

УДК 533.6.011.5

## ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ПАРОВ КЕРОСИНА В СОПЛАХ РАЗЛИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

© 2021 г. Ю. В. Туник<sup>1</sup>, \*, Г. Я. Герасимов<sup>1</sup>, В. Ю. Левашов<sup>1</sup>, М. С. Ассад<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

<sup>2</sup>Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН, Минск, Беларусь

\*E-mail: tunik@imec.msu.ru

Поступила в редакцию 29.04.2020 г.

После доработки 19.06.2020 г.

Принята к публикации 14.10.2020 г.

С помощью методов вычислительной гидродинамики проводится сравнительный анализ стабилизации детонационного горения паров керосина в сверхзвуковом потоке воздуха, поступающем в расширяющееся и конвергентно-дивергентное осесимметричное сопло с центральным телом. Математическая модель строится на базе нестационарных двумерных уравнений Эйлера для осесимметричного течения многокомпонентного реагирующего газа и редуцированной детальной схемы химической кинетики воспламенения и горения керосиновой смеси. В расчетах используется модификация численной схемы С.К. Годунова второго порядка аппроксимации гладких решений по пространственным переменным. Определены конфигурации сопловых каналов, которые обеспечивают стабилизацию детонационного горения паров керосина. В условиях приземной атмосферы сравнивается эффективность детонационного сжигания керосина в расширяющемся сопле и конвергентно-дивергентном сопле по удельному импульсу и тяге при числах Маха набегающего потока 7 и 9.

DOI: 10.31857/S0040364421040207

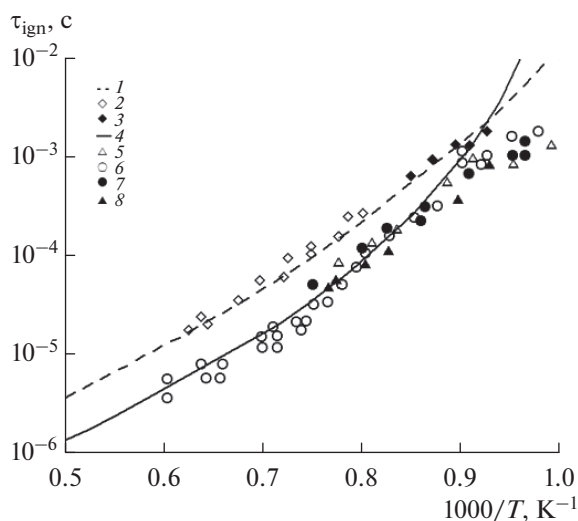
### ВВЕДЕНИЕ

Исследования по стабилизации детонационного горения в сопловых прямоточных камерах сгорания остаются актуальными наряду с многочисленными и многообещающими исследованиями по разработке импульсно-периодических детонационных двигателей [1–6], детонационных двигателей “револьверного” типа [7, 8] и непрерывно-детонационных двигателей [9–14]. В [15–17] показана возможность стабилизации детонационного горения водорода с генерацией тяги на высотах до 16 км в одном и том же осесимметричном конвергентно-дивергентном сопле с центральным телом “цилиндр–конус”. На высотах 20–30 км более эффективным оказывается центральное тело “конус–цилиндр–конус” (КЦК) [18, 19].

Теоретические работы по моделированию стабилизации детонационного горения в соплах и каналах переменного сечения, как правило, рассматривают горение водородовоздушных смесей, для которых имеются достаточно надежные схемы химической кинетики. Для практики интерес представляет также и керосин. Однако в настоящее время нет ясности относительно возможности его использования в силовых установках с детонационным горением. Детонационная способность паров керосина или насыщенных углеводородов экспериментально исследована на базе пульсиру-

ющих детонационных двигателей [20–25]. Обычно жидкие углеводородные топлива впрыскиваются в камеру сгорания в дисперсном виде, что дополнительно затрудняет как реальное инициирование детонации, так и моделирование этого процесса [26]. Численные исследования по горению паров керосина в сверхзвуковых потоках, как правило, проводятся на основе глобальных кинетических моделей [27–29]. В [30] на основе редуцированной кинетической модели решается задача инициирования и стабилизации детонационного горения керосина в расширяющемся сопле с центральным телом “цилиндр–конус”.

В данной работе изучается возможность стабилизации детонационного горения смеси керосина и воздуха, поступающей с высокой сверхзвуковой скоростью в расширяющееся сопло и конвергентно-дивергентное сопло с центральным телом “цилиндр–конус” (ЦК) и “конус–цилиндр–конус” в условиях нормальной атмосферы. Для моделирования процессов воспламенения и горения паров керосина используется предложенный в [31] сравнительно простой детальный механизм, который включает 68 реакций и 44 компонента.



