

УДК 621.45.034: 621.452.3

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РЕГУЛИРУЕМОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ОСНОВНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ МНОГОРЕЖИМНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т.В. ГРАСЬКО, С.А. МАЯЦКИЙ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.

Статья посвящена выбору и обоснованию закона управления, формированию облика системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя маневренного летательного аппарата с целью обеспечения устойчивой и эффективной работы основной камеры сгорания в широком эксплуатационном диапазоне.

Ключевые слова: высокотемпературная основная камера сгорания, система автоматического управления, многорежимный газотурбинный двигатель.

Введение

При проектировании и создании авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) производится расчет параметров и характеристик двигателя на каждом режиме в соответствии с номенклатурой режимов работы ГТД [1]. Но, как правило, один из режимов, соответствующий конкретным (заданным) условиям полета, принимается за расчетный. В соответствии с этим, расчетным режимом называют такой режим, для которого при заданных условиях полета выбраны параметры рабочего процесса [2].

При проектировании основных камер сгорания (ОКС) за расчетный режим принимают параметры крейсерского режима длительной работы. В расчетных условиях в зоне горения (реакторной зоне) обеспечивается высокое качество подготовки топливовоздушной смеси и ее оптимальный состав $\alpha_{p3} = 0,98$. Благодаря этому процесс сгорания смеси практически полностью завершается в этой зоне и обеспечивается высокий коэффициент полноты сгорания $\eta_r = 0,98 - 0,996$.

При отклонении суммарного коэффициента избытка воздуха α_Σ от расчетного α_p коэффициент η_r уменьшается, особенно при $\alpha_\Sigma < 2$. При снижении коэффициента α_Σ (увеличении режима работы двигателя) смесь в реакторной зоне становится переобогащенной топливом – богатой $\alpha_{p3} < 1$. Поэтому из-за недостатка кислорода она не может полностью сгореть в этой зоне и выносится в зону смешения. Происходит охлаждение из-за интенсивного подвода воздуха «смешения», и горение прекращается. В результате величина η_r снижается.

Таким образом, существует минимальное значение коэффициента избытка воздуха α_{\min} , при котором происходит богатый срыв пламени, как показано на рис. 1.

При сбросе газа происходит увеличение суммарного коэффициента избытка воздуха α_Σ , при этом топливовоздушная смесь в зоне горения обедняется ($\alpha_{p3} \gg 1$).

Температура в реакторной зоне T_{p3}^* в этом случае, как и в предыдущем, уменьшается, как показано на рис. 2.

Вследствие этого снижается скорость химических реакций, смесь не успевает полностью сгореть в реакторной зоне и выносится в зону смешения, где еще больше охлаждается, и горение прекращается.

