

РАЗНОЕ

УДК 621.45.034; 004.942

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПРИ ГОРЕНИИ СМЕСИ C_2H_6 -ВОЗДУХ

Н. И. Гураков¹, И. А. Зубрилин¹, А. Ю. Кузнецов¹,
А. А. Туманов¹, С. В. Батманов²

В работе проведено расчётное исследование влияния начальной температуры топливовоздушной смеси на модельном горелочном устройстве на пульсации тепловыделения при горении предварительно подготовленной этановоздушной смеси. Процессы горения моделировались с использованием подхода моделирования турбулентности LES (Large Eddy Simulation, метод крупных вихрей) с моделью горения Flamelet Generated Manifold. Амплитуда пульсаций скорости топливовоздушной смеси на входе составляла 10%, частота пульсаций изменялась в диапазоне от 150 до 600 Гц. Также выполнен анализ акустического отклика с использованием модели пламени n - τ для учёта взаимодействия фронта пламени с акустическим полем. В результате получены зависимости пульсаций тепловыделения от частоты пульсаций скорости подаваемой смеси при начальных температурах 300 К, 400 К и 500 К. Показано, что при изменении начальной температуры смеси значения пиковых частот пульсаций давления смещаются в большую сторону на 3–5 процента; это означает, что при одних и тех же частотах пульсаций скорости потока, на входе амплитуды пульсаций тепловыделения могут отличаться в несколько раз при изменении температуры воздуха на входе.

Ключевые слова: термоакустические пульсации, передаточная функция пламени, модельное горелочное устройство, метод крупных вихрей LES, модель пламени n - τ .

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 443086 Россия, Самара, Московское ш., 34; e-mail: gurakov.ni@ssau.ru.

² Национальный исследовательский Московский государственный строительный университет, 129337 Россия, Москва, Ярославское ш., 26.

Введение. Одной из проблем малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок является неустойчивость их работы из-за высокоамплитудных автоколебаний давления газа в жаровой трубе [1]. Возникновение неустойчивости пламени может быть вызвано рядом факторов, таких как гидродинамическая неустойчивость [2, 3] и пульсации вблизи границы по бедному срыву пламени [4, 5]. Одним из механизмов возникновения неустойчивости горения является термоакустический механизм, то есть взаимодействие пульсаций тепловыделения с акустическим полем. Термоакустическая неустойчивость обычно проявляется как колебания большой амплитуды на одной из собственных частот системы [6]. При данном виде неустойчивости автоколебания газа поддерживаются контуром обратной связи между горением и акустическим полем. Высокоамплитудные пульсации давления и скорости, возникающие в камере сгорания в результате неустойчивости, приводят к колебаниям тяги двигателя, срыву или проскоку пламени, а также к повышенной вибронагруженности элементов конструкции двигателя [7]. Эти вибрации приводят к повышению теплонапряжённости жаровой трубы, повышению газовой эрозии лопаток турбины, мало- и многоцикловой усталости элементов конструкции, а также снижению эффективности работы систем управления. Поэтому актуальной задачей является разработка расчётных методик, предназначенных для прогнозирования возникновения термоакустической неустойчивости.

Также возникает необходимость исследования различных факторов, влияющих на пульсации тепловыделения во фронте пламени. Среди таких факторов может быть распределение топлива по контурам, скорость и температура воздуха на входе в устройство [8]. Например, проведённые ранее экспериментальные и численные исследования показывают, что начальная температура топливовоздушной смеси оказывает существенное влияние на интенсивность пульсаций скорости тепловыделения во фронте пламени, так как при этом меняется конвективное время запаздывания воспламенения [9], характеризующееся сдвигом фаз между пульсациями концентрации и пульсациями тепловыделения (химической задержкой воспламенения пренебрегают из-за малости по отношению к конвективному).

Возникновение термоакустической неустойчивости можно определить критерием Рэлея, в котором предполагается, что энергия в колебательном контуре увеличивается, если разность фаз между пульсациями давления и тепловыделения меньше $\pi/2$, при этом колебания усиливаются. Если же пульсации давления и тепловыделения не совпадают по фазе, энергия выносится акустическим полем, а колебания затухают. С учётом

потерь акустической энергии в реальных устройствах, для усиления колебаний интеграл Рэлея должен иметь большее значение, чем рассеивание энергии [10]. Применение данного критерия очень важно при акустическом анализе камер сгорания.

