

Особенности контроля программ самонастройки в процессе испытаний адаптивного регулятора ГТД

Кессельман М.Г.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: mgkesselman@ciam.ru

Рассмотрены особенности определения характеристик адаптивного регулятора ГТД – программ самонастройки с учетом зависимости их параметров от тестирующего сигнала. Предложена методика испытаний адаптивного регулятора в частотной области для проверки соответствия его программ самонастройки. Идентификация параметров математической модели программ самонастройки с применением цифрового корреляционного фильтра сигналов позволила получить устойчивые оценки параметров при наличии шумов измерений в процессе эксперимента. Для сокращения объема эксперимента и затрат на его проведение применено планирование эксперимента с применением D-оптимального плана. Эффективность предложенного подхода проверена при испытаниях демонстрационного образца адаптивного регулятора температуры газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, система автоматического управления, адаптивный регулятор, программа самонастройки, планирование эксперимента

Features of controlling self-tuning programs during testing of a GTE's adaptive controller

Kesselman M.G.

CIAM, Moscow

The features of determining a GTE's adaptive controller characteristics (self-tuning programs) are discussed, taking into account the dependence of their parameters on the testing signal. Organization of the adaptive controller testing in the frequency domain is proposed to verify the compliance of its self-tuning programs. It was possible to acquire stable estimates of the parameters during the experiment even with measurement noise using a digital correlation filter of signals to identify the parameters of self-tuning programs' mathematical models. D-optimal experimental design was applied to reduce the experiment volume and the costs of its implementation. The effectiveness of the proposed approach was verified by testing a demonstration sample of a gas turbine engine's adaptive temperature controller.

Keywords: gas turbine engine, automatic control system, adaptive controller, self-tuning program, design of an experiment

Введение

Для выполнения заданных требований по обеспечению устойчивости и качества процессов управления газотурбинными двигателями (ГТД) в современных системах автоматического управления (САУ) применяются адаптивные программы и алгоритмы регулирования, которые учитывают изменение статических и динамических характеристик двигателя в зависимости от внешних условий и режимов его работы [1; 2]. Это обеспечивает

адаптацию характеристик двигателя к изменению условий эксплуатации.

В САУ могут использоваться различные виды адаптации и способы их реализации. Например, в электронном регуляторе с изменением условий полета коррекция динамических параметров может выполняться по сигналу датчика давления воздуха на входе в двигатель. В агрегатах топливоподачи двигателя при изменении режима работы осуществляется изменение коэффициента усиления, реализуемое специальным профилиро-

ванием дозирующего крана. Применяются и более сложные схемы адаптации. К ним следует отнести применение программ самонастройки в контуре адаптации в канале регулирования температуры газа [3] и адаптацию к изменяющимся условиям эксплуатации регулятора состояний с применением нечеткой логики, позволяющего учитывать значения параметров в нескольких контурах при формировании управляющего воздействия на дозатор, подающий топливо в камеру сгорания ГТД, и заменить штатный селектор [4]. Наиболее многофакторной адаптацией является введение бортовой математической модели двигателя в состав электронного регулятора, что позволяет обеспечить интеллектуальное управление по неизмеряемым параметрам двигателя, парирование отказов датчиков, учет износа узлов и др. [5].

Вместе с тем при реализации алгоритмов адаптации и программ самонастройки в регуляторах САУ необходимо обеспечить достаточно точное их выполнение, так как возможные ошибки при реализации сложных математических зависимостей могут снизить эффективность применяемого метода.

Соответствие регуляторов САУ ГТД установленным требованиям проверяют при испытаниях, в которых оценка их действительных характеристик является задачей идентификации. Использование для ее решения известных методов [6; 7] в случае адаптивных регуляторов часто затрудняется следующими особенностями:

- у некоторых адаптивных регуляторов с изменением входного сигнала происходит изменение параметров, мгновенные значения которых подлежат оценке;

- оценку характеристик необходимо производить непосредственно в процессе эксперимента при наличии ошибок наблюдений;

- контроль адаптивных регуляторов сопряжен с трудоемкими испытаниями, и для сокращения затрат необходима оптимизация и планирование эксперимента.

В настоящей статье рассматривается определение программ самонастройки адаптивного регулятора ГТД в частотной области с учетом зависимости их параметров от тестирующего сигнала. Значения параметров программ определяют из экспериментальных амплитудно-частотных и фазочастотных характеристик регулятора. Для получения устойчивых оценок частотных характеристик по малым амплитудам колебаний при наличии шумов измерений применена цифровая обработка сигналов с помощью цифрового корреляционного фильтра.