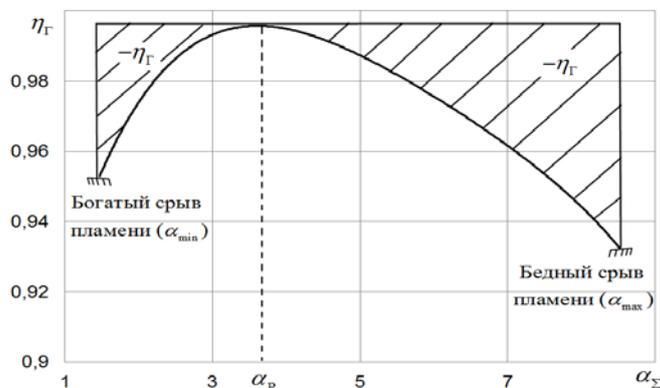


Рис. 1. Зависимость η_G от α_Σ

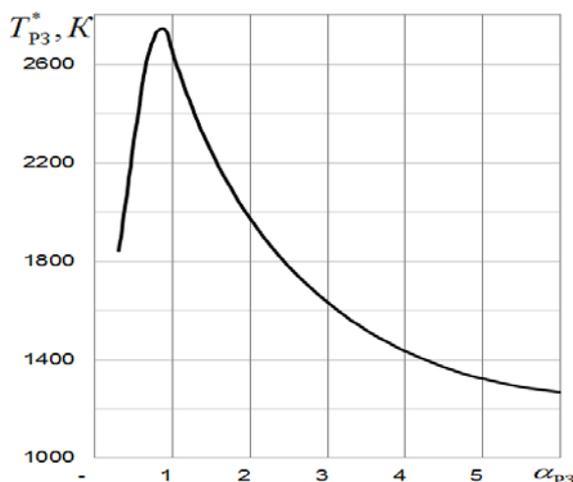


Рис. 2. Зависимость T_{p3}^* от α_{p3}

В результате происходит снижение η_G . Количество теплоты, которое подводится к топливовоздушной смеси от зоны обратных токов при достижении максимального значения коэффициента избытка воздуха α_{max} , оказывается недостаточным для ее воспламенения. Происходит бедный срыв пламени, как показано на рис. 1 [3].

Известно, что данный недостаток присущ камерам сгорания «классической» схемы, не имеющим элементов регулирования состава топливовоздушной смеси, что определяет снижение удельного расхода топлива на нерасчетных режимах.

Постановка задачи

Поскольку зависимость $\eta_G = f(\alpha_\Sigma)$ имеет только одно оптимальное значение коэффициента полноты сгорания $\eta_G = 0,998$, а ГТД маневренного летательного аппарата (ЛА) является многорежимным устройством, т.е. силовой установкой, спектр эксплуатационных режимов которой определяется широкой номенклатурой [1], то актуальной становится задача по расширению диапазона устойчивой и эффективной работы ОКС.

На рис. 3 представлен анализ статистической информации времени работы T газотурбинных двигателей самолетов МиГ-29 и Ил-76 на режимах, соответствующих

следующим этапам полета: взлет, набор высоты, выполнение задания, снижение и посадка. Из гистограммы видно, что ГТД рассматриваемых ЛА являются многорежимными, но в большей степени свойство многорежимности присуще для фронтового истребителя МиГ-29, который в полете должен иметь возможность выполнять широкий круг задач [2].

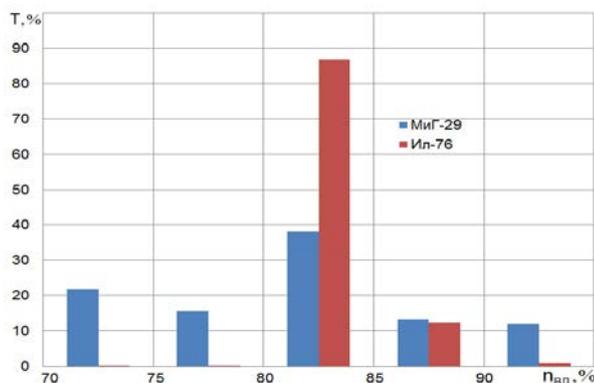


Рис. 3. Зависимость времени работы ГТД на различных частотах вращения ротора высокого давления

Еще одним фактором, характеризующим актуальность исследований в области управления рабочим процессом в ОКС, являются результаты экспериментальных данных, где рассматриваются процессы горения в модельных отсеках камер сгорания «классической» схемы на околостехиометрических режимах [4].

Показано, что для таких ОКС существует предельное значение α_{Σ} , при дальнейшем понижении которого повышение $\eta_{Г}$ практически невозможно. Подтверждается ограниченность в применении ОКС «классической» схемы для перспективных ГТД.

Камеры сгорания, в которых реализуются близкие к стехиометрическим значения коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне во всем эксплуатационном диапазоне, основанные на новом способе организации горения топливовоздушной смеси, будем называть высокотемпературными основными камерами сгорания (ВОКС).

Обоснование программы управления и формирование облика системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя

Рассматривается новый способ организации горения [5], в котором при изменении режима работы двигателя и условий полета ЛА происходит изменение соотношений расходов воздуха, поступающего в реакторную зону $G_{ВРЗ}$, и суммарного расхода воздуха $G_{В\Sigma}$ с целью поддержания близкого к стехиометрическому коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне $\alpha_{рз}$ для обеспечения высокой полноты сгорания топлива.

