использования каких-либо эмпирических параметров. В [8] показано, что удельный импульс детонационного двигателя больше, чем у прямоточных воздушно-реактивных двигателей. В [9] проведено исследование различных методов воспламенения, включая искру, горячую струю и предварительный детонатор, для иницирования процессов в PDE.

В работе [10] авторы показали, что в системе PDE — кроссовер оптимальная производительность иницирования достигается в управляемом PDE путем заполнения камеры реагентами за входом в переходную трубу. В [11] применен новый подход к измерению тяги PDE для учета эффектов динамики системы и ее нестационарных характеристик. В [12] экспериментально исследовали использование биогаза в качестве топлива в PDE с обогащением водородом; установлено, что детонационные характеристики биогаза сильно зависят от концентрации метана в газовой смеси.

В большинстве численных и экспериментальных работ исследовались импульсные детонационные двигатели, работающие на газовом топливе, а жидкое топливо рассматривалось в меньшей степени. При этом жидкое топливо лучше подходит для практического применения в силу гораздо более высокой плотности энергии и удобства хранения; кроме того, оно может использоваться в качестве охла-

ждающей жидкости в двигательной установке. Однако следует отметить, что сжигание жидких углеводородных топлив является более сложным, чем газообразных топлив, и включает в себя некоторые дополнительные процессы, такие как распыление и испарение в области двухфазного потока.

В экспериментах [13] для PDE с воздушным потоком, работающего на керосине, достигнут импульс около 1000 с. В [14] исследовался PDE, работающий на топливе Jet-A, и установлено, что в случае полного испарения процесс горения происходит в одну стадию, причем большинство химических реакций протекает в области фронта пламени, в то время как в случае неполного испарения горение протекает в две стадии. На первой стадии реакции идут только при предварительном испарении паров топлива с окружающим воздухом. На второй стадии оставшиеся капли жидкости дробятся и испаряются внутри зоны горения первой стадии. Вновь испарившиеся пары топлива впоследствии вступают в реакцию с оставшимся окислителем. Температура в случае полного испарения всегда выше, чем при неполном испарении, и в основном наблюдается вблизи фронта пламени, а в случае неполного испарения температура на фронте пламени ниже. Первая стадия горения играет главную роль в возникновении детонации, в то время как вторая стадия играет лишь вспомогательную роль.

В работе [15] проведено численное моделирование инициирования и распространения детонации жидких топлив с низкой летучестью, изучалось влияние размера капель на переход от дефлаграции к детонации. Установлено, что хороший распыл капель имеет большое значение для обеспечения высокой тяги PDE. В работе [16] исследовались предварительно частично испаренные аэрозоли гептана. Обнаружено, что на скорость распространения вращающейся детонационной волны совместно влияют размер капель и состав используемой газовой смеси; кроме того, показано, что скорость распространения детонации увеличивается с повышением температуры предварительно испаренного газа. Численное моделирование одномерной детонации [17] показало, что на пульсирующую детонацию в смесях гептан/воздух значительное влияние оказывает стехиометрический коэффициент.

В последние годы *n*-гептан все чаще рас-

сматривается в качестве подходящего жидкого топлива для импульсного детонационного двигателя. Испарение и сгорание капель гептана в прямоточном двигателе сверхзвукового горения подробно исследованы в работе [18]. В настоящей работе горение гептана численно исследовано для условий работы PDE, проанализировано влияние размера капель на параметры волны.

1. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Рассмотрим одномерный двухфазный поток. Несмотря на то, что детонация — явление трехмерное, некоторые ее важные особенности могут быть проанализированы с помощью одномерного моделирования. Газовая фаза представляет собой химически реагирующий сжимаемый поток, а в жидкой фазе капли считаются сферическими, без каких-либо столкновений. Объем, занимаемый каплями, а также влияние гравитационного эффекта не учитываются. Предполагается, что температура внутри капель однородна. Основные уравнения записаны на основе законов сохранения:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = ST, \quad (1)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho_g \\ \rho_g u_g \\ \rho_g e_g \\ \rho_g m_j \\ \rho_d \\ \rho_d u_d \\ \rho_d h_d \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho_g u_g \\ \rho_g u_g u_g + p - \tau_{xx} \\ \rho_g u_g h_g + q_x - u_g \tau_{xx} \\ \rho_g u_g m_j - \rho_g D m_{j,x} \\ \rho_d u_d \\ \rho_d u_d u_d \\ \rho_d u_d h_d \end{bmatrix},$$

$$ST = \begin{bmatrix} \sum S_j \\ f_x + u_p \sum S_j \\ q_p + u_p f_x + \sum S_j e_j \\ w_j + S_j \\ - \sum S_j \\ -f_x - u_d \sum S_j \\ -q_d - u_d f_x \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Для газовой фазы

$$e_g = c_v T_g + \frac{u_g u_g}{2} + \sum m_j \Delta h_{f,j}^0,$$

$$q_x = -k_g T_{g,x} - \rho_g D \sum h_j m_{j,x}, \quad (3)$$

$$h_j = \Delta h_{f,j}^0 + \int c_{p,j} dT.$$

Импульсное и тепловое взаимодействие между газовой фазой и каплями описываются соотношениями