Для проверки соответствия требованиям технического задания программы самонастройки регулятора, полученные в результате испытаний, представляются в виде линейных регрессионных моделей. Параметры моделей вычисляются по специальным формулам, полученным с помощью метода наименьших квадратов

(МНК) с учетом выполненной линеаризации программ и переменной дисперсии наблюдений.

Для сокращения объема эксперимента и затрат на его проведение применено планирование эксперимента с использованием критерия D-оптимальности.

Эффективность предложенного подхода проверена при испытаниях демонстрационного образца адаптивного регулятора температуры газа ГТД.

Идентификация программ самонастройки в частотной области

Одним из наиболее эффективных методов, позволяющих определить статические и динамические характеристики обычных регуляторов, является идентификация параметров их математических моделей во временной области [6; 7]. Для этого в процессе испытаний на вход регулятора подается сигнал, уровень которого изменяется по определенному закону во времени, с регистрацией отклика на выходе.

Организация таких испытаний требует минимальных аппаратных и временных затрат, а изменение измеряемых параметров в широком диапазоне позволяет обеспечить необходимое для точности отношение сигнал/шум. Однако при изменении в широком диапазоне входного сигнала в адаптивном канале регулятора часто происходит изменение его основных параметров – коэффициента усиления и постоянных времени, что приводит к ошибке в определении характеристик в эксперименте.

Целесообразность предлагаемой организации испытаний в частотной области по определению характеристик адаптивного регулятора обусловлена тем, что оценку статических и динамических характеристик можно осуществить при малых амплитудах (A_x) изменения входного сигнала $x(t) = x_0 + A_x \sin(2\pi ft + \varphi_x)$ относительно постоянного значения (x_0), которым будет соответствовать малое изменение параметра адаптации (Δz) относительно постоянного значения (z_0). Регистрация и дальнейшая обработка выходного сигнала $y(t) = y_0 + A_y \sin(2\pi ft + \varphi_y)$ позволяет определить частотные характеристики регулятора для фиксированного значения z_0 . При различных значениях x_0 могут быть получены частотные характеристики для различных значений z_0 .

Рассмотрим определение амплитудной $A_p(f) = A_y(f)/A_x(f)$ и фазовой $\varphi_p(f) = \varphi_y - \varphi_x$ частотных характеристик регулятора в процессе испытаний методом гармонического анализа [8]. Значения амплитуды (A) и фазы (φ) сигналов на частоте f определяются с помощью первых коэффициентов P и Q разложения функций $x(t)$ и $y(t)$ в ряд Фурье на отрезке времени от 0 до $T = 1/2\pi f$:

$$A^2 = P^2 + Q^2, \\ \varphi = \arctg(Q/P). \quad (1)$$

Коэффициенты P и Q вычисляются по формулам Эйлера – Фурье, которые для сигнала $y(t)$ имеют вид

$$\begin{cases} P = \frac{1}{\pi n} \int_0^{2\pi n} y(t) \cos 2\pi f t dt \\ Q = \frac{1}{\pi n} \int_0^{2\pi n} y(t) \sin 2\pi f t dt \end{cases}, \quad (2)$$

где n – число периодов.

Правая часть соотношения (2) представляет собой цифровой корреляционный фильтр с импульсной характеристикой, которая для P имеет вид $h_{\Phi}^P = -(2/nT) \times \sin(2\pi f t)$ [9]. Применяв преобразование Фурье к h_{Φ}^P , можно получить амплитудно-частотную характеристику фильтра:

$$A_{\Phi}^P(f) = \frac{\left| \frac{2}{n\pi} \sin\left(\frac{n\pi f}{f_1}\right) \right|}{1 - (f/f_1)^2}, \quad (3)$$

где f_1 – частота первой гармоники входного сигнала $x(t)$.

Вид $A_{\Phi}^P(f)$ для различных значений n приведен на рис. 1. Фильтр оставляет без изменения амплитуду (A_y) выходного сигнала с частотой $f = f_1$ и подавляет составляющие других частот. При увеличении времени наблюдений $T = 2\pi n$ характеристика избирательности фильтра может стать сколь угодно острой, что позволяет получить устойчивые оценки частотных характеристик при наличии шумов наблюдений и некратных гармоник в выходном сигнале $y(t)$.

