УДК 533.6.011

О влиянии теплогазодинамического воздействия на горение углеводородного топлива в потоке с числом Maxa 1,7^{*}

В.П. Замураев, А.П. Калинина

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

E-mail: zamuraev@itam.nsc.ru, kalinina@itam.nsc.ru

Численно исследуется влияние параметров боковой струи на горение углеводородного топлива в осесимметричном канале при числе Маха 1,7. Струя подается в импульсно-периодическом режиме. Решаются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса, замыкаемые $k-\varepsilon$ моделью турбулентности. Горение топлива моделировалось с помощью одной реакции. Показано, что температура газогенератора для струи слабо влияет на ударно-волновую структуру потока. Определяющую роль играет давление, под которым подается боковая струя. Получена околозвуковая структура потока.

Ключевые слова: горение, углеводородное топливо, сверхзвуковой поток, боковая струя, околозвуковая скорость.

Введение

Горение углеводородных топлив при сверхзвуковых скоростях потока в каналах является важной составляющей современных термогазодинамических исследований. В качестве топлива достаточно часто используется керосин [1-14]. Численные исследования, посвященные горению керосина, можно условно разделить на две группы: работы, в которых горение инициируется с помощью ударно-волнового воздействия [2-9], и работы, в которых воспламенение керосина происходит благодаря модификации его химического состава, например, [10]. Если исследование не акцентируется на ударноволновых процессах, может использоваться 3D-моделирование с полуэмпирической моделью турбулентности [9, 10], например, в работе [10] использовалась улучшенная модель DDES. В противном случае использовались осесимметричное [2-6] и одномерное [7, 8] приближения, иногда решались уравнения Эйлера [6], т.е. применялись подходы, требующие более низких вычислительных ресурсов. В большинстве работ устанавливается факт совпадения результатов расчета и эксперимента без выявления каких-либо

^{*} Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2021–2023 гг. (проект № 121030500157-3) и при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 20-08-00245).

базовых особенностей процесса. В настоящей работе численно исследуется воспламенение и горение керосина в сверхзвуковом потоке в канале с расширением, инициируемое ударно-волновым воздействием. Ударная волна вызывается поперечной подачей сжатого воздуха. Этот способ был предложен в экспериментальных работах [11–16] для различных топлив при боковой и соосной подаче, численно-теоретические исследования проводились в [2–5]. Условия подачи сжатого воздуха определялись требованием реализации околозвукового режима. Данное исследование продолжает цикл работ [2–5], целью его является изучение влияния температуры сжатого воздуха на динамику процесса.

Постановка задачи

Горение углеводородного топлива с эффективной молекулярной массой $\mu = 167$ а.е. в сверхзвуковом потоке воздуха изучается при числе Маха M = 1,7 и параметрах торможения $p_0 = 0,5$ МПа, $T_0 = 1400$ К. Задача решается в осесимметричной постановке, канал состоит из двух секций постоянного сечения (диаметром 5 и 8 см). Геометрия канала соответствовала эксперименту [11]. Моделируемая система показана на рис. 1, где стрелка с аббревиатурой «ГИ» указывает положение и направление подачи газодинамических импульсов, стрелка с буквой κ — место и направление подачи топлива.

Сопло создает в секции диаметром 5 см поток с числом Маха M = 1,7. В расчетах длина секции L варьируется от 30 до 70 см. Топливо подается через осевой инжектор диаметром 10 мм через отверстие диаметром 0,8 мм в сечении канала, где сопло соединяется с секцией диаметром 5 см. Расход углеводородного топлива составил 2,7 г/с. Для его поджига и поддержания горения применяется дросселирование потока в канале с помощью подачи струи сжатого воздуха в конце первой секции постоянного сечения (струя вытекает через кольцевую щель). Использование постоянного излишне высокого давления для подачи струи приводит к запиранию потока в канале. При подаче струи под относительно низким давлением горючее, подаваемое через топливный инжектор, в случае коротких каналов не загорается. В настоящей работе применялся импульсный режим: отверстие для струи периодически открывается и закрывается.

Нестационарное сверхзвуковое течение в канале с горением углеводородного топлива описывается осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье – Стокса, замыкаемыми k– ε -моделью турбулентности с расширенной трактовкой пристеночных функций. Для производства кинетической энергии турбулентности применяется ограничитель Production Limiter Clip Factor [17] с константой, равной единице. Горение моделируется уравнениями упрощенной химической кинетики с одной брутто-реакцией с такими же параметрами, как в работе [5]. Смесь газов описывается моделью идеального газа. На входе в инжектор и патрубок для дросселирующей струи задаются давление и температура торможения, а также статическое давление.