$$f_x = \frac{1}{2} n_p \pi r_d^2 c_d (u_d - u_g) |u_d - u_g|, \quad (4)$$

$$q_d = 4 n_d \pi r_d^2 h_c (T_d - T_g).$$

Здесь D — эффективный коэффициент диффузии вещества, e_g — удельная полная внутренняя энергия газовой фазы, h_d , h_g — удельная энтальпия жидкой и газовой фаз, h_f — теплота сгорания жидкого топлива, k_g — теплопроводность газовой фазы, m_j — массовая доля вещества j -й фазы, p — давление газовой фазы, S_j — массовая доля вещества j в единице объема за счет испарения, c_v , c_p — удельная теплоемкость при постоянных объеме и давлении соответственно, T_d , T_g — температура жидкой и газовой фаз, r_d — радиус капли, u_p , u_g , u_d — скорость частиц, газовой и жидкой фаз, ρ_g , ρ_d — плотность газовой фазы и облака капель, w_j — массовая норма расхода вещества j на единицу объема в результате реакций, n_p — количество капель на единицу объема, h_c — коэффициент теплопереноса.

Массовая доля вещества частиц m_j может изменяться на основе двух различных явлений: сначала из-за испарения капель жидкости, при котором скорость изменения массы каждого вида на единицу объема равна S_j , а затем из-за химических реакций, при которых скорость изменения массы каждого вида на единицу объема равна w_j . Капли представляют собой n -гептан. Рассматривается одностадийный химический процесс горения $C_7H_{16} + 11O_2 \rightarrow 7CO_2 + 8H_2O$ в газовой фазе. Скорость реакции рассчитывается по уравнению Аррениуса, где предэкспоненциальный коэффициент равен $5.1 \cdot 10^8 \text{ м}^3/(\text{кмоль} \cdot \text{с})$, а температура активации 15000 К [19]. Вязкость и удельная теплоемкость смеси были оценены с использованием взвешенного по массе закона смешивания, в котором вязкость каждого компонента рассчитывалась по закону Сазерленда, а удельная теплоемкость каждого компонента оценивалась с помощью полиномов пятого порядка по температуре.

Изменение размера капель вычисляется с помощью аналитического решения классической задачи о фазовом переходе [20]:

$$\frac{\partial r_d^2}{\partial t} = - \frac{2k_g}{\rho_l c_{p,g}} \ln(\text{St} + 1), \quad \text{St} = \frac{c_{p,g}(T_g - T_v)}{h_v}, \quad (5)$$

где ρ_l — плотность жидкого топлива, h_v — теплота испарения, а T_v — температура испарения капель топлива. Предполагается, что капли имеют однородную внутреннюю температуру и начинают испаряться, когда их температура повышается до определенного постоянного значения, поэтому состав потока и парциальные давления не влияют на испарение. Более точные модели можно найти в библиографии работ [21–26].

Чтобы разработать численный алгоритм решения системы уравнений, для дискретизации используется метод конечного объема, ориентированный на ячейки. Невязкие члены уравнений газовой фазы обрабатываются методом AUSM+ для получения численного значения потока на границах ячейки [27], а вязкие члены вычисляются по центрированной схеме. Простой явный метод используется для дискретизации во времени после интегрирования потоков по контрольному объему. Следует отметить, что накопление ошибок со временем [28, 29] здесь не рассматривается.

Параметры жидкой фазы вычисляются методом Сауреля [30]. Различные особенности разработанной численной процедуры были подтверждены в [18, 31, 32], некоторые из них представлены ниже.

Рассматривается капля в потоке газовой фазы с постоянной температурой в канале, изменение температуры капли в канале задается аналитически [33]:

$$T_d(x) = T_d(0) \exp\left(-\frac{x}{u_g \alpha}\right) + T_g \left[1 - \exp\left(-\frac{x}{u_g \alpha}\right)\right], \quad \alpha = \frac{4\rho_l c_{p,l} r_d^2}{6k_g \text{Nu}}. \quad (6)$$

В данной работе $\alpha = 0.6 \text{ с}$ при температуре газовой фазы 300 К , температуре капли на входе 400 К и различных скоростях газовой фазы. Результаты расчетов представлены на рис. 1 и показывают хорошую точность расчета для этого двухфазного потока.