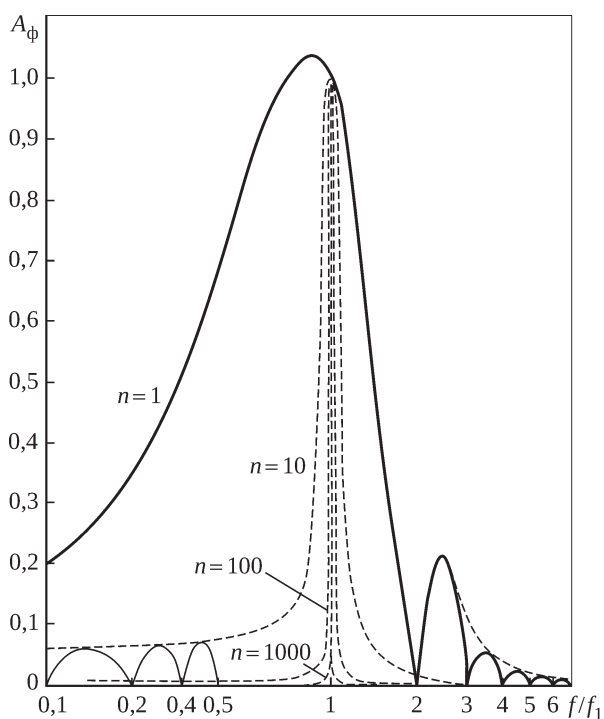


Рис. 1. Амплитудно-частотная характеристика корреляционного фильтра

Вместе с тем необходимо отметить значительный рост чувствительности ошибки в оценке амплитуды A_y при увеличении времени наблюдений T в случае отклонения значения частоты f в формулах (2) от частоты f_1 основной гармоники генератора входного сигнала $x(t)$. Так, при $n = 10$ и относительной частоте $f/f_1 = 0,95$ ошибка в оценке амплитуды A_y составит 35%. Для получения несмещенной оценки амплитуды (до 1%) и одновременно при малых амплитудах сигналов необходимого в эксперименте отношения сигнал/шум следует обеспечить синхронизацию частот фильтра (2) и задатчика гармонических сигналов не хуже $f/f_1 \leq 0,01$.

Программы самонастройки, которые в адаптивном регуляторе являются функциями изменения основных параметров от параметра адаптации, часто описываются нелинейными зависимостями. Для их корректной идентификации в испытаниях требуется воспроизвести значительное количество различных режимов работы регулятора [10]. Оптимизировать объем испытаний регулятора при выполнении требований к точности определения программы самонастройки помогает применение математической теории планирования эксперимента.

Оптимальное планирование эксперимента

Математическая теория планирования эксперимента предполагает представление результатов эксперимента в виде математических моделей. Специальный план выбора экспериментальных точек, который позволяет получить оценки коэффициентов регрессионной модели с минимальной дисперсией при минимально необходимом числе точек, является D-оптимальным. Конкретный выбор плана эксперимента зависит от вида модели. Для линейной модели при числе независимых факторов m точки D-оптимального плана располагают в вершинах m -мерного куба, а число опытов $N_{\text{оп}} = 2^m$ с добавлением трех опытов в центре плана для проверки корректности модели. Для программ самонастройки адаптивного регулятора, представленных полиномиальной зависимостью, выбор рациональные степени регрессии и аналитические D-оптимальные планы могут быть получены в соответствии с [11].

Испытания адаптивного регулятора температуры газа ГТД

Решать рассматриваемую задачу будем применительно к определению в эксперименте статических и динамических характеристик адаптивного регулятора температуры газа двигателя.

Обеспечение высокой точности регулирования температуры газа (T_r^*) ГТД на установившихся и переходных режимах его работы является важнейшим требо-

ванием к САУ. Особенностью такого регулирования является противоречивость требований к выбору величин основных параметров регулятора на различных режимах работы. Такое противоречие разрешается в адаптивном регуляторе температуры (РТА) T_r^* , включающем в себя контур внутренней адаптации, с помощью которого производится изменение величин основных параметров регулятора: коэффициента усиления (K_p) и постоянной времени фильтра (T_ϕ) – по параметру адаптации программы самонастройки (U_n) на установившихся и переходных режимах [3; 12]. На переходных режимах для обеспечения требуемого качества регулирования температуры T_r^* (без забросов) $T_\phi \rightarrow \min$, а для высокой точности поддержания заданного значения T_r^* на установившихся режимах $K_p \rightarrow \max$. При этом устойчивость контура регулирования температуры газа обеспечивается согласованием выбора значений параметров $K_p \approx kT_\phi$ в программах их самонастройки, где k – коэффициент связи параметров.