В литературе можно найти множество исследований с различными подходами к моделированию термоакустических явлений в камерах сгорания [11–23]. К основным методам исследований относятся: анализ акустического отклика [9], комплексный анализ значений собственных частот [23], исследование динамики пламени методом LES (моделирование крупных вихрей) [14]. Термоакустические пульсации являются сложным явлением с механизмом обратной связи, однако многие исследования больше фокусируются либо на горении, либо на акустике. Необходимость включения связи и, например, дополнения LES методами акустического анализа указывается в работе [19]. Метод LES позволяет получать отклик в пламени при воздействии акустической волны, однако это требует наличия больших вычислительных ресурсов, особенно для моделирования процессов в полноразмерных камерах сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок, что обуславливает необходимость разработки менее ресурсоёмких подходов.

Возможным решением данной проблемы может быть использование модели n - τ [21, 22]. В данной модели предполагается, что нестационарная скорость тепловыделения связана с колебаниями скорости потока. Фаза колебаний тепловыделения отстает от скорости на величину времени запаздывания воспламенения τ , а n – индекс взаимодействия, определяющий степень связи пульсаций тепловыделения во фронте пламени с акустическим полем.

В данной работе представлено численное исследование динамики пламени эталонного горелочного устройства с помощью моделирования в трёхмерной нестационарной постановке методом LES и в двухмерной осесимметричной постановке с использованием модели n - τ . Исследование проведено при различных значениях температуры воздуха на входе в устройство.

Численные исследования.

Моделирование подходом LES. Объектом данного исследования является модельное горелочное устройство с организацией горения заранее подготовленной топливовоздушной смеси – Cambridge burner [17] (рис. 1). Топливо подаётся через 6 цилиндрических отверстий, как показано на рисунке, воздух подаётся через кольцевой канал, где происходит предварительная подготовка топливовоздушной смеси (ТВС). Подготовленная ТВС подаётся в зону горения, представляющую собой прямоугольный корпус с раз-

мерами, как показано на рис. 1(а). Для моделирования процессов горения построена блочно-структурированная сеточная модель, показанная на рис. 1(б). В данной модели произведено локальное измельчение элементов в предполагаемой области фронта пламени для удовлетворения критериям масштабов разрешаемой турбулентности.

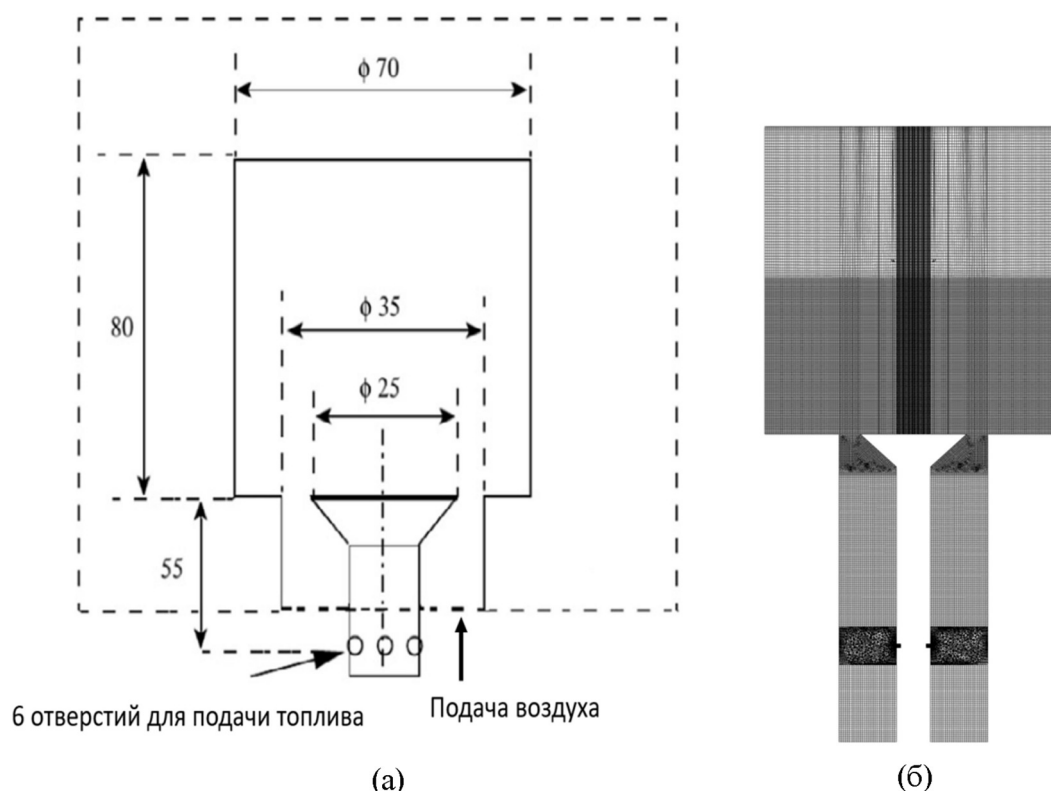


Рис. 1: Объект исследования: (а) схема модельного горелочного устройства; (б) блочно-структурированная модель расчётной области.