Далее исследовалось увеличение температуры газовой фазы в результате импульсного взаимодействия с каплями в канале, где теплопередача между фазами отсутствовала, а скорость капель поддерживалась постоянной. Та-

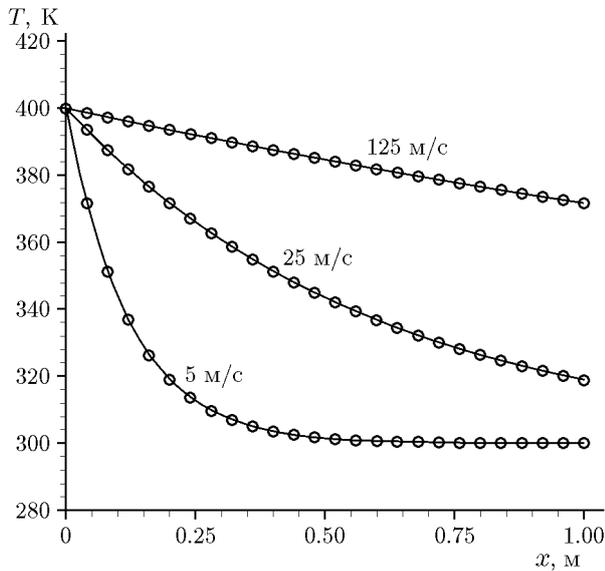


Рис. 1. Распределение температуры капель топлива в канале:
линии — численный расчет, точки — аналитическое решение

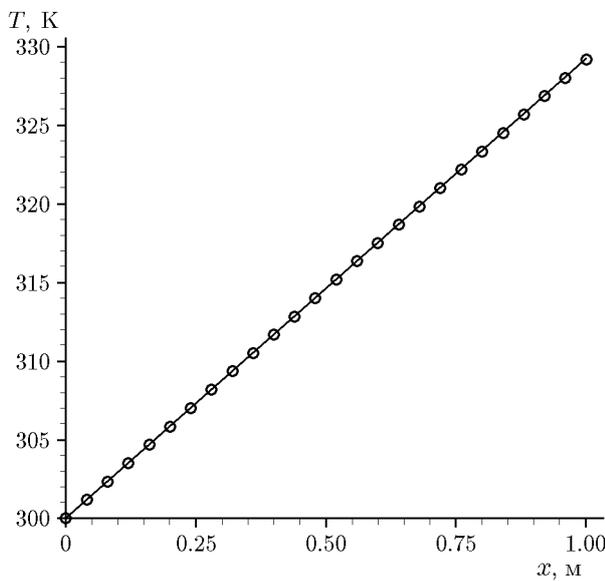


Рис. 2. Распределение температуры газовой фазы в канале:
линии — численный расчет, точки — аналитическое решение

ким образом было получено аналитическое решение этой задачи [33]. Распределение температуры газовой фазы в канале определяется соотношением

$$T_g(x) = T_g(0) + \frac{4.5\rho_d u_d (u_d - u_g) x \mu}{r_d^2 \rho_l \rho_g c_{p,g} u_g} \quad (7)$$

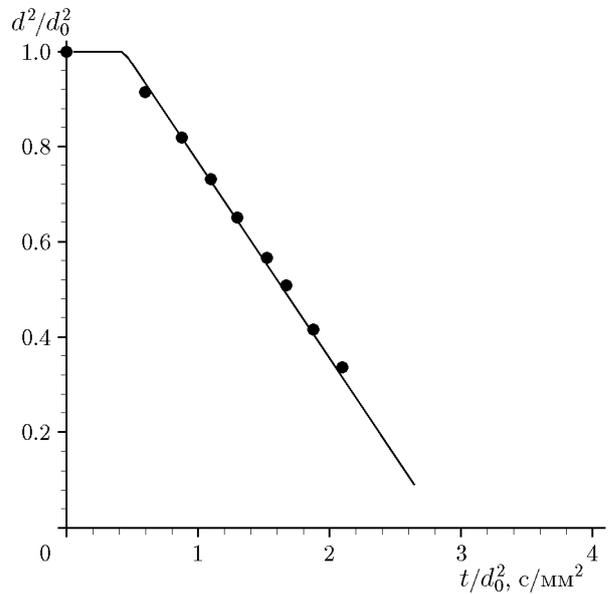


Рис. 3. Зависимость относительного диаметра капли гептана от масштаба времени:
линии — расчет, точки — эксперимент [34]

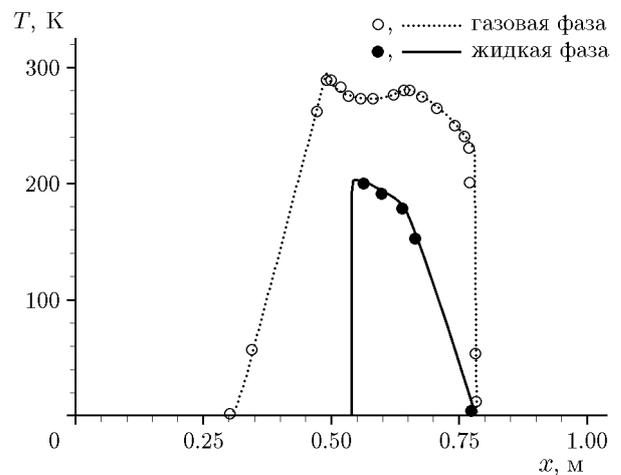


Рис. 4. Распределение скоростей двухфазного потока в ударной трубе:
линии — расчет, точки — эксперимент [36]

(μ — вязкость). Эта задача была решена численно. Результаты, приведенные на рис. 2, указывают на разумную точность численной схемы.