Требуемый закон изменения параметров K_p и T_ϕ (оптимальные программы самонастройки) имеет вид

$$\begin{cases} K_p(\bar{U}_n) = \frac{K_{p\min}}{(1-a)\bar{U}_n + a} \\ T_\phi(\bar{U}_n) = \frac{T_{\phi\min}}{(1-b)\bar{U}_n + b} \end{cases}, \quad (4)$$

где $a = \frac{K_{p\min}}{K_{p\max}}$; $b = \frac{T_{\phi\min}}{T_{\phi\max}}$; $\bar{U} = \frac{U_n}{U_{n\max}}$.

Вид программ самонастройки параметров K_p и T_ϕ приведен на рис. 2.

Таким образом, задача определения статических и динамических характеристик РТА сводится к идентификации программ самонастройки (4).

Необходимо выбрать метод получения оценки параметров K_p и T_ϕ в заданных значениях U_{ni} с погрешностью (δ_i) не более 1...3%, а также определить минимально необходимое число точек со значениями U_{ni} для адекватного представления в эксперименте нелинейной зависимости $\{K_p, T_\phi\} = f(U_n)$.

В отличие от переходного процесса приемистости двигателя, где значение U_n значительно изменяется с изменением входного сигнала, при организации эксперимента в частотной области симметричным изменением входного сигнала температуры газа $U_T(t) = U_{T0} + A_x \sin(2\pi f)$ относительно постоянного значения (U_{T0}) при малых амплитудах (A_x) будут соответствовать малые изменения ΔU_n относительно постоянного значения (U_{n0}). Искомые значения K_p и T_ϕ могут быть получены из частотных характеристик регулятора при заданном значении U_{n0} с помощью обработки результатов измерения входного сигнала $U_T(t)$ и выходного сигнала $U_y(t) = A \sin(2\pi f + \varphi)$.

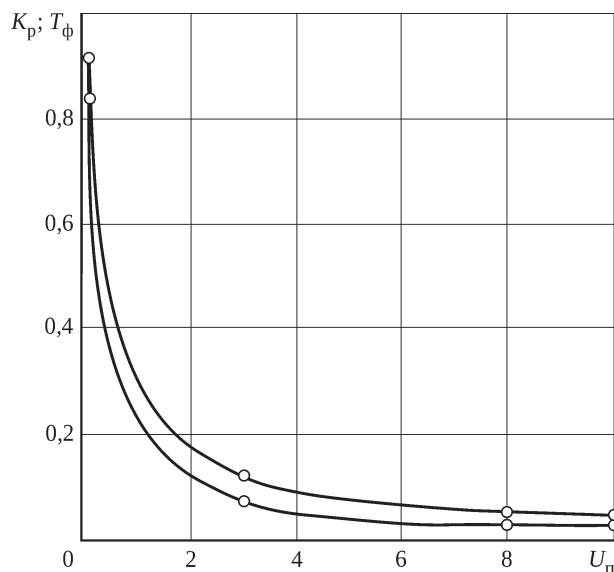


Рис. 2. Программы самонастройки параметров РТА

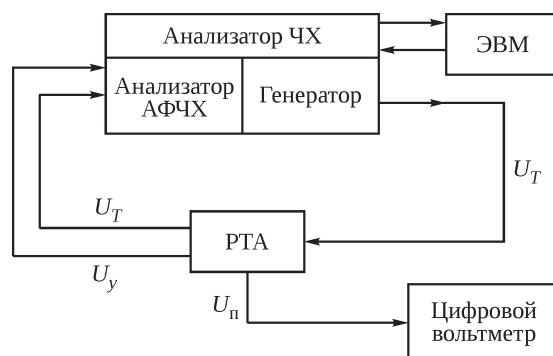


Рис. 3. Схема экспериментального определения параметров РТА

Для сокращения объема эксперимента и повышения его точности при определении частотных характеристик применяется цифровой анализатор, использующий рассмотренный корреляционный фильтр. Цифровая реализация генерации, измерения сигналов и синхронизации частот при обработке данных позволяет получить высокую точность оценки частотных характеристик. Например, основная погрешность цифровых анализаторов частотных характеристик типа Analyser 1250 фирмы Solartron [9] не превышает по амплитуде 0,2%, а по фазе – $0,1^\circ$. Схема экспериментального определения параметров РТА приведена на рис. 3 (ЧХ – частотные характеристики, АФЧХ – амплитудно-фазовые ЧХ).

В связи с тем, что оцениваемая частотная характеристика фильтра в окрестности частоты среза $f_c = 1/2\pi T_\phi$ представляет собой частотную характеристику звена первого порядка, то нет необходимости определять характеристику в M -точках частотного диапазона (обычно $M = 10 \dots 15$).