При этом обеспечивается такая температура газа перед турбиной, которая достаточна и необходима для обеспечения заданного профиля тяги и сохранения прочностных характеристик турбины посредством вторичного расхода воздуха в зоне смешения.

Для формирования закона управления регулируемой ВОКС введем понятие относительного расхода воздуха через реакторную зону $m_{КС}$, которым будем считать параметр, характеризующий соотношение расходов воздуха, поступающего в реакторную зону $G_{ВРЗ}$, где происходит процесс сжигания топливовоздушной смеси в зависимости от режимных параметров, к суммарному расходу воздуха $G_{В\Sigma}$ через ОКС. Изменение $m_{КС}$ и положения

регулируемых элементов позволяет в широких пределах изменять рабочие параметры ВОКС и тем самым обеспечивает наибольшую эффективность рабочего процесса.

Закон управления геометрией реакторной зоны формируется относительно поддержания близкого к стехиометрическому коэффициенту избытка воздуха в реакторной зоне $\alpha_{p3}=0,98$, который рассчитывается по формуле (1) [3]

$$\alpha_{p3} = \frac{G_{BP3}}{G_T L_0}, \quad (1)$$

где G_T – расход топлива в основной камере сгорания; L_0 – стехиометрический коэффициент, равный 14,929.

Расход воздуха через камеру сгорания $G_{B\Sigma}$ и реакторную зону горения G_{BP3} находится относительно параметров потока на входе в камеру сгорания и реакторную зону горения

$$G_{BP3} = m \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} F_{p3} q(\lambda_k); \quad (2)$$

$$G_{B\Sigma} = m \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} F_{\Sigma} q(\lambda_k), \quad (3)$$

где m – коэффициент, учитывающий физические свойства газа 0,0404; $q(\lambda_k)$ – относительная плотность тока; T_k^* , p_k^* – температура и давление на входе в КС.

Из уравнения (2) с учетом (1) выразим площадь реакторной зоны F_{p3} , потребную для обеспечения оптимального состава топливовоздушной смеси в реакторной зоне горения с точки зрения поддержания $\alpha_{p3}=0,98$

$$F_{p3} = \frac{\alpha_{p3} L_0 \sqrt{T_k^*} G_T}{m q(\lambda_k) p_k^*}. \quad (4)$$

Поскольку в рассматриваемом способе сжигания топлива его подача осуществляется струйными форсунками, расход топлива будет определяться по формуле (5) [6]

$$G_T = 35,1 \mu d_c^2 (\rho_T \Delta p_T)^{0,5}, \quad (5)$$

где μ – коэффициент расхода топлива; d_c – диаметр сопла форсунки; ρ_T – плотность топлива 775 кг/м³; Δp_T – перепад давления на форсунке.

С учетом (5) выражение (4) примет вид

$$F_{p3} = \frac{\alpha_{p3} (35,1 \mu d_c^2 (\rho_T \Delta p_T)^{0,5}) L_0 \sqrt{T_k^*}}{m q(\lambda_k) p_k^*}. \quad (6)$$

Используя математическую модель ГТД РД-33, определим значения параметров, входящих в формулу (6), в диапазоне высот $H=0-11000$ м и скоростей $M=0,5-2,3$.

Итогом решения выражения (6) стали зависимости, изображенные на рис. 4.

К особенностям протекания процессов, изображенных на рис. 4а, б, следует отнести следующее. При переходе от минимальных режимов работы двигателя на повышенные при постоянной скорости и увеличении высоты полета необходимо увеличение площади реакторной зоны ВОКС, что связано с теплофизическими свойствами воздуха при изменении высоты полета, а именно понижением плотности, давления и температуры атмосферного воздуха (рис. 4а).