Далее рассматривалась капля гептана, испаряющаяся в высокотемпературной неподвижной среде. Для капли начального диаметра $d_0 = 0.75$ мм и температуры газовой фазы $T_g = 741$ К на рис. 3 показано изменение квадрата относительного диаметра капли в зависимости от масштаба времени. Результаты хоро-

шо согласуются с экспериментальными данными [34].

Затем была рассчитана детонация однофазной смеси гептан/воздух при давлении 100 кПа и температуре 300 К. Рассчитанная скорость детонации 1762 м/с хорошо согласуется со значением 1657 ± 323 м/с из работы [35].

Наконец, чтобы показать справедливость настоящей численной схемы, двухфазный поток в ударной трубе был рассмотрен на основе задачи, решенной в [36]. Соотношение давлений принято равным 10, температуры одинаковы в обеих секциях ударной трубы, капли существуют только в секции низкого давления. Диаметр капель 10 мкм. При $t = 0.5$ мс сравнение с результатами [36] показывает точность настоящего моделирования (рис. 4).

2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ОБСУЖДЕНИЕ

Рассмотрим неподвижную среду (воздух) в трубе, в которой равномерно распределено облако капель гептана. Длина трубки 0.6 м, начальная температура 300 К, начальное давление 100 кПа. Различные размеры капель (двухфазный поток) сравниваются с полностью предварительно испаренным гептаном (только газовая фаза), где плотность облака в двухфазных исследованиях составляет 0.04 кг/м^3 для капель различных размеров, а соответствующая массовая доля топлива в однофазной задаче равна 3.3 %. Для инициирования на левый закрытый конец трубки шириной 2 см помещена зона высокой температуры — 2000 К при давлении 4 МПа, которая подходит для инициирования детонации каплей всех рассматриваемых размеров. Головной конец трубки закрыт, поэтому левой границей вычислительной области является стенка с условием зеркального отражения, а значения на заднем конце неважны, поскольку моделирование продолжается до тех пор, пока волна не достигнет его.

Было исследовано условие независимости решений от параметров сетки. Результаты расчетов показали, что сетка из 15000 ячеек (расстояние между ячейками 0.04 мм) подходит для рассматриваемой области потока. Рис. 5 иллюстрирует распределение скорости u в случае каплей размером 2 мкм в момент, когда лидирующая ударная волна достигает положения $x = 56$ см. Видно, что для сеток размеров 15000 и 18000 результаты почти одинаковы.

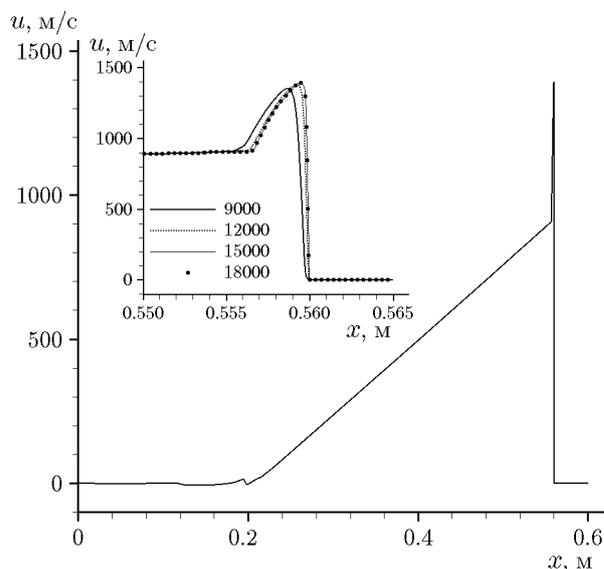


Рис. 5. Распределение скорости вдоль трубы при использовании различных сеток

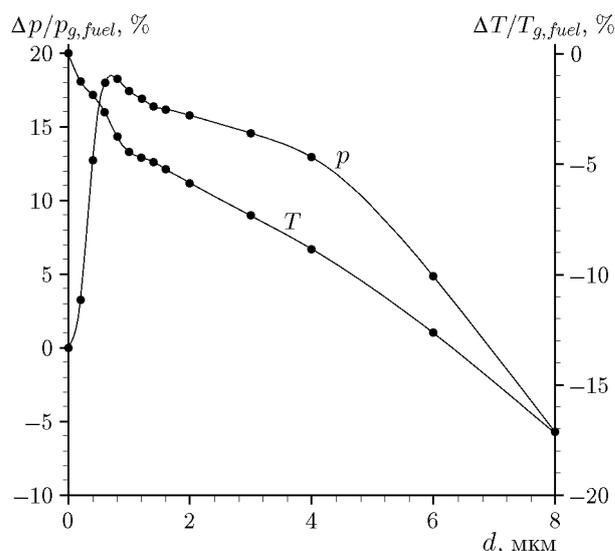


Рис. 6. Изменение детонационного давления и температуры в зависимости от размера капли топлива

