

УДК 621.43.055:621.458.081

В.П. ГЕРАСИМЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ПРОБЛЕМЫ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД**

Выполнен анализ условий срыва пламени углеводородных топлив и возникновения вибрационного горения в малоэмиссионных камерах сгорания газотурбинных двигателей.

газотурбинный двигатель, камера сгорания, срыв пламени, вибрационное горение, устойчивость

Введение

Глобальное потепление климата – серьезная проблема энергетики, неотъемлемой составляющей которой является снижение вредных выбросов при использовании химических источников энергии.

Формулирование проблемы. Создание малоэмиссионных камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) – одна из задач этой проблемы. Ее решают разработкой многозонных КС, впрыском воды или пара в зону горения (ЗГ), применением добавок H_2 или других компонент топлива, и т.д. [1]. При этом снижаются практически все вредные выбросы: CO , C_nH_m , NO_x . Для уменьшения NO_x ограничивают также температуру в ЗГ $T_{зг} \leq 1800$ К увеличением коэффициента избытка воздуха $\alpha_{зг} = 1,7 \dots 2,0$, что может привести к "бедному" срыву пламени и в итоге – к вибрационному горению [2, 3]. Устойчивость горения зависит, кроме того, от способа его стабилизации, вида топлива [4 – 9] и других факторов.

Цель статьи – анализ неустойчивости горения углеводородных топлив в малоэмиссионных КС ГТД.

Решение проблемы

Существуют различные критерии срыва пламени [4 – 7], которые зависят от способа его стабилизации, интенсивности турбулентности, вида топлива, давления в КС, температуры и степени неоднород-

ности топливо-воздушной смеси (ТВС). Теоретической основой их получения используют модель реактора [6, 7] или процесса воспламенения [8], методы теории подобия или принцип Ле-Шателье [9]. Эти критерии часто сводят к предельному значению α или его эмпирической зависимости [9], в том числе от T .

Температура пламени при стехиометрическом горении углеводородных топлив C_nH_m при $\eta_c \rightarrow 1$ зависит от структуры топлива из-за теплоты сгорания H_u и теплоемкости C_p продуктов сгорания. Фактическая температура в ЗГ ниже адиабатической из-за теплообмена излучением и конвекцией, а также диссоциации продуктов сгорания, так как CO_2 и H_2O при таких температурах нестабильны и частично разлагаются на более простые молекулы, атомы и радикалы: CO , H_2 , O , H , OH . Диссоциация понижает полноту сгорания топлива η_c .

Температура, соответствующая "бедному" и "богатому" пределу распространения пламени, примерно одинаковая и существенно ниже стехиометрической. При этом, чем больше содержание в топливе H_2 , тем ниже эта температура [4]. Более летучие топлива имеют уже пределы срыва пламени по α [7]. Увеличение степени неомогенности ТВС в ЗГ способствует расширению диапазона устойчивого горения из-за наличия локальных зон с лучшими по стабилизации пламени составами смеси (рис. 1) [7]. Но с

увеличением α максимальная скорость потока W , при которой происходит срыв пламени, понижается.

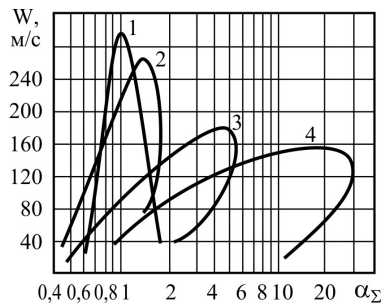


Рис. 1. Характеристики срыва пламени керасино-воздушной смеси (1 – гомогенная смесь; 2 – подача топлива пневмофорсункой; 3, 4 – неоднородные по составу и фазе смеси)

Срыв пламени, согласно большинству теорий (тепловой, контактной, гомогенного реактора и т.п.), объясняют превышением скорости теплоотвода при воспламенении свежей ТВС над скоростью теплоподвода. Добавим, что максимум W , расхода воздуха G_6 или параметра химической нагрузки G_6/Vp^2 [6] при срыве пламени на характеристике его стабилизации в зависимости от относительного расхода топлива $q_m = 1/\alpha L_0$ или α совпадает с минимумом энергии воспламенения ($E_{\min} \sim p^{-2}$). Причем, положение экстремумов на этих срывных характеристиках обычно соответствует стехиометрической ТВС и не зависит практически от давления p . Общий вид характеристики КС по устойчивости горения показан на рис. 2.