**Рис. 1.** Расчетное (1, 4) время задержки воспламенения для стехиометрической смеси керосина и воздуха в сравнении с измеренными значениями в ударных трубах при  $p = 5$  атм: 2 – данные [43], 3 – [44];  $p = 15$  атм: 5 – [45], 6 – [46], 7 – [47], 8 – [48].

### КИНЕТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА И БЕНЗИНА

Реальные реактивные топлива представляют собой сложную смесь из сотен углеводородных соединений, таких как линейные и разветвленные парафины, нафтены, олефины и ароматические соединения [32]. Это создает значительные трудности при моделировании поведения химически реагирующей среды методами вычислительной гидродинамики. Тем не менее горение реальных топлив может быть эффективно воспроизведено более простыми “суррогатными” смесями, содержащими небольшое число компонентов и достаточно точно воспроизводящими физические и химические свойства топлива. Особый интерес при построении кинетических моделей горения керосина представляет *n*-декан, который входит практически во все “суррогатные” смеси, моделирующие горение керосина, и относится к так называемым основным эталонным топливам [33]. Более того, кинетика воспламенения и горения керосина в целом хорошо воспроизводится кинетическими моделями, разработанными для *n*-декана [34].

В настоящее время имеются достаточно детальные кинетические модели горения керосина и бензина, рассматривающие процесс окисления исходного топлива на молекулярном уровне [34–36]. Такие модели содержат несколько тысяч элементарных химических реакций и несколько сотен химических компонентов, что позволяет с достаточно хорошей точностью описать основные характеристики процесса горения. Тем не менее громоздкость таких схем не позволяет их исполь-

зовать при численном моделировании процессов в реальных камерах сгорания. Более простые редуцированные модели разрабатываются на основе детальных кинетических моделей и содержат небольшое число основных химических реакций и компонентов [37–42]. В данной работе для расчета высокотемпературного окисления керосина в сверхзвуковой прямооточной камере сгорания используется редуцированный кинетический механизм [31], который включает 68 реакций и 44 компонента. Механизм основан на кинетической модели горения *n*-декана [41], дополненной иницирующими реакциями высокотемпературного разложения *n*-декана [37].

Тестирование кинетической модели проведено на основе сравнения расчетных зависимостей по времени задержки воспламенения  $\tau_{\text{ign}}$  от температуры и давления с данными измерений в ударных трубах. Результаты сравнения приведены на рис. 1, где линиями показаны результаты расчета величины  $\tau_{\text{ign}}$  в адиабатических условиях при постоянной плотности по принятой в данной работе кинетической модели. Измеренные значения  $\tau_{\text{ign}}$  представлены данными для *n*-декана ( $T < 1600$  К при  $p = 3–5$  атм) [43], *n*-декана ( $T < 1175$  К,  $p = 5$  атм) [44], *n*-декана ( $T < 1300$  К,  $p = 13$  атм) [45], *n*-декана и керосина Jet-A ( $T < 1750$  К,  $p = 9$  атм) [46], керосина Jet-A ( $T < 1320$  К,  $p = 11$  атм) [47] и керосина Jet-A ( $T < 1380$  К,  $p = 10$  атм) [48]. Анализ рис. 1 показывает, что принятая кинетическая модель горения керосина при температурах выше 1250 К, характерных для ударных волн в сверхзвуковых потоках, достаточно хорошо описывает имеющиеся экспериментальные данные.

### ЗАДАЧА СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В СОПЛЕ ЛАВАЛЯ

Сопло Лавала представляет удобным устройством для реализации стабильного детонационного горения в сверхзвуковой прямооточной камере сгорания. Торможение сверхзвукового потока в сужающейся части канала облегчает иницирование детонации. Расширение продуктов горения в дивергентной секции сопла способствует стабилизации детонационного горения, предотвращая формирование пересжатой детонационной волны. Коаксиальное центральное тело с торцевой стенкой обеспечивает воспламенение газа за счет трансформации энергии набегающего сверхзвукового потока в энергию иницирования за отошедшей ударной волной.

Однако при решении задачи стабилизации детонационного горения возникает ряд трудностей. Одна из проблем – это частичное сгорание смеси в детонационной волне в случае, когда иницирующей энергии не хватает для того, чтобы обеспечить детонационное горение во всем потоке.

Вторая трудность связана с перемещением детонации вверх по потоку из-за формирования пережатой детонации после воспламенения газа.