На рис. 1(б) показано сечение в проточной части горелки, на котором можно увидеть область с локальным измельчением элементов сетки. Параметр скошенности сеточной модели, который характеризует степень искажения формы ячеек по сравнению с идеальной (правильной) формой, не превышает 0.91, что является приемлемым для дальнейших аэродинамических расчётов и расчётов процесса горения. Общее количество элементов в модели не превышает 5 млн, что является вполне приемлемым для современного уровня вычислительных ресурсов. В расчётах использован метод крупных вихрей LES с динамической подсеточной моделью Смагоринского для расчёта турбулентного течения в сочетании с моделью горения Flamelet Generated Manifold [24]. В качестве топлива использован этан, для моделирования окисления использован кине-

тический механизм химических реакций GRI 3.0 [25]. На входе в расчётную область задан закон изменения скорости потока воздуха в зависимости от времени:

$$V = V_b[1 + A \sin(2\pi \cdot f \cdot t)],$$

где V_b – среднее значение скорости потока в м/с, A – амплитуда пульсации скорости потока, f – частота пульсации скорости потока в Гц, t – время с. Шаг по времени выбран так, чтобы конвективное число Куранта в зоне горения не превышало 1. Таким образом значение временного шага для всех расчётов составило 1e-05 с. Проведено несколько серий расчётных исследований. В первом случае при постоянной амплитуде пульсаций скорости $A = 10\%$ от номинального значения изменялась частота пульсаций скорости потока на входе f в диапазоне от 160 до 600 Гц. Во втором случае при постоянной частоте 160 Гц изменялась амплитуда пульсаций в диапазоне $A = 10 - 40\%$ от номинального значения. На выходе из расчётной области задавалось неотражающее граничное условие для акустики. Моделирование процессов горения с использованием подхода LES реализовано в коммерческом ПО ANSYS Fluent.

Акустический анализ с использованием модели n - τ . Акустический анализ проводился с использованием акустического интегратора, основанного на уравнении Гельмгольца:

$$\nabla \left(-\frac{1}{\rho} (\nabla P^* - q_d) \right) - \frac{k_{eq}^2 P^*}{\rho} = Q_m,$$

где P^* – полное давление, ρ – плотность, q_d – источниковое слагаемое диполя, Q_m – источниковое слагаемое монополя, k_{eq} – волновое число. Монополь и диполь в данном решателе – это абстрактные типы источников пульсаций (тепловых и импульсных), описывающие разные физические механизмы генерации акустических волн. Так диполь в контексте интегратора связан с направленным переносом импульса, то есть с изменением реакции среды на движение или изменение скорости потоков газа. Монополь характеризует пульсации объёма, то есть источники звука, возникающие из-за изменений массы и тепла, приводящих к изменению плотности и давлению в локальной области. В данном случае этот механизм связан с изменением скорости тепловыделения. Поэтому, для учёта влияния фронта пламени на акустическое поле использована модель n - τ , в которой источниковое слагаемое монополя заменяется выражением

$$Q_m = \frac{\alpha_p}{\rho C_p} i\omega Q_{\text{heat}},$$

$$Q_{\text{heat}} = \frac{Q_s n_u}{U_s} \exp(-i\omega\tau_u)(u(x_{\text{ref}})n_{\text{ref}}),$$

где α_p – коэффициент теплового расширения, Q_s – величина тепловыделения в единицу времени, U_s – скорость потока, n_u – коэффициент усиления пульсаций тепловыделения относительно пульсаций скорости, τ_u – время запаздывания воспламенения, x_{ref} – положение фронта пламени, а n_{ref} – акустический вектор.

Для акустического анализа горелочного устройства сформирована двухмерная модель с граничными условиями, показанными на рис. 2(а).