Результаты моделирования для всех рассмотренных случаев (газовое топливо и жидкое с различным размером капель) представлены на рис. 6, 7, где показаны изменения давления, температуры, скорости среды, а также скорости волны u_w . Следует отметить, что случай $d = 0$ соответствует состоянию полностью предварительно испаренного топлива, и результаты двухфазного анализа нормируются с учетом этого фактора в качестве контрольной точки. Как и ожидалось, при очень малых

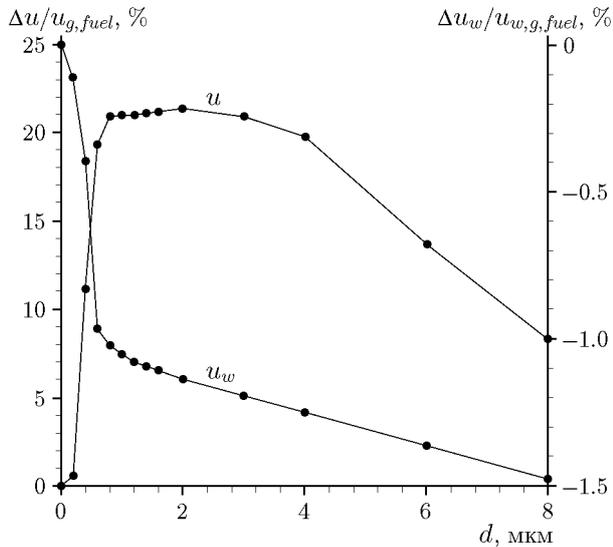


Рис. 7. Изменение скорости детонации и индуцированной скорости в зависимости от размера капли топлива

размерах капель топлива детонационная волна ведет себя в двухфазной ситуации почти аналогично детонации газового топлива. Но при увеличении размеров капель скорость детонационной волны немного уменьшается, индуцированная температура значительно снижается, а давление детонации и индуцированная скорость сначала увеличиваются до максимального уровня, а затем уменьшаются. Результаты расчетов показывают, что давление в случае жидкого топлива с размером капель около 0.8 мкм выше примерно на 20 %, чем при детонации газового топлива.

Для анализа этого эффекта сначала рассмотрим изменение размера капель в конкретном случае. Распределение капель по размерам показано на рис. 8 в момент времени, когда фронт лидирующей волны достигает отметки 56 см. Видно, что в случае капель малого размера ширина зоны реакции волны очень мала, но для капель большого размера время, необходимое для их нагрева и испарения, является существенным, а ширина зоны реакции, например, детонационной волны составляет около 13 мм для капель размером 4 мкм. Но вопрос здесь в том, насколько индуцированное давление и скорость выше для капельного топлива, чем для газового, и какой из этих параметров является определяющим.

На рис. 9 представлена массовая скорость s_{fuel} испарения топлива. Что касается мелких

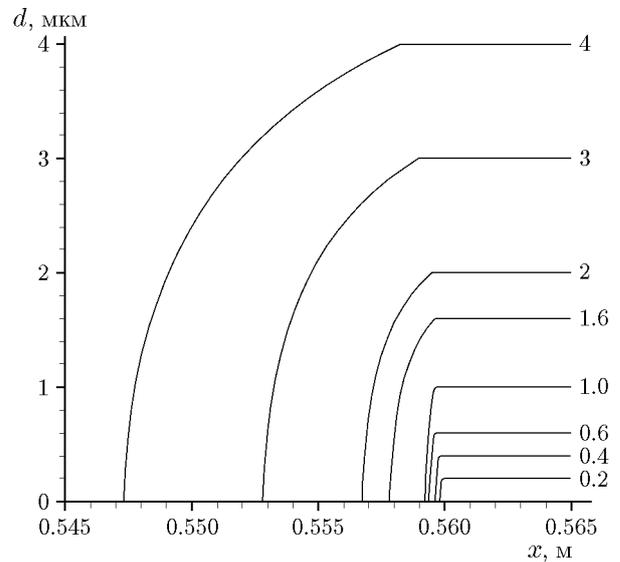


Рис. 8. Распределение капель топлива по размерам в зависимости от исходного размера капли

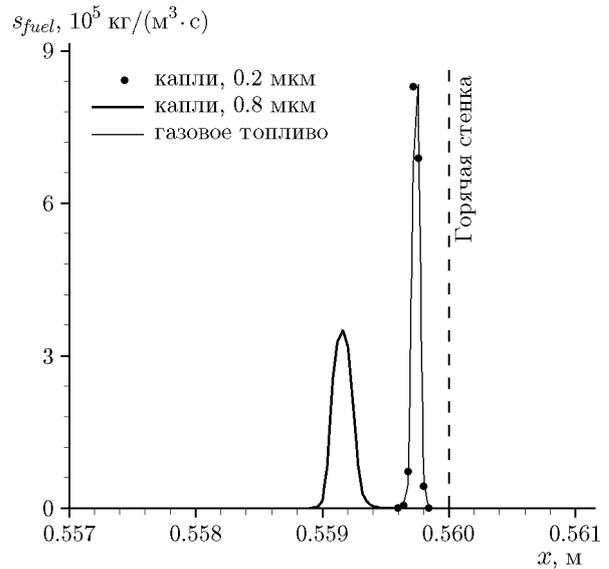


Рис. 9. Массовая скорость испарения топлива на единицу объема

капель топлива, то, когда волна их достигает, они нагреваются и вскоре испаряются, затем топливо быстро расходуется вследствие химических реакций в газовой фазе, и весь процесс происходит в узкой области за ударной волной. Для больших капель процессы нагрева и испарения протекают медленно, и детонационная волна сжимает ту часть поля потока, где температура капель еще не повысилась, поскольку реакции в газовой фазе происходят только с ис-