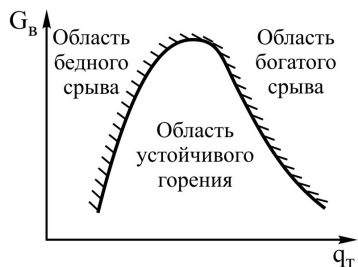


Рис. 2. Типичная характеристика стабилизации пламени КС ГТД

Используя уравнение материального баланса [6]:

$$G_6 \eta_z / \alpha = C_{cf} V T^{0.5} \exp(-E/RT) \rho^a X_m^b X_o^{a-b}, \quad (1)$$

где C_{cf} – константа скорости реакции в коэффици-

енте Аррениуса $k_f = C_{cf} T^{0.5} \exp(-E/RT)$; V – объем зоны горения; $T = T_{32}$; ρ – плотность продуктов горения ($\rho = p/RT$); X_m и X_o – концентрации топлива и кислорода в продуктах сгорания; a – порядок реакции; b – показатель степени, и определив X_m и X_o по модели "суммарной реакции" при горении "бедной" ($\alpha > 1,0$) топливо-воздушной смеси с учетом недогорания топлива ($1 - \eta_z$):

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\alpha} C_n H_m + \left(n + \frac{m}{4} \right) \left[O_2 + \left(\frac{1}{K_0} - 1 \right) N_2 \right] = \\ & = \frac{\eta_z}{\alpha} \left(n CO_2 + \frac{m}{2} H_2 O \right) + \frac{(1 - \eta_z)}{\alpha} C_n H_m + \\ & + \left(n + \frac{m}{4} \right) \left[\left(1 - \frac{\eta_z}{\alpha} \right) O_2 + \left(\frac{1}{K_0} - 1 \right) N_2 \right], \end{aligned} \quad (2)$$

где $K_0 = 0,209$ и $(1 - K_0) = 0,791$ – объемные доли O_2 и N_2 в воздухе; $\frac{1}{K_0} \left(n + \frac{m}{4} \right) = L_0$ – объемный стехиометрический коэффициент,

$$X_m = \frac{(1 - \eta_z) / \alpha}{L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1) \eta_z / \alpha}; \quad (3)$$

$$X_o = \frac{(n + m/4)(1 - \eta_z / \alpha)}{L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1) \eta_z / \alpha}, \quad (4)$$

получим зависимость, позволяющую анализировать условия устойчивости горения по срыву пламени:

$$\begin{aligned} \frac{G_6}{Vp^2} &= \frac{C_{cf}}{R^2 T^{1.5} \exp(E/RT)} \times \\ & \times \frac{(n + m/4) \cdot (1 - \eta_z)(1 - \eta_z / \alpha)}{[L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1) \eta_z / \alpha]^2 \eta_z}. \end{aligned} \quad (5)$$

Второй сомножитель правой части здесь определяется видом топлива и изменяется мало по мере выгорания топлива в ЗГ. Поэтому зависимость (5) запишем

$$\frac{G_6}{Vp^2} \square \frac{1}{T^{1.5} \exp(E/RT)} \cdot \frac{(1 - \eta_z)(1 - \eta_z / \alpha)}{\eta_z}. \quad (6)$$

Подобные выражения при горении метана и керосина приведены в работе [5, 6].