При постоянной высоте и увеличении скорости полета потребная площадь реакторной зоны уменьшается, тем самым перераспределяется расход воздуха в пользу вторичного, что диктуется необходимостью стабилизации течения при увеличении скорости на входе в ВОКС (рис. 4б).

Следует отметить, что в обоих случаях видна тенденция к увеличению площади реакторной зоны при переводе от пониженных режимов работы ГТД на повышенные.

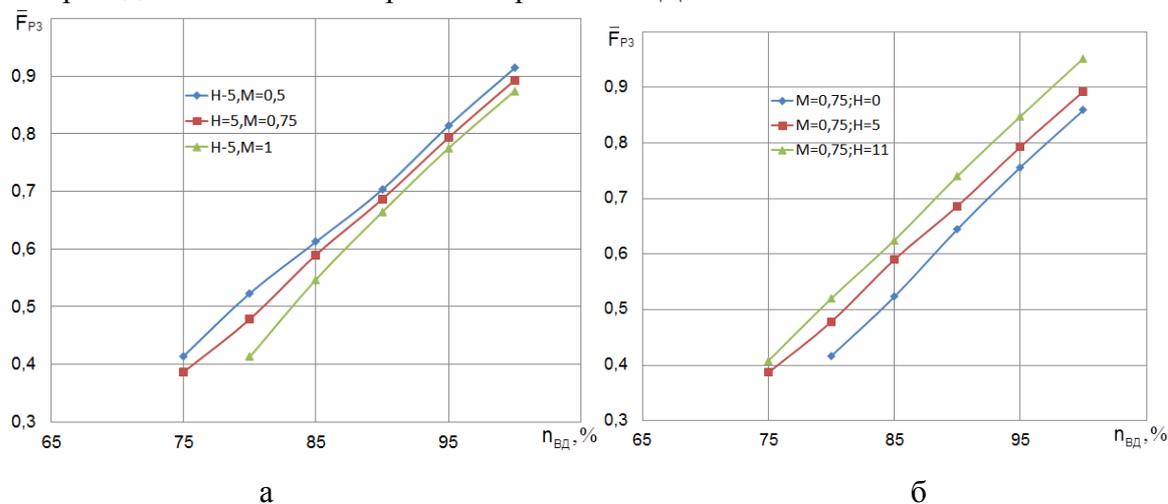


Рис. 4. Изменение F_{P3} при: а - $H=\text{const}$, $M=\text{var}$; б - $M=\text{const}$, $H=\text{var}$

Анализ полученных зависимостей предполагает рассматривать ГТД как объект управления, в котором число его регулируемых параметров заметно превышает число регулирующих факторов, что в значительной степени определяет специфику построения системы автоматического управления (САУ) ГТД.

В качестве управляемого параметра принимаем коэффициент избытка воздуха в реакторной зоне α_{P3} , а под управляющим фактором рассмотрим площадь реакторной зоны F_{P3} .

Таким образом, закон управления площадью реакторной зоны можно представить в виде выражения (7)

$$F_{P3} = f(T_K^*, p_K^*, q(\lambda_K), \alpha_{PVD}(G_T)). \quad (7)$$

Для реализации выбранного закона управления рассмотрим функциональные схемы систем автоматического управления регулируемой ВОКС, основанные на двух принципах: по отклонению управляемой величины и по возмущающему воздействию.

Преимущества и недостатки рассматриваемых САУ представлены в таблице.

Таблица

По отклонению управляемой величины (замкнутая)	По возмущающему воздействию (незамкнутая)
Преимущества	
Высокая точность	Высокое быстродействие
Недостатки	
Сложность замера истинного значения α_{P3} , склонность к колебаниям управляемой величины	Низкая точность поддержания управляемой величины

Исходя из таблицы, предпочтительней с точки зрения практической реализации является система управления площадью реакторной зоны, построенной на принципе по возмущающему воздействию.