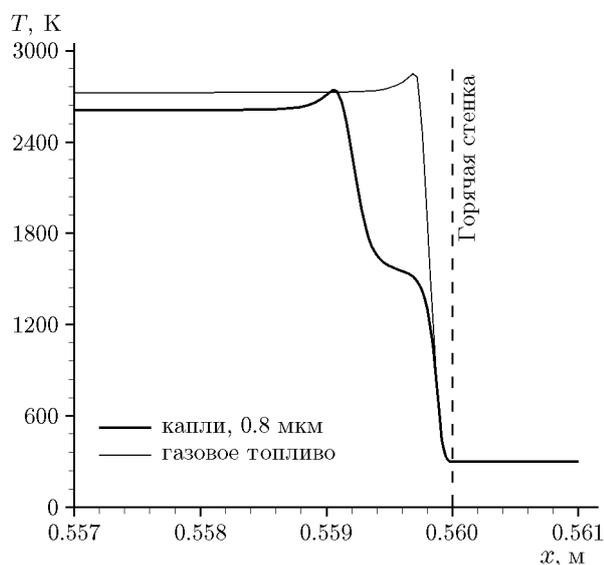


Рис. 10. Распределение температуры за детонационной волной

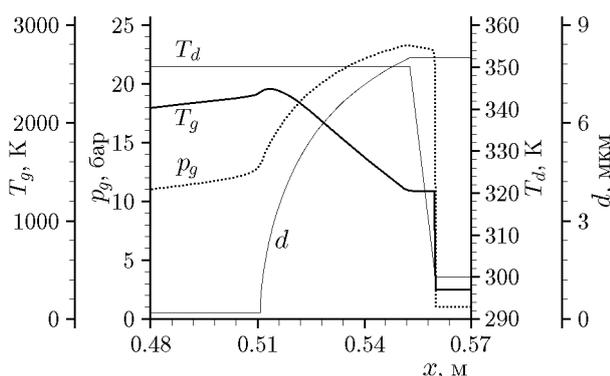


Рис. 11. Распределение параметров за фронтом детонационной волны для капель топлива размером 8 мкм

паренным веществом капель. Наконец, индуцированное давление детонационной волны здесь примерно на 20 % выше, чем при однофазной детонации или при очень малых размерах капель. Это повышение давления вызывает высокую скорость в потоке по сравнению с детонацией газового топлива.

Повышение температуры за волной показано на рис. 10 для больших капель топлива. Сначала температура повышается из-за головной ударной волны, а затем из-за выделения тепла газовой фазы, которое поддерживает ударную волну и создает детонационную волну. Дальнейшее увеличение размеров капель увеличивает расстояние до фронта удара и области тепловыделения, а также ослабляет детонационную волну.

При рассматриваемом условии детонационная волна не может поддерживаться при размерах капель более 20 мкм. Рис. 11 иллюстрирует изменение различных параметров в зоне реакции детонационной волны для капель размером 8 мкм. Капли сначала нагреваются, при этом не происходит никаких химических реакций, затем капли испаряются и их размер начинает уменьшаться, а температура газа повышается из-за реакций, и это выделение тепла поддерживает ударную волну. Если размер капель превышает 20 мкм, температура при инициировании и давление должны быть выше, чтобы вызвать детонационную волну, или в смеси должно содержаться некоторое количество предварительно испаренного топлива.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Численно исследованы характеристики детонационной волны в облаке капель *n*-гептана в воздухе. Определяющие уравнения для двухфазного реагирующего сжимаемого потока решаются с использованием метода конечного объема и соответствующих схем как для газовой, так и для жидкой фаз. Представлены исследования достоверности расчетного алгоритма и независимости результатов от параметров расчетной сетки, а также проанализировано влияние размера капель на детонационный процесс. Результаты показывают, что волна детонации для капель гептана среднего размера является сильной, а давление и индуцированная скорость выше для капель размером около 0.8 мкм. В случае капель небольшого размера характеристики процесса сходны с детонацией газового топлива, в случае капель большего размера наблюдается двойное повышение температуры и более слабая детонация. Это происходит из-за головной ударной волны, а также из-за теплового эффекта химических реакций в газовой фазе, который замедляется вследствие нагрева капель. В рассматриваемом состоянии детонация невозможна при размерах капель более 20 мкм, если только не используется топливо, предварительно испаренное в воздухе.