Левые части в этих выражениях характеризуют скорость теплоотвода и представляют собой линию нагрузки 1 (рис. 3). Правая же часть определяет ско-

рость теплоподвода 2 за счет тепловыделения при горении в зависимости от η_2 . Пересечение этих двух линий 1 и 2 является рабочей точкой 3 и определяет устойчивое горение. Увеличение скорости теплоотвода, например, за счет расхода воздуха G_0 приближает линию 1 к ее предельному наклону 4, при котором произойдет срыв пламени.

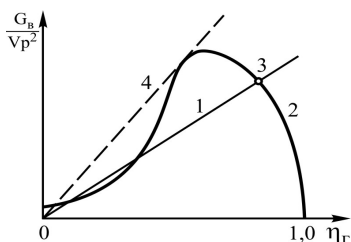


Рис. 3. Характеристики горения и срыва пламени

Срыв пламени, аналогично анализу [10], характеризует статическую неустойчивость в КС. Тогда как вибрационное горение возникает в результате нарушения динамической устойчивости [2, 3]. Так, например, вибрационное горение в ГТД [1 – 3] с частотами $f = 400 \dots 500$ Гц имеет акустическую природу. А именно: собственная частота столба газа в трубе с одним закрытым и одним открытым концом, в длине l которой помещается четверть длины звуковой волны, равна $f = Na/4l$, где $N = 1, 3, 5 \dots$ – номер моды акустических колебаний; $a = \sqrt{kRT}$ – скорость звука. Т.е. можно оценить частоту колебаний первой гармоники (основного тона) $f = \sqrt{kRT}/4l$. При температуре горения бедной метано-воздушной смеси $T_{32} \cong 1800$ К, постоянных газа $R = 290$ Дж/кг·К и $k = 1,33$ и длине жаровой трубы $l = 0,44$ м получим $f = 473$ Гц (ГТД ДН–80 [3]). Согласно теории Рэлея акустические колебания поддерживаются, если максимум тепла сообщается колеблющемуся газу в момент его максимального сжатия.

Заключение

Таким образом, определены условия срыва пламени бедных топливо-воздушных смесей в зависимости от структуры углеводородного топлива.

Литература

1. Экологические характеристики и конструктивные особенности камер сгорания с диффузионным горением / Е.В. Коротич, В.Е. Спицын, Б.В. Исаков, В.В. Романов [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: www.ciam.ru/conf/lemision/doc/16.doc.
2. Герасименко В.П., Налесный Н.Б. Вибрационное горение в камерах сгорания ГТД // Вестник Нац. техн. ун-та "ХПИ". – Х.: НТУ "ХПИ", 2006. – № 5. – С. 53-58.
3. Герасименко В.П., Налесный Н.Б. Механизмы вибрационного горения в камерах сгорания ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 3 (29). – С. 48-52.
4. Ведешкин Г.К., Марков Ф.Г., Свердлов Е.Д. Сравнительные характеристики факельной и газодинамической стабилизации горения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2001. – Вип. 26. – С. 42-45.
5. Герасименко В.П. О неустойчивости горения в камерах сгорания ГТД // Вестник Нац. техн. ун-та "ХПИ". – 2007. – № 2. – С. 83-85.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
7. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет. – Казань: КГТУ, 2004. – 220 с.
8. Влияние вида топлива на дымление и характеристики бедного срыва пламени двигателя РТ6А-65 / Сампат, Грэттон, Кретчмер, Оджерс // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1986. – № 1. – С. 113-120.
9. Оджерс, Кретчмер, Холпин. Бедные пределы срыва пламени в однородных газовых смесях // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1985. – № 1. – С. 9-17.
10. Герасименко В.П. К повышению устойчивости газовых систем с компрессором // Авиационно-космическая техника и технология: 3б. науч. прац. – Х.: ХАИ, 2001. – Вип. 23. – С. 45.

Поступила в редакцию 26.03.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.