Для оптимизации эксперимента оценим значение фазочастотной характеристики $\varphi = \varphi(f)$ в окрестности одной точки с частотой $f_{ci}^{\text{НОМ}} = 1/2\pi T_{\phi i}^{\text{НОМ}}$, где $T_{\phi i}^{\text{НОМ}}$ –

номинальное значение постоянной времени фильтра при величине $U_{pi}^{НОМ}$.

В этом случае фактическое значение $T_{\phi i}$ определится из выражения

$$T_{\phi i} = \frac{\text{tg}\varphi(f_{ci}^{НОМ})}{2\pi f_{ci}^{НОМ}}. \quad (5)$$

Оценка величины K_p представляет собой значение амплитудно-частотной характеристики фильтра ($\text{mod}(y/x)$) на инфранизкой частоте.

Далее рассмотрим выбор амплитуды (A_x) входного сигнала $U_T(t)$, обеспечивающей требуемое отношение сигнал/шум. Для ограничения погрешности определения параметров ($K_p, T_{\phi \min}$) величиной равной δ_{\min} необходимо, чтобы ошибка в оценке фазы $\varphi(f)$ на частоте среза не превышала $\Delta = \text{arctg}\delta_{\min}$.

Этому условию должны соответствовать допустимое изменение величины ΔU_{pi} , а также число периодов n , задаваемые в эксперименте.

Контроль соответствия программ самонастройки регулятора требованиям технического задания целесообразно осуществлять с применением математических моделей, идентификация параметров которых выполняется по результатам испытаний. В математической теории планирования эксперимента предлагается представить искомые зависимости линейными уравнениями регрессии. Аппроксимация программ самонастройки регулятора (4) с помощью регрессионных моделей имеет следующий вид:

$$y_i = (1 - b)\bar{U}_{pi} + b + v_i; \\ x_i = (1 - a)\bar{U}_{pi} + a + \varepsilon_i, \quad i = 1, \dots, N_{\text{оп}}, \quad (6)$$

$$\text{где } b = \frac{T_{\phi \min}}{T_{\phi \max}}; \quad a = \frac{K_{p \min}}{K_{p \max}}; \quad \bar{U}_{pi} = \frac{U_{pi}}{U_{\text{пmax}}};$$

$$y_i = \frac{T_{\phi \min}}{T_{\phi i}}; \quad x_i = \frac{K_{p \min}}{K_{pi}};$$

v_i и ε_i – случайные величины (ошибки наблюдений), обусловленные погрешностью измерения ξ_i и ζ_i параметров $T_{\phi i}$ и K_{pi} .

Линеаризация зависимостей (4) позволяет определять неизвестные коэффициенты b и a по результатам наблюдений аналитически с помощью МНК. Однако в результате нелинейных преобразований $y_i = T_{\phi \min}/T_{\phi i}$ и $x_i = K_{p \min}/K_{pi}$ дисперсии S_{vi}^2 и $S_{\varepsilon i}^2$ случайных величин v_i и ε_i изменяются с изменением величин $T_{\phi i}$ и K_{pi} даже при постоянной дисперсии $S_{\xi i}^2$ и $S_{\zeta i}^2$ погрешностей измерения ξ_i и ζ_i :

$$S_{vi}^2 = S_{\xi}^2(T_{\phi \min}^2/T_{\phi i}^4); \\ S_{\varepsilon i}^2 = S_{\zeta}^2(K_{p \min}^2/K_{pi}^4). \quad (7)$$

Такое нарушение допущения МНК, приводящее к смещению оценок \hat{b} и \hat{a} , требует введения в расчетные формулы для \hat{b} и \hat{a} весовых коэффициентов ω_{yi} и ω_{xi} , обратно пропорциональных дисперсиям S_{vi}^2 и $S_{\varepsilon i}^2$:

$$\omega_{yi} = \frac{T_{\phi i}^4}{T_{\phi \min}^2}; \quad \omega_{xi} = \frac{K_{pi}^4}{K_{p \min}^2}. \quad (8)$$

Взвешенные МНК-оценки коэффициентов b и a определяются по результатам $i = 1, \dots, N_{\text{оп}}$ наблюдений из соотношений (8):

$$\hat{b} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{\text{оп}}} (y_i - \bar{U}_{pi})(\bar{U}_{pi} - 1)\omega_{yi}}{\sum_{i=1}^{N_{\text{оп}}} (\bar{U}_{pi} - 1)^2\omega_{yi}}; \\ \hat{a} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{\text{оп}}} (x_i - \bar{U}_{pi})(\bar{U}_{pi} - 1)\omega_{xi}}{\sum_{i=1}^{N_{\text{оп}}} (\bar{U}_{pi} - 1)^2\omega_{xi}}. \quad (9)$$

