

АКУСТИЧЕСКИЙ МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С МОДЕЛЬЮ АКТИВНОГО ПЛАМЕНИ

Кондратьев Д.Н.¹, Цатиашвили В.В.¹

¹ОДК-Авиадвигатель, г. Пермь, kondrtn@mail.ru

Ключевые слова: камера сгорания, вибрационное горение

Современные газотурбинные двигатели, благодаря своей высокой эффективности, большой тяге и относительно низким выбросам ВВ, используется в качестве основной силовой установки в современных самолетах различного назначения. В последние годы проводятся комплексные исследовательские работы по анализу структур потока, гидродинамической неустойчивости и вибрационного горения в КС газотурбинных двигателей, направленные на повышение устойчивости горения и дальнейшее снижение выбросов загрязняющих веществ [4].

Устранение вибрационного горения затруднено сложностью его обнаружения на ранних этапах разработки и испытаний КС, а также может требовать перепроектирования фронтального устройства или добавления акустических демпферов [1].

Объединение экспериментальных и численных методов на текущем уровне развития технологий позволяют предсказать возможность возникновения пульсаций на ранних этапах испытаний и проектирования без задействования ресурсозатратных и сложных в настройке нестационарных CFD методов. Такими методами могут быть как акустические сети низкого порядка [2], так и методы акустического модального анализа с учётом модели активного пламени [3].

Методы акустического модального анализа с учётом модели активного пламени были выбраны в качестве основных в данном исследовании в связи с непосредственным разрешением сложной геометрии, а также детальным учётом полей фоновых газодинамических параметров, влияющих на акустику и определяемых стационарным CFD моделированием в рамках разработки КС заранее. Данный тип анализа, основанный на нахождении собственных значений уравнения Гельмгольца в частотной области, показал точность определения собственных частот без учёта активного пламени в районе 2% при сравнении с результатами испытаний.

Рассматривался режим земного малого газа, на котором в ходе испытаний полноразмерной камеры сгорания обнаруживались пульсации давления.

В отличие от модельных камер сгорания лабораторного масштаба для исследуемой камеры сгорания авиационного двигателя не известна передаточная функция пламени FTF, обычно используемой в качестве модели активного пламени и измеряемой на препарированном микрофонами одnogорелочном испытательном отсеке с оптическим доступом и системами генерации звука [4]. В связи с этим возникла необходимость оценки коэффициентов n - τ модели FTF, в особенности временную задержку отклика тепловыделения на пульсации акустической скорости перед горелкой τ .

Для оценки задержки был использован подход, изначально предложенный для камер сгорания на газообразном топливе [5], в котором осредняется время конвекции от выделенной в потоке условной границы до фронта пламени с весами тепловыделения. Однако был обнаружен высокий разброс значений, превышающий 50%. В связи с этим акустический модальный анализ производился для целого диапазона задержек τ от 2 до 10 мс с шагом 1 мс и коэффициентов усиления n от 10^{-2} до 0,4 с логарифмическим шагом, что соответствует временам пребывания в ЖТ.

Результаты моделирования представлены на рисунке 1, в виде графика мнимой части собственной частоты, ответственной за рост уровня пульсаций, от действительной части собственной частоты, соответствующей физической частоте пульсаций.

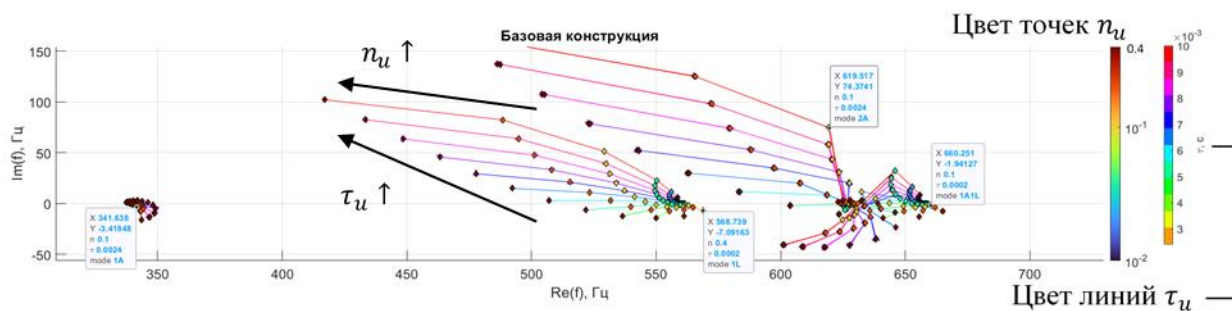


Рис. 1 – Зависимости стабильности от задержки τ и коэффициента усиления n

При мнимой части собственной частоты больше нуля, возможно возникновение пульсаций давления, однако ввиду линеаризованной постановки и отсутствия демпфирования это не является достаточным условием. Имеются нелинейные зависимости как действительной, так и мнимой части частоты от задержки τ и коэффициента усиления n .