Рис. 1. Схема камеры сгорания.

I — сопловой блок с осевым инжектором,
2 — первая секция постоянного сечения длиной *L*,
3 — секция с внезапным расширением, ГИ — генератор газодинамических импульсов, к — осевой инжектор подачи углеводородного топлива.

Использовалась модель конечной скорости химических реакций без взаимодействия с турбулентными пульсациями (finite-rate kinetics/no TCI). Выбор модели горения определяется следующими факторами. Горение инициируется ударной волной от дросселирующей струи и имеет преддетонационный характер [12], т. е. близкий к детонационному. В этом случае горение происходит в узкой зоне вблизи фронта ударной волны. При моделировании детонационных процессов и процессов, близких к ним, нередко используют уравнения Эйлера и, соответственно, модель без взаимодействия с турбулентными пульсациям (например, [6]).

В работе [5] показано, что и в эксперименте, и в расчете имеет место подобный характер горения. Плавный характер распределения давления по стенке, представленный в эксперименте, является следствием достаточно большого временного интервала осреднения давления по сравнению с характерным временем процесса, а мгновенное распределение напоминает ступеньку. Так как используется интенсивная ударная волна, то температуры высоки и одной брутто-реакции вполне достаточно для канала простой конфигурации.

В расчетной области имеет место большой разброс характерных масштабов: при длине канала около 1 м радиус отверстия инжектора и ширина щели для струи сжатого воздуха равны 0,0004 м и 0,0016 м соответственно. Для решения задачи используются вложенные блочные сетки с разницей минимального и максимального размеров ячеек в 64 раза. При этом сетка имела около 800 тыс. ячеек. Решалась нестационарная задача, использовалась явная схема, шаг по времени определялся из условия «число Куранта меньше 0,9». Шаг сетки вблизи стенки выбирался из условия на у+ в рамках k– ε -модели турбулентности с расширенной трактовкой пристеночных функций. Вблизи отверстий вытекающих струй шаг дробился, чтобы разрешить вязкий подслой. При изменении максимального масштаба сетки в два раза осредненные согласно процедуре из [5] распределения давления на стенке отличались менее чем на 1 %.

Расчет проводился до момента времени, пока горение, распространяясь вверх по потоку, не достигало инжектора. С этого момента подача импульсов прекращалась, и устанавливался квазистационарный режим. На параметры энергетического воздействия (давление в генераторе газодинамических импульсов ГИ, длительность импульса и период воздействия, ширина щели для струи сжатого воздуха) накладывались условия: ударная волна при включении ГИ должна поджечь углеводородное топливо, а затем при его горении в канале должна сформироваться область околозвукового потока. Подробнее постановка задачи описана в работе [5].

Результаты расчетов

Для решения поставленной задачи дросселирующая струя подавалась через патрубок из ГИ под давлением 6 МПа с периодом 0,37 мс при скважности 2. На рис. 2 приведено изменение во времени потока полной энтальпии H_f в дросселирующей струе воздуха на выходе из патрубка. Рассмотрено влияние подогрева струи при одном и том же давлении 0,6 МПа в газогенераторе.

Когда вход в патрубок перекрывается, струя какое-то время еще продолжает вытекать, пока давление воздуха в патрубке не сравняется с давлением в канале. Затем из-за изменения давления в канале вблизи патрубка возможен незначительный поток как из патрубка, так и в него. На рис. 2 вблизи нуля для потока энтальпии наблюдаются небольшие колебания его значения.



На рис. 3 представлено сравнение осредненных (согласно процедуре осреднения, введенной в [5]) результатов расчета давления на стенке канала (кривые l и 2) и соответствующих экспериментальных данных [11] (кривая 3). В работах [11–14] распределение давления вдоль камеры сгорания усреднялось по характерным временным интервалам. В расчетах также проводилось осреднение давления по аналогичным интервалам времени, за которые взят промежуток из первых трех периодов газодинамических импульсов. Выбранный промежуток больше масштаба возникающих при турбулентном горении осцилляций. Кривые l и 3 получены для первой секции постоянного сечения канала длиной 70 см, кривая 2 — для секции длиной 50 см. За точку отсчета координаты x выбрано положение патрубка для дросселирующей струи. В случае l, как и в эксперименте 3, температура струи воздуха T = 300 К, в случае 2 эта струя подогревалась до температуры T = 800 К. Как видно на рис. 3 из сравнения рассмотренных вариантов, подогрев дросселирующей струи может влиять на течение только во второй, более широкой, секции канала. Имеет место удовлетворительное совпадение результатов расчета и эксперимента.