Функциональная схема незамкнутой САУ F_{P3} представлена на рис. 5 и включает в себя программно-задающее устройство F_{P3} (ПЗУ F_{P3}); регулятор F_{P3} , состоящий из измерительного устройства (ИЗУ), усилительного устройства (УсУст), корректирующего устройства (КорУст),

исполнительного устройства (ИспУст) в виде гидропривода двустороннего действия; регулирующий орган (РО) в виде подвижных элементов ОКС; объект управления (ГТД).

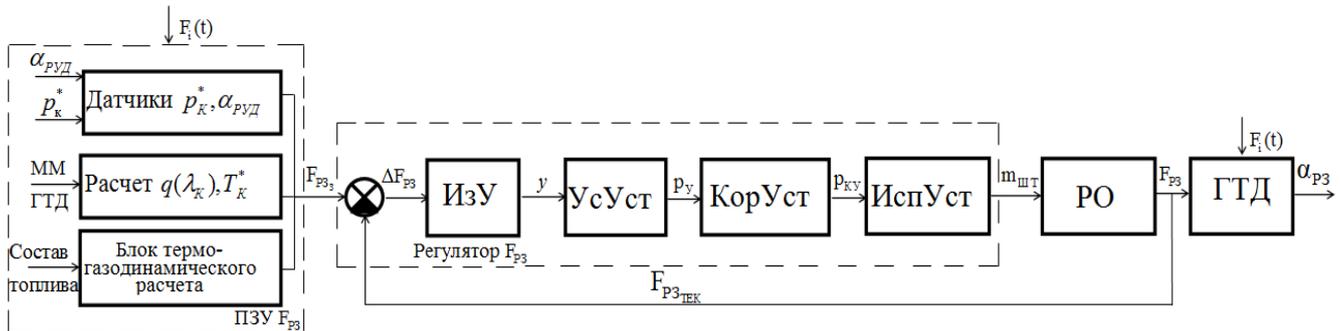


Рис. 5. Функциональная схема замкнутой САУ F_{p3}

Принцип построения САУ ВОКС по возмущению предусматривает выработку управляющего воздействия в виде передвижения штока $m_{шт}$ гидропривода двустороннего действия управления подвижными элементами регулирующего органа регулятором F_{p3} , на вход которого подается разностный сигнал текущего и задаваемого значения F_{p3} . Значение F_{p3} формируется в программно-задающем устройстве (ПЗУ), алгоритм работы которого представлен на рис. 6 и включает в себя:

- блок исходных данных, в котором измеряются режимные параметры – давление воздуха на входе в камеру сгорания p_k^* и расход топлива G_T по положению рычага управления двигателем $\alpha_{pуд}$. С помощью математической модели ГТД РД-33 (ММ ГТД) рассчитываются значения относительной плотности тока $q(\lambda_k)$ и температуры воздуха T_k^* на входе в ОКС. Согласно [7] определяются составы топлива $C_n H_n$ и окислителя $O_n H_n N_n$, стехиометрический коэффициент L_0 и действительный расход окислителя L на 1 кг топлива;

- блок параметрического расчета F_{p3} , в котором рассчитывается площадь реакторной зоны F_{p3} , расход воздуха $G_{вp3}$ через реакторную зону и коэффициент избытка воздуха в данной зоне α_{p3} ;

- блок термогазодинамического расчета F_{p3} , в котором производится расчет состава горючей смеси $C_{ГC}, H_{ГC}, O_{ГC}, N_{ГC}$ и продуктов сгорания $N_2, CO_2, CO, H_2O, H_2, O_2, OH, NO, H, O, N, HC$ в реакторной зоне. Связь η_Γ в камере сгорания с продуктами недожога может быть определена из выражения (8) для баланса тепла

$$G_T H_{U_T} \eta_\Gamma = G_T H_{U_T} - G_{CO} H_{U_{CO}} - G_{HC} H_{U_{HC}} - G_C H_{U_C}, \quad (8)$$

где G_T, G_{CO}, G_{HC}, G_C – массовые расходы топлива, монооксида углерода, углеводородов и углерода (сажа); $H_{U_T}, H_{U_{CO}}, H_{U_{HC}}, H_{U_C}$ – удельная теплота, выделяющаяся при сгорании данных компонентов.