Для форм 1A и 1L, не обнаруживаемых на испытаниях, по результатам расчётов возможно вибрационное горение в широком диапазоне задержек. Форма 1A оказывается стабильна в диапазоне задержек, соответствующих неустойчивости для форм 1L, 2A и 1A1L.

Для форм 1A1L, обнаруживаемых на испытаниях по результатам расчётов возможно вибрационное горение в широком диапазоне задержек.

При учёте коэффициента демпфирования системы и более детального описания модели пламени посредством передаточной функции, зависящей не только от частоты, но и от уровня пульсаций имеется потенциал нахождения уровня пульсаций через линеаризованную постановку, как показали исследования модельной камеры сгорания [6].

Таким образом результаты проведённого исследования согласуются с результатами испытаний в части форм и частот колебаний, однако для оценки мероприятий по снижению уровня пульсаций имеется необходимость дальнейшего уточнения модели активного пламени либо обеспечения их эффективности в широком диапазоне задержек.

Список литературы

1. Poinso, T. Theoretical and Numerical Combustion / T. Poinso, D. Veynante. – 3-е изд. – Филадельфия: Edwards, 2012. – 603 с.
2. Magina N. An analytical-empirical approach to model liquid fuel combustion dynamics / N. Magina, F. Han, J. Samarasinghe, K. Venkatesan // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 13–17, 2022, Rotterdam, Netherlands. – New York: ASME, 2022. – Vol. 3A: Combustion, Fuels, and Emissions. – C. GT2022-81745.
3. Nicoud F. Acoustic modes in combustors with complex impedances and multidimensional active flames / F. Nicoud, L. Benoit, C. Sensiau, T. Poinso // AIAA Journal. – 2007. – Vol. 45, no. 2. – C. 426-441.
4. Aimee S. Morgans Thermoacoustic instability in Combustors / A. S. Morgans, D. Yang – Annual review of Fluid Mechanics. – 2025. – № 57, – p. 9-33. Laera D. Flame Describing Function analysis of spinning and standing modes in an annular combustor and comparison with experiments / D. Laera, T. Schuller, K. Prieur, D. Durox, S. M. Camporeale, S. Candel // Combustion and Flame. – 2017. – Vol. 184. – C. 136-152.
5. Campa, G. Prediction of the Thermoacoustic Combustion Instabilities in Practical Annular Combustors / G. Campa, S. M. Camporeale. // J. Eng. Gas Turbines Power. – 2014. – № 136(9). – GTP-12-1489.
6. Laera D. Flame Describing Function analysis of spinning and standing modes in an annular combustor and comparison with experiments / D. Laera, T. Schuller, K. Prieur, D. Durox, S. M. Camporeale, S. Candel // Combustion and Flame. – 2017. – Vol. 184. – C. 136-152.

Сведения об авторах

Цатиашвили Вахтанг Валерьевич – к.т.н., начальник отдела по расчетным работам по камерам сгорания, ОДК-Авиадвигатель (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 93).

Кондратьев Дмитрий Николаевич – инженер-конструктор-расчётчик, ОДК-Авиадвигатель (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 93, e-mail: kondrzn@mail.ru).

ACOUSTIC MODAL ANALYSIS OF THE COMBUSTION CHAMBER OF AN AIRCRAFT ENGINE WITH AN ACTIVE FLAME MODEL

D.N. Kondratev, V.V. Tsatiashvili

JSC «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia, kondrzn@mail.ru

Keywords: combustion chamber, thermoacoustic instability combustion

The results of parametric acoustic modal analysis of the thermoacoustic instability of combustion of a whole annular combustion chamber were presented. The dependence of stability on the n -tau coefficients of the active flame model for an aircraft combustion chamber is found. A wide range of delays was found for the n -tau model of active flame, corresponding to combustion instability.