При планировании эксперимента для моделей (6) целесообразно применить линейный D-оптимальный план с числом опытов $N_{\text{оп}} = 2$ в угловых точках плана: $\bar{U}_{pi} = 0$ и $\bar{U}_{pi} = 0,8$. Кроме того, определим $T_{\phi \min}$ и $K_{p \min}$ в точке $\bar{U}_{pi} = 1$ и T_{ϕ^*} и K_{p^*} в точке $\bar{U}_{pi^*} = 0,3$ для проверки корректности моделей (6). Число повторных опытов (r) в каждой точке плана будем выбирать из условия ограничения ошибки в оценке T_{ϕ} , представляемой доверительным интервалом Стьюдента для $t_{r-1}^{\text{кп}}$ с уровнем значимости $\alpha = 0,05$:

$$S_T t_{r-1}^{\text{кп}} \leq \delta_{\min}, \quad (10)$$

$$\text{где } S_T^2 = \sum_{j=1}^r \frac{(T_{\phi j} - \bar{T}_{\phi})^2}{r-1}; \quad S_T^2 = \frac{S_T^2}{r}$$

– выборочные дисперсии наблюдений и среднего

$$\bar{T}_{\phi} = \sum_{j=1}^r T_{\phi j} / r.$$

Корректность моделей проверяется по критерию для отклонения Δz среднего по $N_{\text{оп}}$ фактическим значениям программ самонастройки z_* от линий регрессии \hat{z}_* в точке \bar{U}_{pi^*} :

$$\Delta z = |\hat{z}_* - z_*| \leq S_{z_*} t_{r-1}^{\text{кп}}; \\ S_{z_*}^2 = S_T^2 \frac{(\bar{U}_{pi^*} - 1)z_*}{\sum_i (\bar{U}_{pi} - 1)^2 z_i}; \quad z = \{x, y\}. \quad (11)$$

Общий алгоритм идентификации программ самонастройки параметров РТА приведен на рис. 4.

Разработанная методика применена при экспериментальных исследованиях демонстрационного образца адаптивного регулятора температуры газа. Результаты