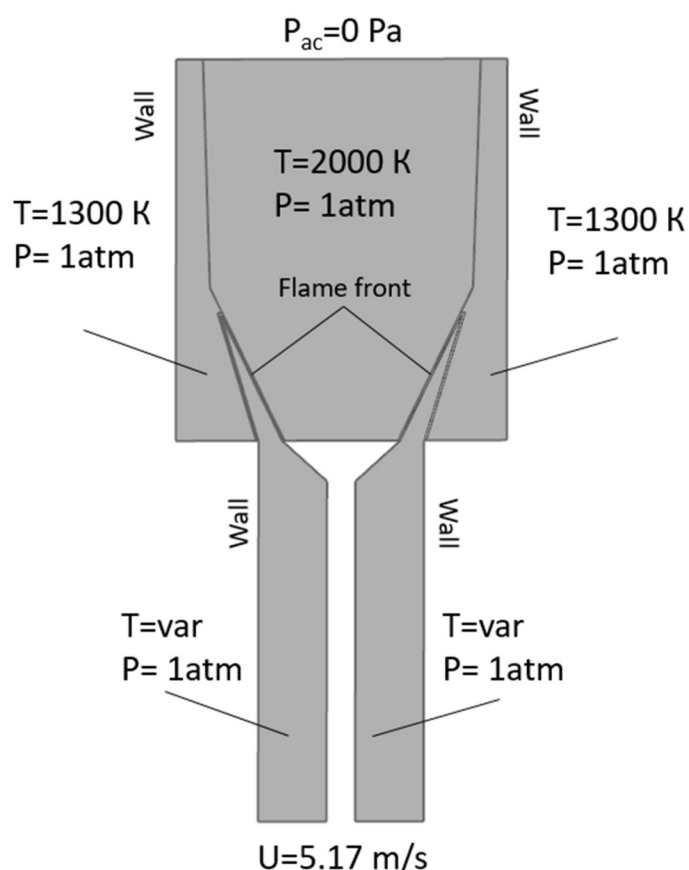


Рис. 2: Схема расчётной модели для акустического анализа устройства (а) и поле распределения значений температуры газа (б).

Распределение температур в объёме горелочного устройства получено по результатам CFD (computational fluid dynamics, вычислительная динамика потоков) моделирования процесса горения (рис. 2(б)) и соответствующие осредненные по объёмам значения температур заданы в расчётной модели акустического домена в зонах 1, 2, и 3 (рис. 2(а)). На входе в расчётную область задана средняя скорость потока воздуха 5.17 м/с, на выходе задано неотражающее граничное условие ($P_{\text{ак}} = 0$), все остальные

границы заданы как жёсткая стенка (wall). В качестве фронта пламени в модели n - τ указаны поверхности толщиной 0.5 мм как показано на рис. 2. Температура воздуха на входе изменялась в диапазоне от 300 до 500 К, время запаздывания воспламенения оценивалось на основании CFD расчётов процесса горения и задавалось в качестве граничных условий для каждой температуры воздуха на входе в модели n - τ . Данный акустический интегратор реализован в ПО COMSOL.

Результаты и обсуждение. Полученные в результате моделирования отклика пламени на входную пульсацию с использованием подхода LES данные сравнивались по значениям пульсации тепловыделения на частоте 160 Гц при различных амплитудах пульсации на входе в диапазоне от 10% до 40% от среднего значения, с данными экспериментальных исследований, полученных в [26], а также с результатами расчётов LES, полученными в [17]. Результаты сравнения показаны на рис. 3.