ЛИТЕРАТУРА

- Xia Z. J., Ma H., Ge G. Y., Zhou C. S. Effects of ignition condition on the initiation characteristics of rotating detonation wave in plane-radial structure // Acta Astronaut. —

2020. — V. 175. — P. 79–89. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.05.052.
2. **Tang-Yuk K. C., Mi X. C., Lee J. H. S., Ng H. D., Deiterding R.** Transmission of a detonation wave across an inert layer // *Combust. Flame.* — 2022. — V. 236. — 111769. — DOI: 10.1016/j.combustflame.2021.111769.
 3. **Zhang B., Chen J., Shahsavari M., Wen H. C., Wang B., Tian X. T.** Effects of inert dispersed particles on the propagation characteristics of a H₂/CO/air detonation wave // *Aerospace Sci. Technol.* — 2022. — V. 126. — 107660. — DOI: 10.1016/j.ast.2022.107660.
 4. **Bian J., Zhou L., Yang P. F., Teng H. H., Ng H. D.** A reconstruction method of detonation wave surface based on convolutional neural network // *Fuel.* — 2022. — V. 315. — 123068. — DOI: 10.1016/j.fuel.2021.123068.
 5. **Zhang H. L., Jiang L. X., Liu W. D., Liu S. J.** Characteristic of rotating detonation wave in the H₂/air hollow chamber with Laval nozzle // *Int. J. Hydrogen Energy.* — 2021. — V. 46, N 24. — P. 13389–13401. — DOI: 10.1016/j.ijhydene.2021.01.143.
 6. **Zhang D., Yuan X. Q., Liu S. J., Cai X. D., Peng H. Y., Deiterding R., Ng H. D.** Numerical study of detonation wave propagation modes in annular channels // *AIP Adv.* — 2021. — V. 11, N 8. — 085203. — DOI: 10.1063/5.0057586.
 7. **Endo T., Kasahara J., Matsuo A., Inaba K., Sato S., Fujiwara T.** Pressure history at the thrust wall of a simplified pulse detonation engine // *AIAA J.* — 2004. — V. 42, N 9. — P. 1921–1930. — DOI: 10.2514/1.976.
 8. **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. — DOI: 10.2514/1.15414.
 9. **Wang Z. W., Zhang Y., Huang J. J., Liang Z. J., Zheng L. X., Lu J.** Ignition method effect on detonation initiation characteristics in a pulse detonation engine // *Appl. Therm. Eng.* — 2016. — V. 93. — P. 1–7. — DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.064.
 10. **Driscoll R., George A. St., Munday D., Gutmark E. J.** Optimization of a multiple pulse detonation engine-crossover system // *Appl. Therm. Eng.* — 2016. — V. 96. — P. 463–472. — DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.11.101.
 11. **Dibesh D. J., Lu F. K.** Unsteady thrust measurement for pulse detonation engines // *J. Propul. Power.* — 2016. — V. 32, N 1. — P. 225–236. — DOI: 10.2514/1.B35520.
 12. **Elhawary S., Saat A., Wahid M. A., Ghazali A. D.** Experimental study of using biogas in pulse detonation engine with hydrogen enrichment // *Int. J. Hydrogen Energy.* — 2020. — V. 45, N 30. — P. 15414–15424. — DOI: 10.1016/j.ijhydene.2020.03.246.
 13. **Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I. O., Zangiev A. E.** Air-breathing pulsed detonation thrust module: Numerical simulations and firing tests // *Aerospace Sci. Technol.* — 2019. — V. 89. — P. 275–287. — DOI: 10.1016/j.ast.2019.04.005.
 14. **Nguyen V. B., Teo C. J., Chang P-H., Li J. M., Khoo B. C.** Numerical investigation of the liquid-fueled pulse detonation engine for different operating conditions // *Shock Waves.* — 2019. — V. 29, N 8. — P. 1205–1225. — DOI: 10.1007/s00193-019-00898-z.
 15. **Jia X. B., Zhao N. B., Liu S. Z., Chen X., Zhu W. L., Zheng H. T.** Numerical investigation of detonation initiation for low-volatility liquid fuel/air mixtures // *Aerospace Sci. Technol.* — 2021. — V. 113. — 106690. — DOI: 10.1016/j.ast.2021.106690.
 16. **Meng Q., Y., Zhao N. B., Zhang H. W.** On the distributions of fuel droplets and in situ vapor in rotating detonation combustion with pre vaporized *n*-heptane sprays // *Phys. Fluids.* — 2021. — V. 33, N 4. — 043307. — DOI: 10.1063/5.0045222.
 17. **Zhao M. J., Ren Z., Zhang H. W.** Pulsating detonative combustion in *n*-heptane/air mixtures under off-stoichiometric conditions // *Combust. Flame.* — 2021. — V. 226. — P. 285–301. — DOI: 10.1016/j.combustflame.2020.12.012.
 18. **Tahsini A. M., Nabavi S. S.** Evaporation and combustion of *n*-heptane droplets in supersonic combustor // *Proc. Inst. Mech. Eng. Pt G: J. Aerospace Eng.* — 2022. — V. 236, N 7. — P. 1462–1470. — DOI: 10.1177/09544100211037627.
 19. **Seo J., Huh K. Y.** Analysis of combustion regimes and conditional statistics of autoigniting turbulent *n*-heptane sprays // *Proc. Combust. Inst.* — 2011. — V. 33, N 2. — P. 2127–2134. — DOI: 10.1016/j.proci.2010.06.060.
 20. **Irfan M., Muradoglu M.** A front tracking method for particle-resolved simulation of evaporation and combustion of a fuel droplet // *Comput. Fluids.* — 2018. — V. 174. — P. 283–299. — DOI: 10.1016/j.compfluid.2018.08.007.
 21. **Betelin V. B., Smirnov N. N., Nikitin V. F., Dushin V. R., Kushnirenko A. G., Nerchenko V. A.** Evaporation and ignition of droplets in combustion chambers modeling and simulation // *Acta Astronaut.* — 2012. — V. 70. — P. 23–35. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.06.021.
 22. **Smirnov N. N., Betelin V. B., Kushnirenko A. G., Nikitin V. F., Dushin V. R., Nerchenko V. A.** Ignition of fuel sprays by shock wave mathematical modeling and numerical simulation // *Acta Astronaut.* — 2013. — V. 87. — P. 14–29. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.01.023.

23. **Smirnov N. N., Nikitin V. F., Dushin V. R., Filippov Yu. G., Nerchenko V. A., Khadem J.** Combustion onset in non-uniform dispersed mixtures // *Acta Astronaut.* — 2015. — V. 115. — P. 94–101. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.04.021.
24. **Smirnov N. N., Nikitin V. F., Khadem J., Alyari-Shourekhdeli Sh.** Onset of detonation in polydispersed fuel-air mixtures // *Proc. Combust. Inst.* — 2007. — V. 31, N 2. — P. 2195–2204. — DOI: 10.1016/j.proci.2006.07.018.
25. **Tyurenkova V. V.** Non-equilibrium diffusion combustion of a fuel droplet // *Acta Astronaut.* — 2012. — V. 75. — P. 78–84. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.01.010.
26. **Tyurenkova V.** Two regimes of a single *n*-heptane droplet combustion // *Acta Astronaut.* — 2019. — V. 163, Pt A. — P. 25–32. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.01.045.
27. **Liou M.-S.** A sequel to AUSM: AUSM+ // *J. Comput. Phys.* — 1996. — V. 129, N 2. — P. 364–382. — DOI: 10.1006/jcph.1996.0256.
28. **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 Astronaut.* — 2015. — V. 117. — P. 338–355. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.08.013.
29. **Smirnov N. N., Betelin V. B., Shagaliev R. M., Nikitin V. F., Belyakov I. M., Deryuguin Yu. N., Aksenov S. V., Korchazhkin D. A.** Hydrogen fuel rocket engines simulation using LOGOS code // *Int. J. Hydrogen Energy.* — 2014. — V. 39, N 20. — P. 10748–10756. — DOI: 10.1016/j.ijhydene.2014.04.150.
30. **Saurel R., Daniel E., Loraud J. C.** Two-phase flows: Second-order schemes and boundary conditions // *AIAA J.* — 1994. — V. 32, N 6. — P. 1214–1221. — DOI: 10.2514/3.12122.
31. **Tahsini A. M.** Detonation wave attenuation in dust-free and dusty air // *J. Loss Prev. Process Ind.* — 2016. — V. 39. — P. 24–29. — DOI: 10.1016/j.jlp.2015.11.006.
32. **Tahsini A. M.** Suppression of the detonation wave with the aid of a multi-component particle cloud // *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* — 2020. — V. 61, N 1. — P. 54–60. — DOI: 10.1134/S002189442001006X.
33. **Kersey J., Loth E., Lankford D.** Effect of evaporating droplets on shock waves // *AIAA J.* — 2010. — V. 48, N 9. — P. 1975–1986. — DOI: 10.2514/1.J050162.
34. **Nomura H., Ujiie Y., Rath H. J., Sato J., Kono M.** Experimental study on high-pressure droplet evaporation using microgravity conditions // *Symp. (Int.) Combust.* — 1996. — V. 26, N 1. — P. 1267–1273. — DOI: 10.1016/S0082-07849680344-4.
35. **Zhao M., Zhang H. W.** Numerical simulation of two-dimensional detonation propagation in partially pre-vaporized *n*-heptane sprays // *Int. Conf. on Liquid Atomization and Spray Systems, 2021.* — V. 1, N 1. — DOI: 10.2218/iclass.2021.5883.
36. **Thevand N., Daniel E., Loraud J. C.** On high-resolution schemes for solving unsteady compressible two-phase dilute viscous flows // *Int. J. Numer. Methods Fluids.* — 1999. — V. 31, N 4. — P. 681–702. — DOI: 10.1002/(SICI)1097-0363(199910)31:4<681::AID-FLD893>3.0.CO;2-K.

Поступила в редакцию 08.09.2022.

После доработки 02.11.2022.

Принята к публикации 01.02.2023.