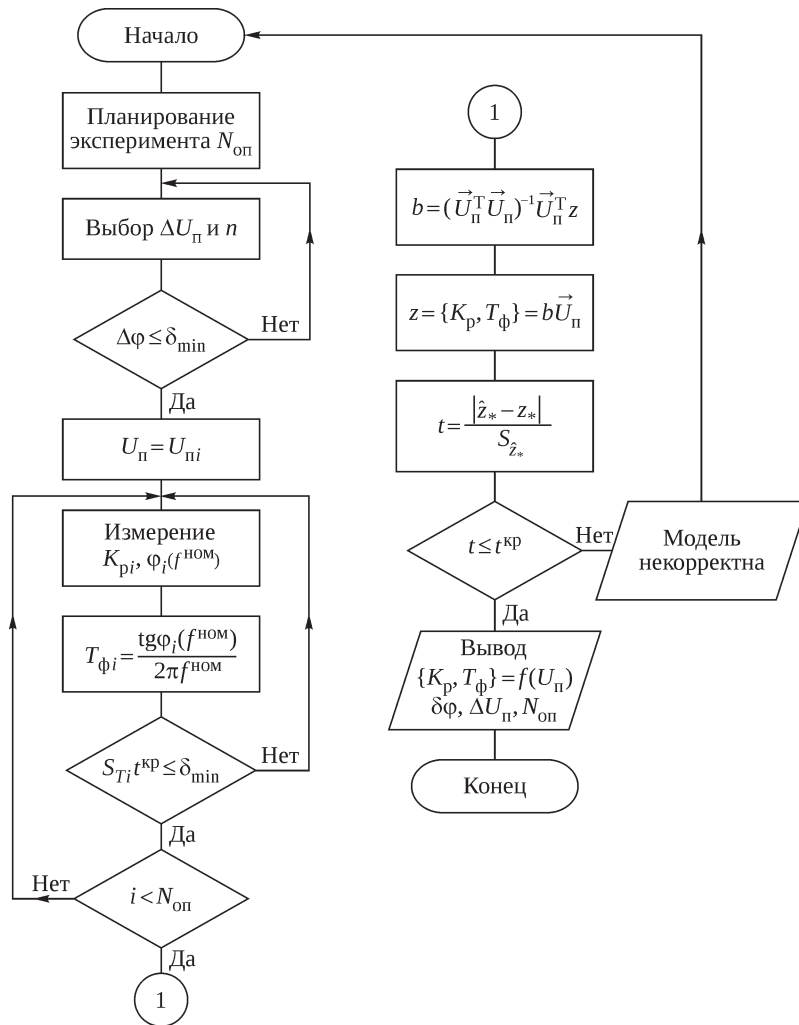


Рис. 4. Общий алгоритм идентификации программ самонастройки

определения программ самонастройки РТА показали, что для допустимой величины погрешности определения $\delta_{\min} = 1 \dots 3\%$ ошибка в определении фазовой характеристики не должна превышать $0,6 \dots 1,7^\circ$. При этом допустимое изменение величины $\Delta U_{\text{п}}$ составило $\pm 0,03$, а требуемое число периодов наблюдений сигналов $n = 10$. Уточненное значение фазы $\varphi(f_c)$ на частоте среза фильтра f_c равно $45 \pm 0,5^\circ$, если отношение $f_c / f_{ci}^{\text{НОМ}} \leq 2$. Значение $K_{p \text{ max}}$ определялось на частоте $f_0 = 0,01$ Гц.

Построенные регрессионные модели вида (6) с коэффициентами $a = 0,033$ и $b = 0,034$ оказались корректными: $\Delta z = 0,001 \leq S_z t^{\text{кп}} = 0,003$.

Для достижения заданной точности потребовалось трехкратное повторение опытов в двух экспериментальных точках D-оптимального плана. Определены минимальные значения параметров программ самонастройки и их отклонения от номинальных значений, которые не превысили $5 \dots 7\%$.

Таким образом, планирование эксперимента, организованного в частотной области с определением частотных характеристик РТА с помощью цифрового корреляционного фильтра сигналов, позволило при шести минимально необходимых и трех дополнительных опытах определить программы самонастройки РТА с заданной точностью $\delta_{\min} = 1 \dots 3\%$.

Заключение

Разработан метод идентификации в эксперименте программ самонастройки адаптивного регулятора ГТД, характеризующих изменение динамических характеристик регулятора, основанный на представлении программ уравнениями регрессии, параметры которых определяются при минимальном числе опытов D-оптимального плана, причем оценка мгновенных значений параметров программ выполняется в частотной области с помощью цифрового корреляционного фильтра сигналов.

Литература

- 1 Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С. Адаптивное управление газотурбинным двигателем // Системы автоматического управления авиационными ГТД : энцикл. справ. / под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2011. С. 57–61.
- 2 Propulsion control technology development needs to address NASA Aeronautics Research Mission goals for Thrusts 3a and 4 / Sh. Adibhatla, J. Ding, S. Garg et al. 2018. 26 p. (2018 Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, Ohio ; AIAA 2018-4732).
- 3 Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д. Регулирование температуры газа в ГТД // Системы автоматического управления авиационными ГТД : энцикл. справ. / под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2011. С. 72–75.
- 4 Сторожев С.А., Хижняков Ю.Н. Новый метод адаптации регулятора состояний с применением нечеткой логики // Труды МАИ : сетевое научное издание. 2021. № 118. URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=158089>.
- 5 Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software «virtual engine». 2014. 10 p. (29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 7–12, 2014 ; ICAS 2014-0198).
- 6 Добрянский Г.В., Пономарева В.В. Вычисление коэффициентов аппроксимирующей передаточной функции сложного объекта регулирования по переходному процессу // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов : сб. ст. под ред. А.А. Шевякова. Вып. 17. ЦИАМ, 1977. С. 144–154. (Труды ЦИАМ ; № 761).
- 7 Идентификация параметров САУ газотурбинных двигателей с помощью многомерного фильтра Калмана / Т.А. Кузнецова, Е.А. Губарев, Ю.В. Лихачева, А.П. Якушев // Вестник ПНИПУ. Электротехника, информационные технологии, системы управления. 2014. № 10. С. 114–126.
- 8 Вавилов А.А., Солодовников А.И. Экспериментальное определение частотных характеристик автоматических систем. М. ; Л. : Госэнергоиздат, 1963. 252 с.
- 9 1250 series frequency response analyzers : data sheet / Solartron Analytical. 2 p. URL: https://www.ameteki.com/-/media/ameteki/download_links/documentations/1250e/model-1250a.pdf?revision=538e4719-c1c8-46b0-9a8b-29876ee027f1 (accessed: 20.05.2023).
- 10 Кессельман М.Г. Информационно-измерительные системы стендов для испытаний САУ ГТД // Системы автоматического управления авиационными ГТД : энцикл. справ. / под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2011. С. 199–204.
- 11 Antille G., Weinberg Allen A. D-optimal design for polynomial regression: Choice of degree and robustness // Прикладная эконометрика. 2007. № 4 (8). С. 55–66.
- 12 Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / под общ. ред. О.С. Гуревича М. : Машиностроение, 1994. 304 с.