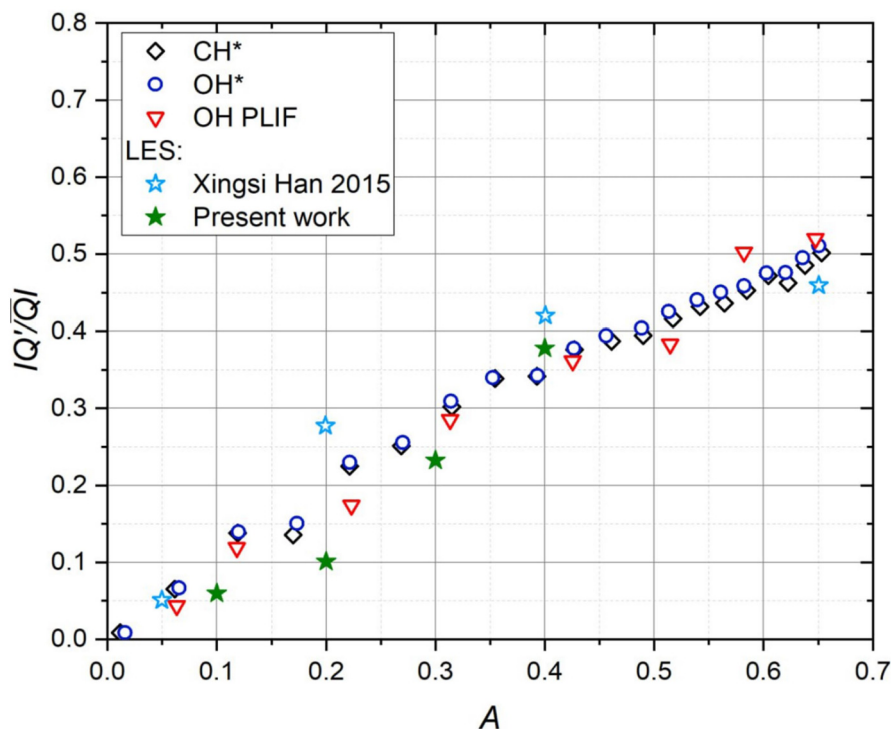


Рис. 3: Валидация используемого подхода LES с экспериментальными данными [26] и предыдущими расчётными исследованиями из работы [17].

На рис. 3 показана зависимость изменения пульсаций тепловыделения в зависимости от амплитуды пульсаций скорости на входе в расчётную область. Из рисунка видно, что значения пульсаций тепловыделения качественно согласуются между собой, с ростом

амплитуды пульсаций скорости потока на входе увеличиваются значения пульсации тепловыделения. Количественное отклонение полученных значений сопоставимо с разбросом экспериментальных данных, что означает, что используемый подход позволяет достоверно определять отклик пульсаций тепловыделения в пламени при заданной частоте пульсаций параметров на входе.

Выполнен акустический анализ горелочного устройства с распределением температуры в расчётной области, но без использования модели пламени (индекс взаимодействия $n = 0$) и с использованием модели пламени $n-\tau$. Параметр взаимодействия n в случае активного пламени задавался равным 5, по рекомендациям в [21]. По результатам определения частотного отклика построен спектр пульсаций статического давления в расчётной области при различных значениях температуры воздуха на входе (рис. 4).

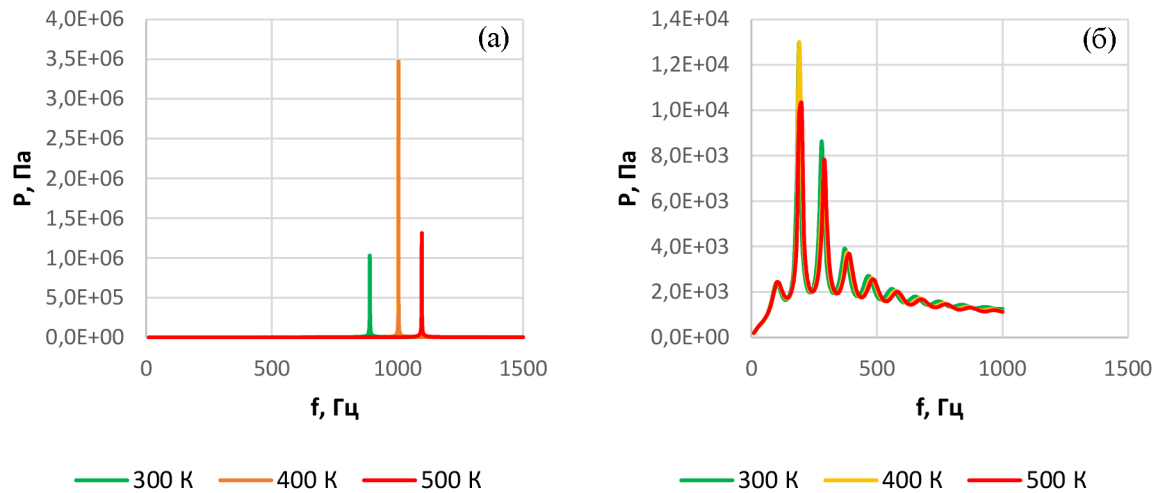


Рис. 4: Частотный отклик пульсаций давления в горелочном устройстве, полученный по результатам акустического анализа: (а) без модели пламени; (б) с использованием модели пламени $n-\tau$.