Аналогичная задача стабилизации детонационного горения в конвергентно-дивергентном сопле с центральным телом решается в [19], но в случае сжигания водородовоздушной смеси. Сопло с одинаковым радиусом на входе и выходе встроено в цилиндрическое тело с образующей, параллельной оси симметрии сопла. Внешнее тело не имеет аэродинамического сопротивления и не меняет поток до сечения на выходе из сопла. Поэтому в случае сопла Лавала внешнее течение не рассчитывается. Контур конвергентной и дивергентной частей сопла Лавала, как и в [19], задается степенной функцией синусоиды с перегибом в конвергентной секции в точке  $X = -5$  и угловой точкой на входе в расширяющееся сопло при  $X = 0.5$  (рис. 2а). Здесь и далее все расстояния и длины отнесены к максимальному радиусу центрального тела  $r_0 = 5$  см. Уступ на контуре центрального тела КЦК во всех расчетах равен 0.2. Этот уступ, так же как и торцевая стенка центрального тела ЦК, должен обеспечивать прямое инициирование детонации в набегающем потоке.

Расширяющееся сопло получено из сопла Лавала путем замены конвергентной части трубой постоянного сечения. Расширяющееся сопло встраивается в усеченный конус (рис. 2б). В этом случае внешнее тело имеет аэродинамическое сопротивление, которое вычитается при итоговом расчете тяги. Рассчитываются как внутреннее, так и внешнее течения. Сетка задается аналогично тому, как это делается в [30]. Данная работа отли-

чается от [30] увеличенными габаритами сопла и сравнением центрального тела ЦК с телом КЦК. На рис. 3 представлены фрагменты расчетной сетки у торцевой стенки центральных тел ЦК и КЦК.

В основе математической модели – двумерные уравнения движения Эйлера для осесимметричного течения многокомпонентного реагирующего газа с использованием представленной выше детальной кинетической модели горения паров керосина. Вне сопла в расчетную область слева поступает однородный сверхзвуковой поток воздуха при числе Маха  $M_0$ , давлении  $p_0$ , температуре  $T_0$  и скорости  $u_0$ . Скорость  $u_0$  рассчитывается по  $M_0$  и скорости звука набегающего воздушного потока при температуре 300 К. Эти значения остаются постоянными в течение всего расчета. В сопло поступает сверхзвуковой поток воспламеняющейся смеси при тех же значениях давления, температуры и скорости. На оси симметрии и поверхности любого тела выполняются условия непротекания. На правой границе и открытой верхней границе  $EF$  (рис. 2б) производные пара-

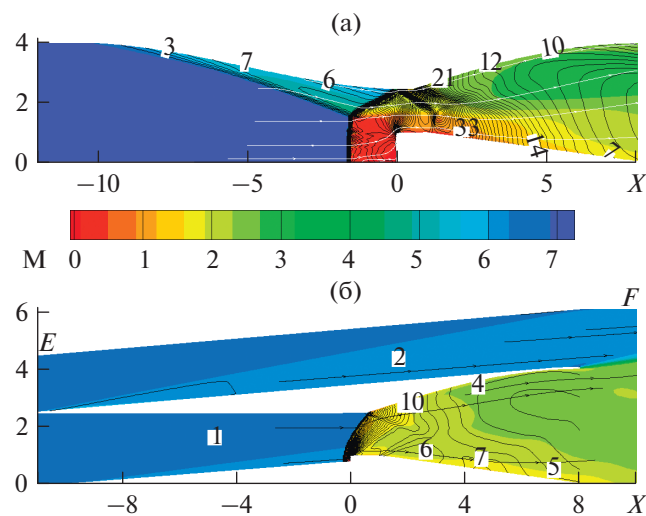


Рис. 2. Линии тока и изобары на фоне поля чисел Маха установившегося течения в сопле с центральным телом при  $M_0 = 7$ : (а) – обедненная смесь ( $\phi = 0.6$ ) в сопле Лавала; (б) – стехиометрическая смесь ( $\phi = 1$ ) в расширяющемся сопле.