References

- 1 Gol'berg F.D., Gurevich O.S. Adaptivnoe upravlenie gazoturbinnym dvigatelem [Adaptive control of a gas turbine engine]. Sistemy avtomaticheskogo upravleniia aviatsionnymi GTD [Automatic control systems of aviation gas turbine engines]: an encyclopedic reference book edited by O.S. Gurevich. Moscow: Torus Press, 2011. P. 57–61.
- 2 Propulsion control technology development needs to address NASA Aeronautics Research Mission goals for Thrusts 3a and 4 / Sh. Adibhatla, J. Ding, S. Garg et al. 2018. 26 p. (2018 Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, Ohio ; AIAA 2018-4732).
- 3 Gurevich O.S., Gol'berg F.D. Regulirovanie temperatury gaza v GTD [Regulation of gas temperature in a gas turbine engine]. Sistemy avtomaticheskogo upravleniia aviatsionnymi GTD [Automatic control systems of aviation gas turbine engines]: an encyclopedic reference book edited by O.S. Gurevich. Moscow: Torus Press, 2011. P. 72–75.
- 4 Storozhev S.A., Khizhnyakov Yu.N. Novyi metod adaptatsii regulatora sostoianii s primeneniem nechetkoi logiki [A new status regulator adapting method employing fuzzy logic]. Trudy MAI [Proceedings of MAI]: network scientific periodic publication. 2021. No. 118. URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=158089>.
- 5 Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software «virtual engine». 2014. 10 p. (29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 7–12, 2014 ; ICAS 2014-0198).

-
6. Dobryansky G.V., Ponomareva V.V. Vychislenie koeffitsientov approksimiruiushchei peredatochnoi funktsii slozhnogo ob'ekta regulirovaniia po perekhodnomu protsessu [Calculation of coefficients for the approximating transfer function of a complex controlled entity by a transient response]. Avtomaticheskoe regulirovanie dvigatelei letatel'nykh apparatov [Automatic control of aircraft engines]: collection of articles edited by A.A. Shevyakov. Issue 17. CIAM, 1977. P. 144–154. (Proceedings of CIAM; No. 761).
 7. Kuznetsova T.A., Likhacheva Y.V., Gubarev E.A., Yakushev A.P. Identifikatsiia parametrov SAU gazoturbinnnykh dvigatelei s pomoshch'iu mnogomernogo fil'tra Kalmana [The identification of the gas turbine engine parameters by the multidimensional Kalman filter]. Vestnik PNIPU. Elektrotehnika, informatsionnye tekhnologii, sistemy upravleniia [PNRPU Bulletin. Electrotechnics, Informational Technologies, Control Systems]. 2014. No. 10. P. 114–126.
 8. Vavilov A.A., Solodovnikov A.I. Eksperimental'noe opredelenie chastotnykh kharakteristik avtomaticheskikh sistem [Experimental determination of frequency characteristics of automatic systems]. Moscow; Leningrad: Gosenergoizdat, 1963. 252 p.
 9. 1250 series frequency response analyzers : data sheet / Solartron Analytical. 2 p. URL: https://www.ameteki.com/-/media/ameteki/download_links/documentations/1250e/model-1250a.pdf?revision=538e4719-c1c8-46b0-9a8b-29876ee027f1 (accessed: 20.05.2023).
 10. Kesselman M.G. Informatsionno-izmeritel'nye sistemy stendov dlia ispytaniia SAU GTD [Data acquisition systems of test facilities for testing automatic control systems of GTEs]. Sistemy avtomaticheskogo upravleniia aviatsionnymi GTD [Automatic control systems of aviation gas turbine engines]: an encyclopedic reference book edited by O.S. Gurevich. Moscow: Torus Press, 2011. P. 199–204.
 11. Antille G., Weinberg Allen A. D-optimal design for polynomial regression: Choice of degree and robustness. Prikladnaia ekonometrika [Applied Econometrics]. 2007. No. 4 (8). P. 55–66.
 12. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Selivanov O.D. Integrirovannoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta [Integrated control of a power plant of a multi-mode aircraft] edited by O.S. Gurevich. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1994. 304 p.

Материалы получены редакцией 26.05.2023