На рис. 4 сравниваются распределения давления вдоль канала при температурах в газогенераторе T = 1000 К (кривая I) и T = 800 К (кривая 2). Видно, что влияние подогрева дросселирующей струи на распределение давления в первой секции постоянного сечения канала незначительное.

Слабое влияние подогрева дросселирующей струи на процессы в первой секции постоянного сечения канала подтверждает приведенная на рис. 5 зависимость от времени положения на оси скачка уплотнения перед областью горения.

Рис. 4. Сравнение осредненных распределений давления по длине канала. *T* = 1000 К (*1*) и 800 К (*2*). Рис. 5. Зависимость от времени положения на оси канала скачка уплотнения, распространяющегося перед областью горения вверх по потоку. T = 1000 (1) K и 800 K (2).

Итак, слабое влияние на горение рассматриваемого углеводородного топлива значительного подогрева дросселирующей струи (поток энтальпии в ней изменяется почти в два раза, см. рис. 2) нуждается в объяснении. Оно основано на результатах, приведенных на рис. 6 для различных моментов времени. На рис. 6*a*, 6*b* представлены линии тока



на фоне поля температуры для первого импульса, на рис. 6c - dля последнего. Во всех случаях вытекающий газ расширяется в волне разрежения, его температура падает почти в два раза, а линии тока в струе резко поворачивают, охлажденный воздух течет вдоль стенки канала и не может поджечь топливо на оси. Однако уже на рис. 6a видно, что боковая струя воздуха поджимает поток в канале, поперек распространяется волна сжатия,



Рис. 6. Фрагменты поля температуры и линии тока в моменты времени t = 0,010 (*a*), 0,053 (*b*), 2,17 мс (*c*).



Рис. 7. Фрагмент поля чисел Маха для момента времени t = 2,17 мс.



Рис. 8. Фрагменты поля чисел Маха с изолиниями M = 0,8 (1), 1,0 (2) и 1,2 (3) при подаче воздуха с подогревом до T = 800 K (*a*) и без подогрева T = 300 K (*b*) в момент времени t = 1,6 мс.

которая, фокусируясь к оси канала, усиливается и поджигает топливо (см. рис. 6*b*). В дальнейшем волна горения распространяется вверх по потоку (см. рис. 6*c*).

На рис. 7 показано поле чисел Маха, соответствующее полю температуры на рис. 6с. Сравнение с цветовой шкалой для чисел Маха позволяет заключить, что используемое дросселирование создает устойчивую область трансзвукового потока.

На рис. 8 для сравнения приведены фрагменты полей чисел Маха в случаях подачи подогретой до температуры T = 800 К дросселирующей струи воздуха (рис. 8*a*) и аналогичной струи без подогрева T = 300 К (рис. 8*b*).

Приведенные результаты получены для одного и того же времени t = 1,6 мс, отсчитываемого от момента запуска дросселирующей струи. Качественно картины течения близки. Наиболее заметное различие наблюдается в области от патрубка для струи до расширения канала, где сказывается более высокая плотность воздуха в холодной струе.

Заключение

Использование разработанной ранее [5] специальной процедуры осреднения результатов численного решения нестационарных двумерных уравнений Навье – Стокса с k- ε -моделью турбулентности позволило установить ряд базовых закономерностей процессов в эксперименте. В частности, показано, что в эксперименте при осевой подаче топлива фронт горения распространяется вверх по потоку с постоянной скоростью (при температуре дросселирующей струи 300 К это было обнаружено в работе [5]). Численно получено, что применение подогрева газа для боковой струи практически не сказывается на горении подаваемого аксиально углеводородного топлива и на ударно-волновой структуре течения при числе Маха потока M = 1,7, давлении и температуре торможения $p_0 = 0,5$ МПа, $T_0 = 1400$ К. Установлено, что определяющую роль играет давление, под которым подается боковая струя. Этот вывод подтверждается близкими значениями результатов численных расчетов, полученных для разных значений температуры дросселирующей струи, но для одинаковых давлений ее подачи, а именно: распределениями давления по стенке канала, двумерными распределениями параметров в одни и те же моменты времени, а также одинаковой скоростью распространения фронта горения вверх по потоку. Таким образом, теплогазодинамическое воздействие (давление 6 МПа, период 0,37 мс при скважности 2) позволяет реализовать горение углеводородного топлива в потоке с числом Маха 1,7 в околозвуковом режиме.

Список литературы

- Shi Lei, Yang Xue, Yang Yiyan, Tang Xiang, Qin Fei, He Guoqiang. Experimental study on rocket jet-driven ignition and scramjet combustion in a kerosene-fueled RBCC combustor // Aerospace Science and Technology. 2022. Vol. 126. P. 107643-1–107643-6.
- Замураев В.П., Калинина А.П. Моделирование горения керосина в сверхзвуковом потоке под воздействием дросселирующей струи // Прикл. механика и техн. физика. 2020. Т. 61, No. 5. С. 95–100.
- 3. Zamuraev V.P., Kalinina A.P. Deceleration of a supersonic flow down to transonic speeds using gas-dynamic pulses during combustion of hydrocarbon fuels // AIP Conf. Proc.: XX Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2020) (Novosibirsk, Russia, 1–7 Nov. 2020). 2021. Vol. 2351, No. 1. P. 030050-1–030050-6.
- 4. Замураев В.П., Калинина А.П. Формирование околозвуковой области при горении углеводородных топлив в сверхзвуковом потоке при M < 2 // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 1. С. 103–110.
- 5. Замураев В.П., Калинина А.П. Горение этилена и керосина в сверхзвуковом потоке при низких числах Маха // Физика горения и взрыва. 2022. Т. 58, № 4. С. 63–70.
- Tunik Yu.V., Gerasimov G.Ya., Levashov V.Yu., Mayorov V.O. Busemann diffuser for supersonic ramjet on detonation combustion of kerosene vapor // Acta Astronautica. 2022. Vol. 198. P. 495–501.
- Cakir B.O., Ispir A.C., Saracoglu B.H. Reduced order design and investigation of intakes for high speed propulsion systems // Acta Astronautica. 2022. Vol. 199. P. 259–276.
- Li J., Wang K., Jiao G., Liao Z., Li J. Investigation on low total temperature combustion characteristics of kerosene-fueled supersonic combustor // Chinese J. Aeronautics. 2022. Vol. 35, No. 7. P. 192–208.
- Wang J., Lin W., Huang W., Shi Q., Zhao J. Numerical study on atomization and evaporation characteristics of preheated kerosene jet in a rotating detonation scramjet combustor // Applied Thermal Engng. February 2022. Vol. 203. Art. 117920.
- Sheng Haoqiang, Ji Yuan, Huang Xiaobin, Zhao Zhengchuang, Hu Wenbin, Chen Junming, Liu Hong. A free radical relay combustion approach to scramjet ignition at a low Mach number // Energy. 2022. Vol. 247. Art. 123539.
- 11. Третьяков П.К., Тупикин А.В. Режимы горения керосина в канале постоянного сечения при числе Маха M = 1,7 на входе // Горение топлива: теория, эксперимент, приложения: сб. тезисов XI Всерос. конф. с междунар. участием (Новосибирск, 9–12 ноября 2021 г.). Новосибирск: ИТ СО РАН, 2021. С. 135.
- 12. Третьяков П.К. Организация эффективного горения керосина в канале при больших скоростях потока // Физика горения и взрыва. 2020. Т. 56, № 1. С. 42–47.
- Третьяков П.К. Инициирование горения керосина в сверхзвуковом потоке воздуха пакетом газодинамических импульсов // Докл. РАН. 2019. Т. 489, № 3. С. 250–253.
- 14. Третьяков П.К., Тупикин А.В. Режимы горения керосина в канале постоянного сечения при числе Маха на входе М = 1,7 // Физика горения и взрыва. 2022. Т. 58, № 5. С. 28–32.
- 15. Abashev V.M., Korabelnikov A.V., Kuranov A.L., Tretyakov P.K. Increase in the efficiency of a high-speed ramjet on hydrocarbon fuel at the flying vehicle acceleration up to M = 6+ // AIP Conf. Proc. 2017. Vol. 1893, No. 1. P. 020005-1–020005-11.
- Tretyakov P.K., Krainev V.L., Lazarev A.M., Postnov A.V. Peculiarities of Organization of Effective Hydrocarbon Fuel Combustion in Supersonic Flow // AIP Conf. Proc. 2018. Vol. 2027. P. 030029-1–030029-6.
- Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application // AIAA J. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605.

Статья поступила в редакцию 30 сентября 2022 г., после доработки — 15 ноября 2022 г., принята к публикации 8 декабря 2022 г.