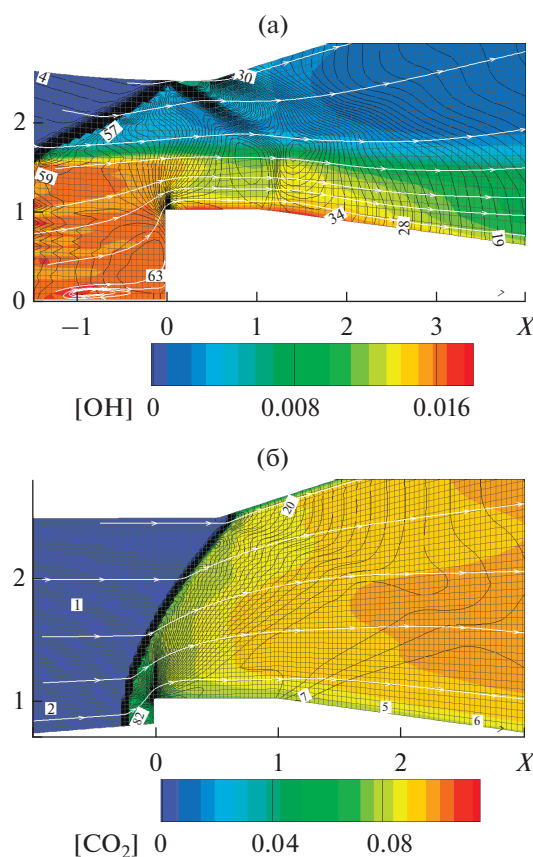
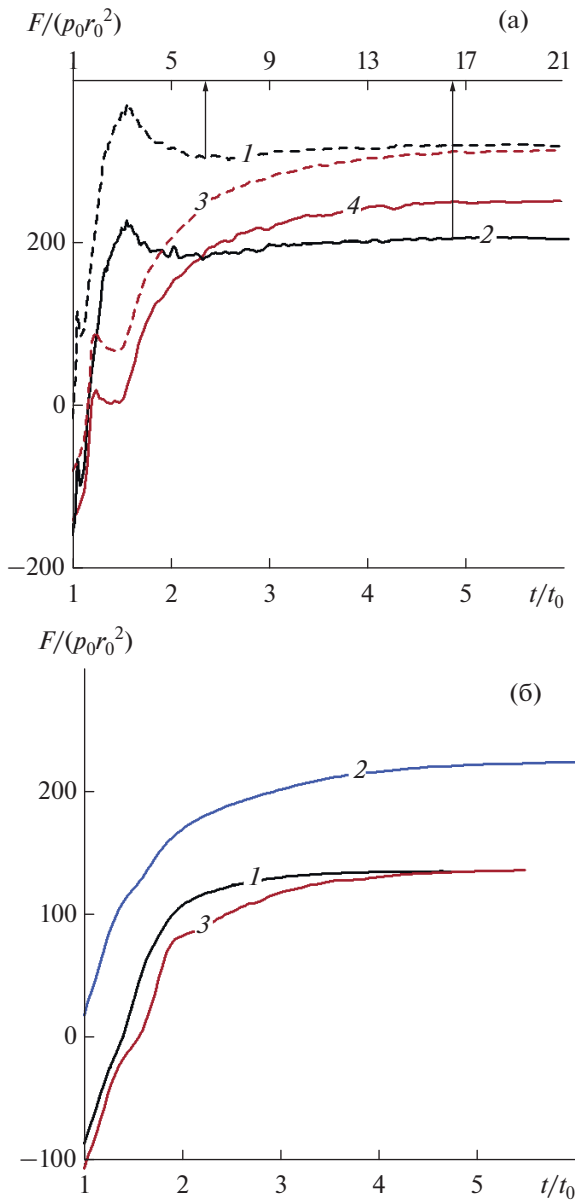


Рис. 3. Фрагмент расчетной сетки, линии тока и изобары на фоне массовой концентрации радикала  $OH$  и  $CO_2$  в окрестности торцевой стенки центральных тел ЦК и КЦК при  $M_0 = 7$ : (а) – сопло Лавала,  $\phi = 0.6$ , ЦК; (б) – расширяющееся сопло,  $\phi = 1$ , КЦК.



**Рис. 4.** Изменение силы  $F$ , действующей со стороны газа на стенки сопла в процессе стабилизации решения: (а) –  $M_0 = 7$ ,  $\phi = 0.6$ : 1 – ЦК,  $F_p$ ; 2 – ЦК,  $F_T$ ; 3 – КЦК,  $F_p$ ; 4 – КЦК,  $F_T$ ; (б) –  $M_0 = 9$ ,  $\phi = 1$ : 1 – КЦК,  $X_T = 0$ ; 2 – КЦК,  $X_T = -1$ ; 3 – ЦК,  $X_T = -1$ .

метров течения по соответствующим направлениям считаются равными нулю.

В начальный момент времени, как правило, во всей расчетной области задаются постоянные значения  $p_0$ ,  $T_0$ ,  $u_0$  и состав газа. В такой постановке численное моделирование не описывает развития процесса, но позволяет получить решение, соответствующее установившемуся течению. Иногда для проверки справедливости граничных условий на выходе из сопла в качестве начальных условий используется численное решение задачи

о запуске сопла в сверхзвуковом потоке воздуха при заданном  $M_0$ . Затем на входе воздух заменяется воспламеняющейся смесью.

В расчетах используется  $\beta$ -модификация [49] конечно-разностной схемы С.К. Годунова [50], повышающая порядок аппроксимации гладких решений до второго по пространственным переменным. Эффективность и точность  $\beta$ -модификации подробно обсуждается в [51]. Второй порядок точности позволяет использовать сравнительно грубую расчетную сетку.