Получено, что при отсутствии взаимодействия с фронтом пламени (рис. 4(а)) в спектрах при различных значениях температуры воздуха на входе можно увидеть один пик пульсации на частоте около 1000 Гц. В это же время с учётом взаимодействия акустического поля с фронтом пламени можно увидеть совершенно другую картину спектров. Из рис. 4(б) видно, что с увеличением температуры на входе пики амплитуд пульсаций давления смещаются вверх по частоте, вследствие увеличения скорости звука. Основные пики пульсаций давления (выше 2% от среднего давления) приходятся на диапазон частот от 110 до 600 Гц, что согласуется с данными, полученными в [17]. Также проведён

анализ собственных частот пульсаций в диапазоне частот от 100 до 600 Гц. Полученные значения частот отличаются в зависимости от температуры воздуха на входе на величину около 20 Гц. Для данной модели выполнен расчёт критерия Рэлея, значение которого для усиления колебаний должно удовлетворять условию

$$\int p'Q'dt > 0,$$

где p' – пульсационная составляющая давления газа, Q' – пульсация тепловыделения. Рассчитанные значения интеграла Рэлея в зависимости от собственной частоты показаны на рис. 5.

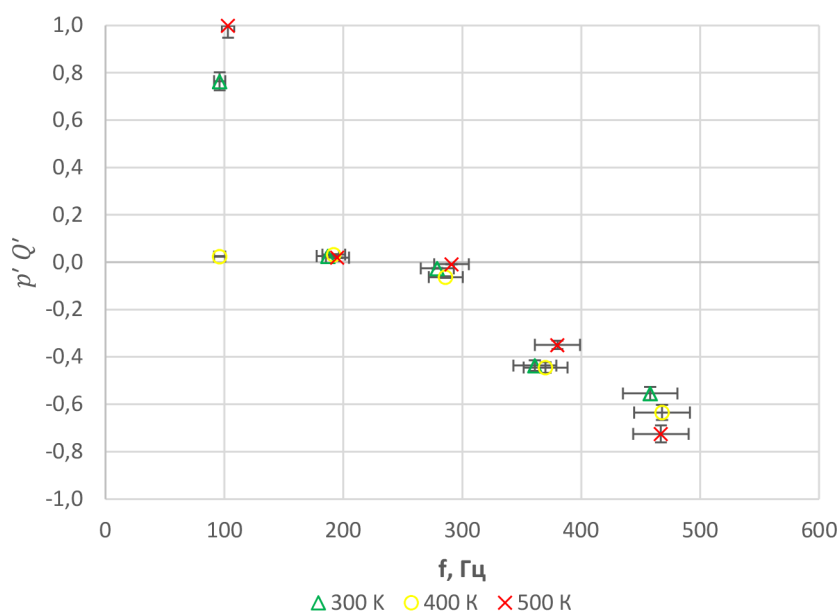


Рис. 5: Изменение значения интеграла Рэлея при анализе собственных частот пульсаций: (а) 300 К; (б) 400 К; (в) 500 К.

Из рис. 5 видно, что при частотах порядка 100 и 200 Гц значение интеграла Рэлея положительное, это означает что акустическая энергия в колебательном контуре на данных модах возрастает при активном пламени. Критерий Рэлея для остальных мод имеет отрицательное значение. Это означает что акустическая энергия удаляется из колебательного контура на данных модах при активном пламени.

На рис. 6 приведено сопоставление значений пульсаций тепловыделения по модулю полученных с использованием модели n - τ со значениями пульсаций тепловыделения, полученных в LES при некоторых значениях частот пульсаций параметров на входе

в расчётную область. Частотный отклик, полученный в LES – это отклик пламени на заданное внешнее возмущение – пульсацию скорости потока на входе с различными частотами. Он оценивается с помощью параметра G_{FTF} , который является отношением пульсации тепловыделения (Q'/Q) к пульсации скорости потока (U'/U).

Из графиков видно, что тенденция к уменьшению пульсаций тепловыделения при достижении частоты 600 Гц присутствует при расчёте данными методами, пульсации тепловыделения действительно изменяются по амплитуде в зависимости от частоты пульсации скорости потока на входе. Можно сказать, что расчётные данные качественно согласуются за исключением некоторых точек, рассогласование которых можно объяснить наличием механизмов демпфирования колебаний, присутствующих в LES (передача акустической энергии мелковихревым структурам, теплообмен, вязкость).