Связь полноты сгорания топлива η_Γ с индексом эмиссии EI_{CO} и EI_{HC} с учетом численных значений теплоты сгорания компонентов принимает вид выражения

$$1 - \eta_\Gamma = (EI_{HC} + EI_{CO}) \cdot 10^{-3}. \quad (9)$$

Выразим η_Γ из уравнения (9), получим

$$\eta_\Gamma = 1 - (EI_{HC} + 0,232EI_{CO}) \cdot 10^{-3}. \quad (10)$$

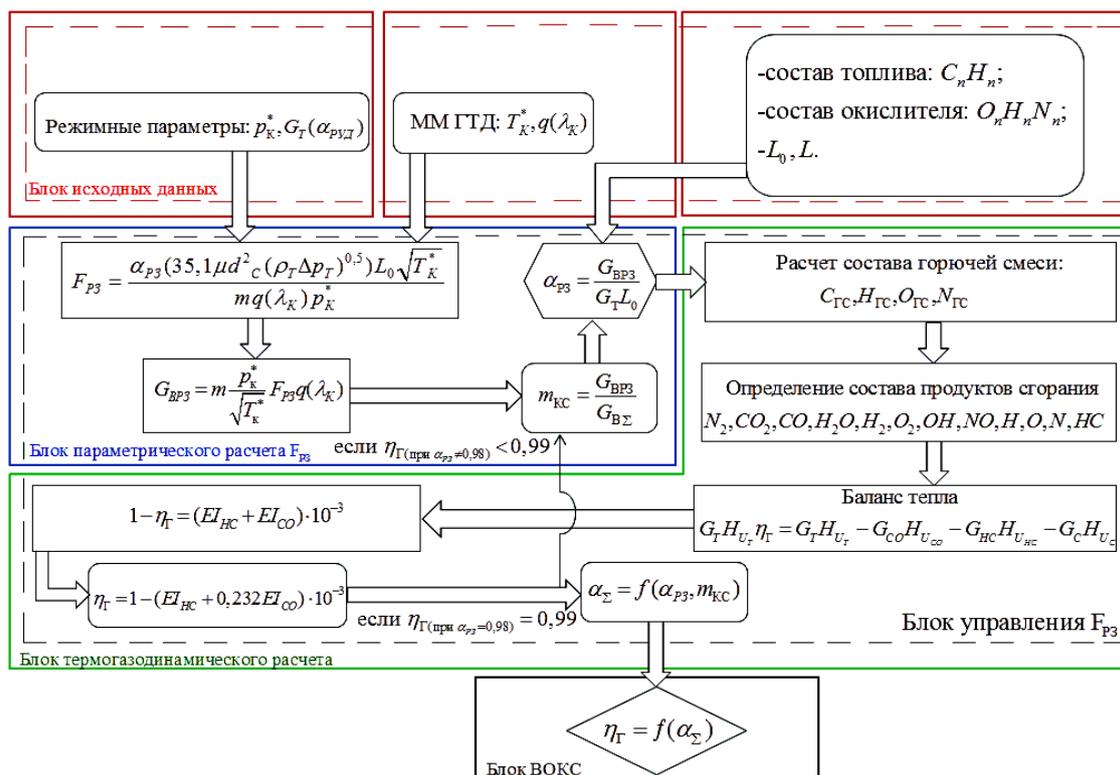


Рис. 6. Алгоритм работы программно-задающего устройства F_{p3}

Если значение $\eta_T = 0,99$ при $\alpha_{p3} = 0,98$, то расчет завершается получением функциональной зависимости $\alpha_{\Sigma} = f(\alpha_{p3}, m_{KC})$.

В случае если $\eta_T < 0,99$ при $\alpha_{p3} \neq 0,98$, то происходит изменение параметра m_{KC} и расчет повторяется по алгоритму, рассмотренному выше.