Далее давление  $p$  отнесено к давлению нормальной атмосферы  $p_0 = 0.101325$  МПа, время  $t$  – к  $t_0 = r_0/U_0$ , где  $U_0 = \sqrt{p_0/\rho_0}$ ,  $\rho_0$  – плотность воздуха при нормальном давлении и температуре  $T_0 = 300$  К.

### ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ КЕРОСИНА В СОПЛЕ ЛАВАЛЯ

В сопле с центральным телом ЦК стабильное детонационное горение керосина при числе Маха набегающего воздушного потока  $M_0 = 7$  удается получить в обедненной смеси с коэффициентом избытка топлива  $\phi = 0.6$  (рис. 2а). В установившемся режиме сопротивление центрального тела ЦК уменьшает силу  $F_p$ , действующую на сопло со стороны газа, на 36% (рис. 4а, кривые 1, 2). В итоге тяга  $F_T$  составляет примерно 5.1 т (рис. 4а, кривая 2), а удельный импульс  $I$  (отношение тяги к весовому расходу топлива) – 342.3 с. На повышение эффективности детонационного горения можно рассчитывать, используя центральное тело КЦК вместо ЦК. При  $M_0 = 7$  и  $\phi = 0.6$  аэродинамическое сопротивление центрального тела КЦК почти в два раза меньше, чем у тела ЦК, – 1.54 вместо 2.86 т, если торцевая стенка центрального тела находится в точке  $X_T = 0$ . Удельный импульс и тяга увеличиваются на 24.5% (рис. 4а, кривые 2, 4).

В стехиометрической смеси ( $\phi = 1$ ) детонация выходит в конвергентную часть сопла как в случае центрального тела ЦК, так и с телом КЦК, тяга отсутствует.

При  $M_0 = 9$  стабильное детонационное горение реализуется в стехиометрической смеси ( $\phi = 1$ ). В сопле с центральным телом КЦК при  $X_T = 0$  удельный импульс составляет 106.2 с, тяга – 3.37 т (рис. 4б, кривая 1). Следует, однако, отметить, что за угловой точкой в контуре расширяющейся части канала возникает область вихревого течения с  $p \approx 3$  (рис. 5а), которое в два раза ниже, чем у стенки диффузора на том же расстоянии от оси симметрии (рис. 2). Как следствие, большой участок стенки расширяющегося сопла не участвует в генерации тяги. Если изменить положение центрального тела КЦК, переместив торцевую стенку вверх по потоку в точку  $X_T = -1$ , вихревая об-



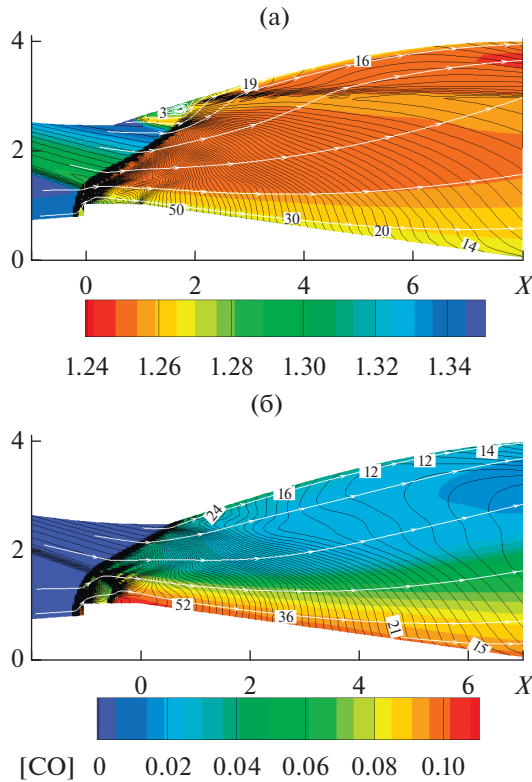


Рис. 5. Линии тока и изобары на фоне показателя адиабаты (а) и массовой доли CO (б) при  $M_0 = 9$  и различном положении центрального тела КЦК  $X_T$ .

ласть исчезает (рис. 5б), удельный импульс и тяга увеличиваются до значений 176 с и 5.59 т (рис. 4б, кривая 2). В случае центрального тела ЦК при  $X_T = -1$  силовые характеристики практически совпадают с теми, что получены в сопле с центральным телом КЦК при  $X_T = 0$  (рис. 4б, кривая 3). Максимальные значения удельного импульса и тяги, полученные в сопле Лавалья с центральными телами ЦК и КЦК, собраны в табл. 1.

ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ КЕРОСИНА В РАСШИРЯЮЩЕМСЯ СОПЛЕ

В расширяющемся сопле детонационное горение стехиометрической смеси стабилизируется и при  $M_0 = 9$ , и при  $M_0 = 7$  (рис. 2б). Однако сила, действующая на сопло со стороны внутреннего

Таблица 1. Тяга и удельный импульс в сопле Лавалья с центральным телом

$M_0$	$F_p$ , т		$F_T$ , т		$I$ , с	
	ЦК	КЦК	ЦК	КЦК	ЦК	КЦК
7	7.96	7.9	5.1	6.35	342.3	426.0
9	8.43	7.4	3.4	5.6	107.5	176.0

потока, снижается не только из-за аэродинамического сопротивления центрального, но и внешнего тел. При  $M_0 = 7$  это снижение составляет 55.5 и 24% от силы  $F_p$ , действующей со стороны внутреннего потока на стенки сопла с центральным телом ЦК. В итоге полезная тяга  $F_T \approx 1.34$  т, а удельный импульс  $I \approx 45$  с. Аэродинамическое сопротивление центрального тела КЦК – это 31.5% от  $F_p$ , как следствие, тяга  $F_T \approx 2.32$  т, удельный импульс  $I \approx 248.9$  с.

При  $M_0 = 9$  потери тяги на аэродинамическое сопротивление внешнего и внутреннего тел ЦК превышают сравнительно большое значение силы  $F_p \approx 8.2$ , полезная тяга отсутствует. В случае центрального тела КЦК  $F_p \approx 6.43$  т,  $F_T \approx 0.27$  т,  $I \approx 22$  с. Низкие показатели обусловлены не только потерями на аэродинамическое сопротивление внутреннего и внешнего тел, но и неудачным расположением центрального тела. Значительная часть внутренней поверхности сопла не испытывает давления со стороны продуктов горения (рис. 6а). Кроме того, у стенки сопла за угловой точкой контура возникает область вихревого течения с пониженным давлением. Сдвиг центрального тела КЦК вверх по потоку (рис. 6б), при котором торцевая стенка попадает в точку  $X_T = -0.5$ , поз-

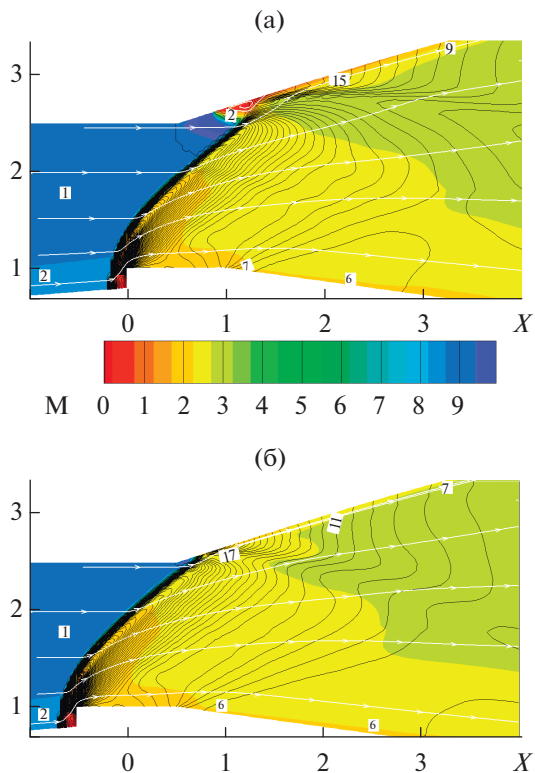


Рис. 6. Линии тока и изобары на фоне числа Маха в установившемся потоке стехиометрической смеси в расширяющемся сопле с центральным телом КЦК при  $X_T = 0$  (а) и  $X_T = -0.5$  (б).

**Таблица 2.** Тяга и удельный импульс в расширяющемся сопле с центральным телом

$M_0$	$F_p$ , т		$F_T$ , т		$I$ , с	
	ЦК	КЦК	ЦК	КЦК	ЦК	КЦК
7	6.5	6.52	1.34	2.32	45	248.9
9	8.2	7.1	<0	0.97	<0	81

воляет убрать вихревую область и увеличить тягу до 0.97 т, а удельный импульс до 81 с. Тем не менее силовые параметры, полученные в расширяющемся сопле (табл. 2), остаются значительно ниже, чем в сопле Лавалья (табл. 1). Следует также отметить, что эффективность детонационного горения падает с ростом числа Маха как в случае расширяющегося, так и конвергентно-дивергентного сопла.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Численно показана возможность стабилизации детонационного сжигания смеси паров керосина с воздухом в расширяющемся и в конвергентно-дивергентном сопле с центральным телом “цилиндр–конус” и “конус–цилиндр–конус” в условиях нормальной атмосферы.

2. Центральное тело КЦК оказывается более эффективным как в случае расширяющегося, так и конвергентно-дивергентного сопла.

3. При числах Маха набегающего воздушного потока 7 и 9 сопло Лавалья обеспечивает более высокие показатели по удельному импульсу и тяге, чем расширяющееся сопло с теми же продольными и поперечными габаритами.

4. С увеличением числа Маха набегающего потока с 7 до 9 эффективность детонационного горения керосина падает как в случае расширяющегося, так и конвергентно-дивергентного сопла с центральным телом.

Работа выполнена при финансовой поддержке международного гранта РФФИ № 20-51-00003 (Бел\_а) с использованием суперкомпьютера “Ломоносов” МГУ им. М.В. Ломоносова.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Nicholls J.A., Wilkinson H.R., Morrison R.B.* Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism // *Jet Propulsion*. 1957. V. 27. № 5. P. 534.
- Eidelman S., Grossmann W., Lottati I.* Computational Analysis of Pulsed Detonation Engines and Applications // *AIAA Paper 90-0460*.
- Aarnio M.J., Hinkey J.B., Bussing T.R.A.* Multiple Cycle Detonation Experiments During the Development of a Pulse Detonation Engine // *AIAA Paper 96-3263*.
- Bratkovich T.E., Aarnio M.J., Williams J.T., Bussing T.R.A.* An Introduction to Pulse Detonation Rocket Engines (PDREs) // *AIAA Paper 97-2742*.
- Ma F., Choi J.-Y., Yang V.* Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Single-tube Pulse Detonation Engines // *AIAA Paper 2004-0865*.
- Wintenberger E., Austin J.M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J.E.* Analytical Model for the Impulse of Single-cycle Pulse Detonation Tube // *J. Propul. Power*. 2003. V. 19. № 1. P. 22.
- Hinkey J.B., Williams J.T., Henderson S.E., Bussing T.R.A.* Rotary-valved, Multiple-cycle, Pulse Detonation Engine Experimental Demonstration // *AIAA Paper 97-2746*.
- Ma F., Choi J.-Y., Yang V.* Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Multitube Pulse Detonation Engines // *J. Propul. Power*. 2005. V. 21. № 4. P. 681.
- Быковский Ф.А., Ждан С.А., Ведерников Е.Ф.* Непрерывная спиновая детонация смесей синтезгаз–воздух // *ФГВ*. 2013. Т. 49. № 4. С. 60.
- Frolov S.M., Aksenov V.S., Ivanov V.S.* Experimental Proof of Zel'dovich Cycle Efficiency Gain Over Cycle with Constant Pressure Combustion for Hydrogen-oxygen Fuel Mixture // *Int. J. Hydrogen Energy*. 2015. V. 40. № 21. P. 6970.
- 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. № 3. P. 1616.
- 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. № 21. P. 14741.
- 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. № 47. P. 28588.
- Xie Q., Wen H., Li W., Ji Z., Wang B., Wolanski P.* Analysis of Operating Diagram for  $H_2$ /Air Rotating Detonation Combustors Under Lean Fuel Condition // *Energy*. 2018. V. 151. P. 408.
- Туник Ю.В.* Численное моделирование детонационного горения водородовоздушных смесей в сопле Лавалья // *Изв. РАН. МЖГ*. 2010. № 2. С. 107.
- Зубин М.А., Туник Ю.В.* О стабилизации детонационного горения водорода в конвергентно-дивергентном сопле // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2015. Т. 16. № 3. С. 1.
- Туник Ю.В.* Детонационное горение водорода в осесимметричном сопле Лавалья с центральным телом // *ПМТФ*. 2016. Т. 57. № 6. С. 3.
- Tunik Yu.V.* Control of Detonation Combustion of Rarefied Hydrogen-air Mixture in a Laval Nozzle // *Int. J. Hydrogen Energy*. 2018. V. 43. № 41. P. 19260.
- Туник Ю.В.* Численное моделирование детонационного горения водорода в сопле Лавалья с центральным телом // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2019. Т. 20. № 1. С. 1.
- Fan W., Yan C., Huang X., Zhang Q., Zheng L.* Experimental Investigation on Two-phase Pulse Detonation Engine // *Combust. Flame*. 2003. V. 133. № 4. P. 441.
- Фролов С.М., Аксенов В.С., Иванов В.С.* Экспериментальная демонстрация рабочего процесса в импульсно-детонационном жидкостном ракетном двигателе // *Химическая физика*. 2011. Т. 30. № 8. С. 58.

22. *Kindracki J.* Study of Detonation Initiation in Kerosene–Oxidizer Mixtures in Short Tubes // *Shock Waves*. 2014. V. 24. № 6. P. 603.
23. *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 // *Aerospace Sci. Technol.* 2019. V. 84. P. 510.
24. *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.
25. *Bachalo W.D.* Injection, Dispersion, and Combustion of Liquid Fuels // *Symp. (Int.) Combust.* 1994. V. 25. P. 333.
26. *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. № 3. P. 3627.
27. *Герасимов Г.Я., Лосев С.А.* Кинетические модели горения керосина и его составляющих // *ИФЖ*. 2005. Т. 78. № 6. С. 14.
28. *Федоров А.В., Тронин Д.А.* Математическая модель детонационного сгорания керосина в окислителе // *ФГВ*. 2012. Т. 48. № 1. С. 47.
29. *Franzelli B., Riber E., Sanjosé M., Poinso T.* A Two-step Chemical Scheme for Kerosene–Air Premixed Flames // *Combust. Flame*. 2010. V. 157. № 7. P. 1364.
30. *Туник Ю.В., Герасимов Г.Я., Левашов В.Ю., Славинская Н.А.* Численное моделирование детонационного горения паров керосина в расширяющемся сопле // *ФГВ*. 2020. Т. 56. № 3. С. 105.
31. *Туник Ю.В., Герасимов Г.Я.* Воспламенение паров керосина при сверхзвуковом обтекании цилиндра с торцевой наветренной стенкой // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2018. Т. 19. № 2. С. 1.
32. *Maurice L., Edwards T.* Liquid Hydrocarbon Fuels for Hypersonic Propulsion. In: *Scramjet Propulsion* / Eds. E.T. Curran, S.N.B. Murthy. *Prog. Astronaut. Aeronaut.* 2000. V. 189. P. 757.
33. *Yan Y., Liu Y., Fang W., Liu Y., Li J.* A Simplified Chemical Reaction Mechanism for Two-component RP-3 Kerosene Surrogate Fuel and Its Verification // *Fuel*. 2018. V. 227. P. 127.
34. *Тимова Н.С., Торохов С.А., Старик А.М.* О кинетических механизмах окисления *n*-декана // *ФГВ*. 2011. Т. 47. № 2. С. 3.
35. *Bikas G., Peters N.* Kinetic Modeling of *n*-decane Combustion and Autoignition: Modeling Combustion of *n*-decane // *Combust. Flame*. 2001. V. 126. № 1–2. P. 1456.
36. *Westbrook C.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. № 1. P. 181.
37. *Slavinskaya N.A.* Skeletal Mechanism for Kerosene Combustion with PAH Production // *AIAA Paper* 2008-992.
38. *Chang Y., Jia M., Liu Y., Li Y., Xie M.* Development of a New Skeletal Mechanism for *n*-decane Oxidation Under Engine-relevant Conditions Based on a Decoupling Methodology // *Combust. Flame*. 2013. V. 160. № 8. P. 1315.
39. *Zettervall N., Fureby C., Nilsson E.J.K.* Small Skeletal Kinetic Mechanism for Kerosene Combustion // *Energy Fuels*. 2016. V. 30. № 11. P. 9801.
40. *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.
41. *Yan Y., Liu Y., Di D., Dai C., Li J.* Simplified Chemical Reaction Mechanism for Surrogate Fuel of Aviation Kerosene and Its Verification // *Energy Fuels*. 2016. V. 30. № 12. P. 10847.
42. *Yao W., Yuan Y., Li X., Wang J., Wu K., Fan X.* Comparative Study of Elliptic and Round Scramjet Combustors Fueled by RP-3 // *J. Propul. Power*. 2018. V. 34. № 3. P. 772.
43. *Olchanski E., Burcat A.* Decane Oxidation in a Shock Tube // *Int. J. Chem. Kinet.* 2006. V. 38. № 12. P. 703.
44. *Haylett D.R., Davidson D.F., Hanson R.K.* Ignition Delay Times of Low-vapor-pressure Fuels Measured Using an Aerosol Shock Tube // *Combust. Flame*. 2012. V. 159. № 2. P. 552.
45. *Pfahl U., Fieweger K., Adomeit G.* Self-ignition of Diesel - Relevant Hydrocarbon-air Mixtures Under Engine Conditions // *Symp. (Int.) Combust.* 1996. V. 26. P. 781.
46. *Dean A.J., Penyažkov O.G., Sevruk K.L., Varatharajan B.* Autoignition of Surrogate Fuels at Elevated Temperatures and Pressures // *Proc. Combust. Inst.* 2007. V. 31. № 2. P. 2481.
47. *Wang H., Oehlschlaeger M.A.* Autoignition Studies of Conventional and Fischer–Tropsch Jet Fuels // *Fuel*. 2012. V. 98. P. 249.
48. *Zhukov V.P., Sechenov V.A., Starikovskiy A.Yu.* Autoignition of Kerosene (Jet-A)/Air Mixtures Behind Reflected Shock Waves // *Fuel*. 2014. V. 126. P. 169.
49. *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.
50. *Годунов С.К.* Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // *Математический сборник*. 1959. Т. 47(89). № 3. С. 271.
51. *Туник Ю.В.* Проблемы численного моделирования на основе некоторых модификаций схемы Годунова // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2018. Т. 19. № 1.