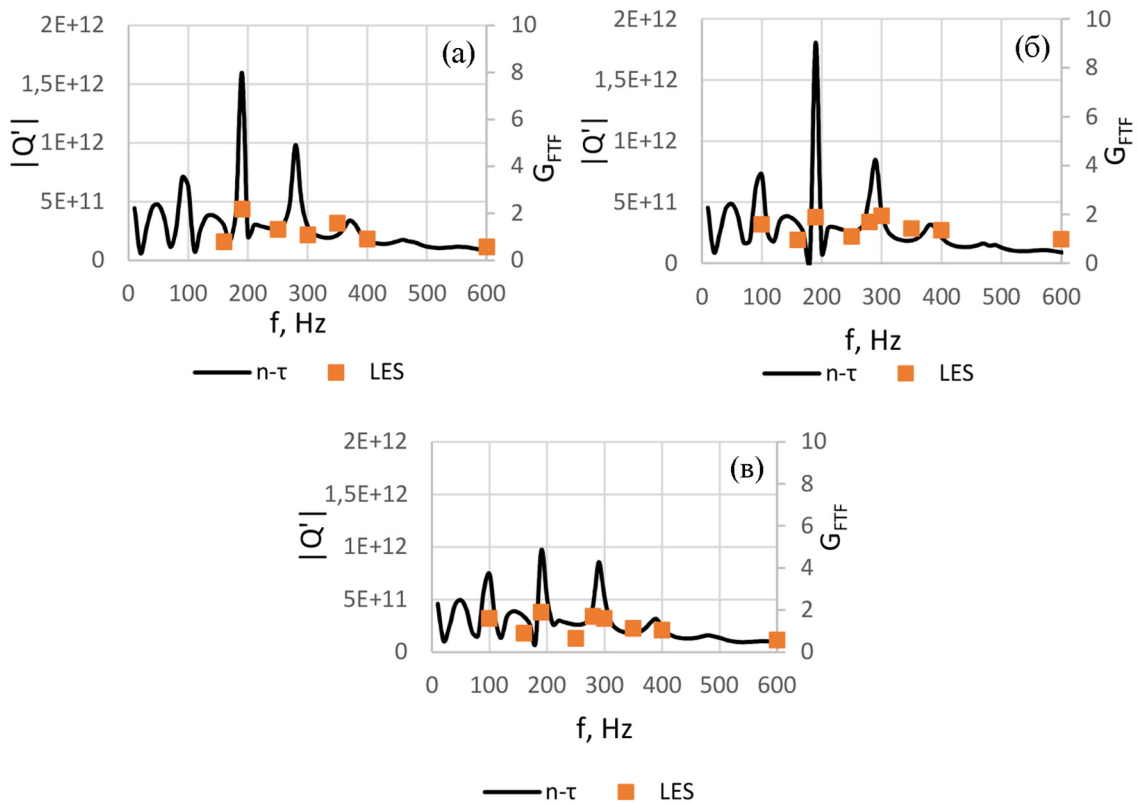


Рис. 6: Сравнение частотного отклика пульсаций тепловыделения, полученного по результатам акустического анализа с использованием модели $n-\tau$ со значениями параметра G_{FTF} , полученного в результате LES моделирования при различных значениях T_{vx} : (a) 300 K; (б) 400 K; (в) 500 K.

Заключение. Проведена валидация метода расчёта динамики пламени методом LES, получено хорошее согласование с экспериментальными данными. При исследовании влияния температуры воздуха на входе получено, что с увеличением температуры на входе пики амплитуд пульсаций давления смещаются вверх по частоте вследствие увеличения скорости звука. При анализе частотного отклика горелочного устройства получено, что основные пики пульсаций давления (выше 2% от среднего давления) приходятся на диапазон частот от 110 до 600 Гц. При анализе изменения значения интеграла Рэля для собственных частот получено, что для мод с частотами 100 и 200 Гц значение интеграла Рэля положительно, это означает что акустическая энергия в колебательном контуре на данных модах возрастает при активном пламени. Критерий Рэля для остальных мод имеет отрицательное значение, это означает, что акустическая энергия удаляется из колебательного контура на данных модах при активном пламени. При сравнении значений пульсаций тепловыделения, полученных при анализе акустического отклика с использованием модели n - τ и при моделировании отклика пламени с использованием подхода LES, получено, что тенденция к уменьшению пульсаций тепловыделения при достижении частоты 600 Гц присутствует при расчёте каждым из данных методов. В целом, расчётные данные качественно согласуются за исключением некоторых точек, рассогласование которых можно объяснить наличием механизмов демпфирования колебаний, присутствующих в LES (передача акустической энергии мелковихревым структурам, теплообмен, вязкость).

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 23-79-01100), <https://rscf.ru/project/23-79-01100/>.

Л И Т Е Р А Т У Р А

- [1] B. T. Zinn, T. C. Lieuwen, Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling **210**, 3 (2005). DOI: 10.2514/5.9781600866807.0003.0026.
- [2] С. С. Минаев, С. Н. Мокрин, В. В. Губернов, Краткие сообщения по физике ФИАН **50**(3), 23 (2023). DOI: 10.3103/s1068335623030077.
- [3] Э. О. Якупов, В. В. Губернов, А. А. Полежаев, Краткие сообщения по физике ФИАН **49**(10), 35 (2022). DOI: 10.3103/s1068335622100104.
- [4] Н. И. Гураков, О. В. Коломзаров, Д. В. Идрисов и др., Краткие сообщения по физике ФИАН **50**(10), 62 (2023). DOI: 10.3103/s1068335623040061.

- [5] С. С. Матвеев, Н. И. Гураков, Д. В. Идрисов и др., Краткие сообщения по физике ФИАН **51**(4), 44 (2024). DOI: 10.3103/S1068335624600980.
- [6] В. Б. Рауншенбах, *Вибрационное горение* (М., ГИФМЛ, 1961).
- [7] C. J. Goy, S. R. James, S. Rea, Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling **210**, 163 (2005).
- [8] Д. В. Скиба, Д. А. Максимов, Р. С. Кашапов, Т. С. Харисов, Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение **20**(4), 40 (2021). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-40-51.
- [9] Z. Yin, I. Adamovich, 49th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition. – 2011. – С. 1212. DOI: 10.2514/6.2011-1212.
- [10] T. C. Lieuwen, V. Yang (ed.), *Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005). DOI: 10.2514/4.866807.
- [11] M. Merk, C. Silva, W. Polifke, et al., Journal of Engineering for Gas Turbines and Power **141**(2), 1 (2019). DOI: 10.1115/1.4040731.
- [12] Y. Xia, D. Laera, A. S. Morgans, et al., Proceedings of the ASME Turbo Expo **4A-2018**, 1 (2018). DOI: doi.org/10.1115/GT2018-75146.
- [13] J. Kuhlmann, S. Marragou, I. Boxx, et al., Physics of Fluids **34**(8), 085125 (2022). DOI: 10.1063/5.0098962.
- [14] A. M. Garcia, S. Le Bras, J. Prager, et al., Physics of Fluids **34**(9), 095105 (2022). DOI: 10.1063/5.0098898.
- [15] A. Giauque, L. Selle, T. Poinso, et al., Journal of Turbulence, № 6 (21), 1 (2005). DOI: 10.1080/14685240512331391985.
- [16] T. Schuller, T. Poinso, S. Candel, Journal of Fluid Mechanics **894**, P1 (2020). DOI: 10.1017/jfm.2020.239.
- [17] X. Han, J. Li, A. S. Morgans, Combustion and Flame **162**(10), 3632 (2015). DOI: 10.1016/j.combustflame.2015.06.020.
- [18] K. Bengtsson, Thermoacoustic instabilities in a Gas Turbine Combustor, 2017.
- [19] T. Poinso, L. Selle, LES and acoustic analysis of combustion instabilities in gas turbine // Plenary Lectures ECCOMAS–Computational Combustion Symposium, Portugal, 2005.
- [20] V. Ceglie, M. Stefanizzi, T. Capurso, et al., Energies **16**(7), 3272 (2023). DOI: 10.3390/en16073272.

- [21] F. Nicoud, L. Benoit, C. Sensiau, et al., AIAA journal **45**(2), 425 (2007). DOI: doi.org/10.2514/1.24933.
- [22] T. Poinso, D. Veynante, *Theoretical and numerical combustion* (RT Edwards, Inc., 2005).
- [23] I. A. Zubrilin, N. I. Gurakov, R. A. Zubrilin, S. G. Matveev, Thermal Engineering **64**, 372 (2017). DOI: 10.1134/S0040601517050093.
- [24] J. A. Van Oijen, L. P. H. De Goey, Combustion science and technology **161**(1), 113 (2000). DOI: 10.1080/00102200008935814.
- [25] G. P. Smith, D. M. Golden, F. Frenklach, et al., Kinetic mechanism GRI 3.0. URL: <http://www.me.berkeley.edu/grimech/>.
- [26] R. Balachandran, B. O. Ayoola, C. F. Kaminski, et al., Combustion and Flame **143**(1-2), 37 (2005). DOI: 10.1016/j.combustflame.2005.04.009.

Поступила в редакцию 15 апреля 2025 г.

После доработки 29 августа 2025 г.

Принята к публикации 31 августа 2025 г.