В блоке ВОКС вычисляется зависимость $\eta_T = f(\alpha_{\Sigma})$, значение которой описывает расширение диапазона устойчивой и эффективной работы камеры сгорания по богатому (α_{\min}) и бедному (α_{\max}) срыву пламени.

Таким образом, система существенно упрощается, однако точность поддержания уровня управляемого параметра снижается. Последнее является основным недостатком данной системы. Основное достоинство – время регулирования уменьшается на 10 - 20% по сравнению с системами, работающими на принципе отклонения. Это является следствием того, что система реагирует непосредственно на причину, которая вызывает изменение управляемого параметра, а не на следствие – само изменение управляемого параметра.

Заключение

1. Установлено, что для повышения устойчивой и эффективной работы камеры сгорания перспективного газотурбинного двигателя необходимо вводить в конструкцию камеры сгорания элементы регулирования, позволяющие в зависимости от режима работы двигателя и условий полета самолета воздействовать на процесс смесеобразования с целью поддержания близкого к стехиометрическому коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне для обеспечения высокой полноты сгорания топлива и расширения диапазона устойчивой работы ВОКС.

2. Обоснован закон управления регулируемой ВОКС, разработан алгоритм работы программно задающего устройства площадью реакторной зоны F_{P3} с учетом термогазодинамического расчета продуктов сгорания с целью расширения устойчивой и эффективной работы регулируемой высокотемпературной основной камеры сгорания перспективного газотурбинного двигателя.

3. Предложена функциональная схема системы автоматического управления регулируемой ВОКС, основанная на принципе компенсации возмущений.

4. В дальнейших исследованиях необходимо обосновать синтез системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя в составе пилотажного стенда маневренного летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 23851 - 79. Двигатели газотурбинные авиационные термины и определения. - Введ. 1980-07-01. - М.: Изд-во стандартов, 1980.
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей / под ред. Ю.Н. Нечаева. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. - Ч. 2.
3. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – Кн. 1: Анализ рабочего процесса, выбор параметров и проектирование проточной части. - Кн. 2: Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. - М.: Машиностроение, 2002.
4. Горение и газодинамика в авиационных двигателях: межвуз. сб. науч. тр. - Казань: КАИ им. А.Н. Туполева, 1990. - С. 51-55.
5. Пат. №2311589 Российская Федерация, МПК F 23 R 3/26. Камера сгорания газотурбинного двигателя / Маяцкий С.А., Переславцев А.В., Пронин А.Ю., Шапко И.В.; заявители и патентообладатели: Маяцкий С.А., Переславцев А.В., Пронин А.Ю., Шапко И.В. - заявл. 04.05.2006 г.; опубл. 27.11.2007 г. Бюл. № 33.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / пер. с англ. - М.: Мир, 1986.
7. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания. - Л.: ГЭИ, 1962.
8. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания / под ред. О.А. Рудакова. - СПб.: Наука, 2010.

AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR REGULATED HIGH TEMPERATURE MAIN COMBUSTION CHAMBER OF MANEUVERABLE AIRCRAFT MULTIMODE GAS TURBINE ENGINE

Gras'ko T.V., Mayatsky S.A.

The paper describes choosing and substantiating the control laws, forming the appearance the automatic control system for regulated high temperature main combustion chamber of maneuverable aircraft multimode gas turbine engine aimed at sustainable and effective functioning of main combustion chamber within a broad operation range.

Key words: high temperature main combustion chamber, automatic control system, multimode gas turbine engine.

Сведения об авторах

Грасько Тарас Васильевич, 1983 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (ВИ) (2005), адъюнкт кафедры авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор 20 научных работ, область научных интересов – разработка новых высокоэффективных способов сжигания топлива в высокотемпературных основных камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей.

Маяцкий Сергей Александрович, 1975 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (ВИ) (1998), кандидат технических наук, доцент, начальник факультета летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 150 научных работ, область научных интересов – разработка новых высокоэффективных способов сжигания топлива в высокотемпературных основных камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей.