

УДК 629.7.035.6

В.Ю. АРЬКОВ¹, Г.Г. КУЛИКОВ¹, С.В. ЕПИФАНОВ², И.И. МИНАЕВ³¹ *Уфимский Государственный авиационный технический университет, Россия*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*³ *Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия*

ПОЛУНАТУРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТКАЗОВ ГТД ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

В данной статье динамические модели в форме марковских цепей используются в процессе контроля состояния и диагностики отказов ГТД и их САУ. Контроль состояния на борту самолета в режиме реального времени производится параллельно с работой САУ, поэтому необходимо учитывать возможное взаимное влияние процессов и контроля и управления. Для проведения экспериментальных исследований разработанных методов контроля состояния в полунатурный испытательный стенд вводится моделирование отказов в дополнение к моделированию нормальной работы ГТД и САУ. Для построения имитационной модели используется техника визуального имитационного моделирования.

контроль состояния, газотурбинные двигатели, динамические модели

Введение

Современные методы построения систем контроля состояния авиационных силовых установок на базе газотурбинных двигателей (ГТД) основаны на двух подходах (машиностроение и автоматическое управление) или точках зрения двух групп специалистов: "двигателистов" и "управленцев". Подход специалистов по конструкции авиационных двигателей основан на использовании нелинейных пузловых моделей, позволяющих проводить модельное исследование процессов возникновения и развития отказов. Подход, связанный с системой автоматического управления, ориентирован на применение методов идентификации систем управления. Изменения динамических моделей затем связываются с возможными отказами двигателя и его систем автоматического управления (САУ).

Контроль состояния авиационных силовых установок часто реализуют в два этапа. Вначале, в реальном масштабе времени выполняются устойчивые процедуры контроля для выявления важных отказов в полете. Более сложные методы контроля и диагностики используются после посадки, "в темпе эксперимента". Одновременная работа системы управления и системы диагностики может приводить к "коллизиям", поэтому взаимодействие процессов управления и контроля должно учитываться

при проектировании и доводке САУ и систем контроля двигателя (СКД). Соответственно, математические модели ГТД как объекта управления усложняются для учета отказов.

Полунатурный стенд (ПНС) разработан на основе промышленного компьютера и стандартных преобразователей, что позволяет быстро реализовать разработанные методы диагностики.

1. Контроль состояния на основе моделей

Контроль состояния ГТД требует использования различных методов выявления изменений в характеристиках двигателя. Эти изменения затем классифицируются как отказы узлов силовой установки. Некоторые отказы позволяют продолжить полет без выключения двигателя. В случае "критических" отказов может потребоваться выключение двигателя. Выключение одного двигателя не является существенным для многодвигательной силовой установки. Выявление изменений в характеристиках двигателя может производиться с использованием математических моделей. При этом для контроля состояния могут использоваться модели, разработанные при создании и отработке САУ.

Математические модели ГТД следует рассматривать в контексте их применения на протя-

жении жизненного цикла (ЖЦ) ГТД, включающего проектирование, доводку, производство и эксплуатацию:

- проектирование САУ – анализ характеристик газотурбинных двигателей и формирование законов регулирования;
- доводка и производство – используются ПНС со среднестатистическими моделями и элементами стохастического моделирования;
- эксплуатация – методы идентификации используются для контроля состояния и адаптивного управления.

"Индивидуальные" модели двигателя используются для адаптивного управления и контроля состояния [1]. Такие индивидуальные модели получают методами идентификации по результатам экспериментов в замкнутом контуре и с размыканием контура управления.

Опыты с размыканием контура регулирования не всегда допустимы по соображениям безопасности. Более того, адаптивные системы по определению связаны с работой замкнутого контура. Идентификация в замкнутом контуре возможна при выполнении ряда условий, называемых условиями идентифицируемости [2].

Чтобы обнаружить и классифицировать отказ, текущее состояние описывается набором параметров [3]. Обычно рассматривают два вида отказов: внезапные (мгновенное разрушение узлов) и постепенные (плавный тренд, связанный с медленным старением и износом).

Обычно внезапные отказы распознаются встроенной системой контроля (ВСК) в реальном времени, а постепенные отказы выявляются после полета. В обоих случаях собранные данные анализируют с использованием методов многомерной классификации, например, дискриминантного анализа и методов снижения размерности. Решение проблемы контроля состояния представляет собой отображение пространства параметров на пространство состояний, причем текущее состояние определяется с помощью методов распознавания образов [4].

2. Моделирование отказов

Моделирование отказов в данной работе основано на использовании термодинамических моделей двигателя [5]. Отказы конкретных узлов двигателя проявляются как деградация характеристик отказавшего узла. Рассматривая малые отклонения, можно связать относительные изменения характеристик $\delta\theta$ с относительными изменениями в наблюдаемых параметрах δY с помощью линейной системы

$$\delta Y = H \cdot \delta\theta, \quad (1)$$

где Y – вектор наблюдений;

H – матрица коэффициентов влияния;

θ – вектор термодинамических параметров.

В частности, разрушение лопатки турбины приводит к снижению КПД турбины, а также к снижению частоты вращения ротора n и повышению температуры за турбиной T_t^* при постоянном расходе топлива W_f . Матрица H преобразует изменения характеристик турбины, например, $\delta\eta_t$, в изменения в наблюдениях, например, в изменение температуры δT_t^* и частоты вращения δn .

Моделирование отказов начинается с создания матрицы коэффициентов влияния H . Значение коэффициента влияния h_{ij} связывает изменение термодинамического параметра θ_j с изменением наблюдаемого параметра y_i . Коэффициенты вычисляют по нелинейной поэлементной термодинамической модели газотурбинного двигателя. Такие модели строятся на основе физических законов и отражают, прежде всего, статические характеристики двигателя.

Далее, наиболее частые отказы связывают с относительными изменениями характеристик узлов $\delta\theta$. Отметим, что некоторые элементы вектора $\delta\theta$ в каждом конкретном случае могут быть нулевыми, поскольку отказ узла ведет к деградации характеристик отказавшего узла.

Для каждого рассматриваемого отказа вычисляются относительные изменения наблюдаемых параметров по уравнению (1) и добавляются к текущим статическим значениям.

Поэлементная нелинейная статическая модель двигателя описывается следующей системой:

$$\begin{cases} f_x(X, U, V) = 0; \\ Y = f_y(X, U, V), \end{cases} \quad (2)$$

где X – вектор состояний;

U – вектор управлений;

V – вектор атмосферных условий и Y – вектор наблюдений. Относительное изменение $\delta\theta_i$ в термодинамическом параметре x_i приводит к изменению наблюдения y_j . Коэффициент влияния h_{ij} вычисляется следующим образом:

$$h_{ij} = \frac{\delta y_j}{\delta x_i} = \frac{\Delta y_j / y_j}{\Delta x_i / x_i}. \quad (3)$$

Полученные коэффициенты влияния затем используются для моделирования отказов по упрощенной модели при нормальной работе силовой установки.

Моделирование в реальном времени производится с помощью быстросчетной кусочно-линейной динамической модели (БКЛДМ), представляющей собой компромисс между нелинейностью двигателя и линейными динамическими моделями (ЛДМ) [6].

Исходные данные для построения БКЛДМ – нелинейная статическая линия, набор коэффициентов ЛДМ [7]. Параметры статической линии между узловыми точками находят с помощью интерполяции. Коэффициенты ЛДМ определяются аналогично. Матрицы A , B , C , D коэффициентов ЛДМ и координаты статической линии X_{st} , U_{st} , Y_{st} связаны с помощью параметра режима η :

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= A(\eta)(X(t) - X_{st}(t)) + B(\eta)(U(t) - U_{st}(t)), \\ Y(t) &= C(\eta)(X(t) - X_{st}(t)) + D(\eta)(U(t) - U_{st}(t)) + Y_{st}, \\ \eta &= \sum_{i=1}^n z_i x_i(t). \end{aligned} \quad (4)$$

Наблюдаемые сигналы БКЛДМ подвергаются коррекции на δY при моделировании конкретного

отказа. Это изменение касается статической составляющей второго уравнения:

$$Y(t) = C(\eta)\Delta X(t) + D(\eta)\Delta U(t) + Y_{st}(1 + \delta Y). \quad (5)$$

3. Взаимодействие систем управления и контроля

Отметим, что статические и динамические модели дают информацию для контроля состояния. Однако, статическая модель более стабильна при идентификации.

Работа замкнутого контура регулирования вносит дополнительные сложности в контроль состояния. При развитии отказа в разомкнутом контуре при постоянных управляющих факторах наблюдаются внезапные или постепенные изменения в выходных параметрах, например, в частоте вращения ротора n или температуре за турбиной T . При работе замкнутого контура регулирования последствия отказа компенсируются регулятором. Поэтому следует учитывать работу замкнутого контура при контроле состояния.

Хотя отказы двигателя моделируются с помощью модификации статической модели, следует анализировать динамику процессов с учетом двух типов отказов (внезапных и постепенных) и двух подходов к регулированию (разомкнутый и замкнутый контур). Кроме того, изменения параметров, вызванные отказами, проявляются на установившемся режиме работы как изменение среднего значения входных и выходных параметров на фоне случайных процессов (рис.1 – 5).

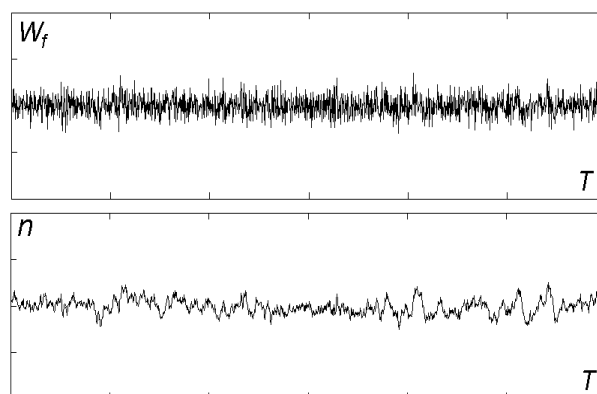


Рис. 1. Исправный двигатель, установившийся режим работы

Замкнутый контур компенсирует изменения в выходных параметрах путем изменения управляющих факторов (рис. 2 и 4). Постепенный отказ проявляется как тренд в управляющем или выходном сигнале, (рис. 3 и 5). Постепенный отказ в замкнутом контуре вызывает только тренд в управляющей координате.

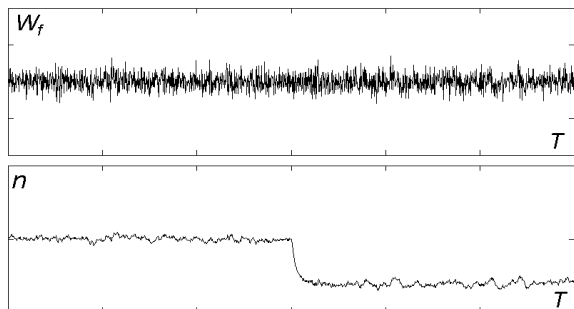


Рис. 2. Внезапный отказ в разомкнутом контуре

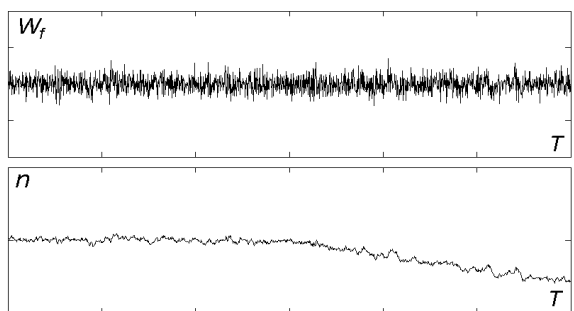


Рис. 3. Постепенный отказ в разомкнутом контуре

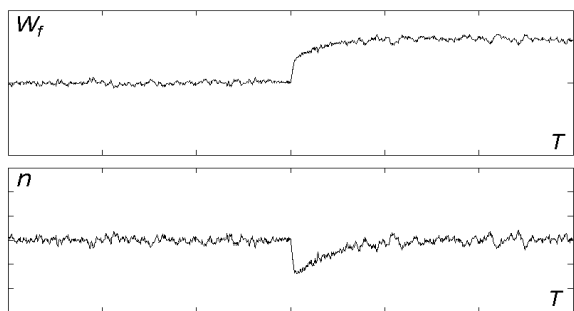


Рис. 4. Внезапный отказ в замкнутом контуре

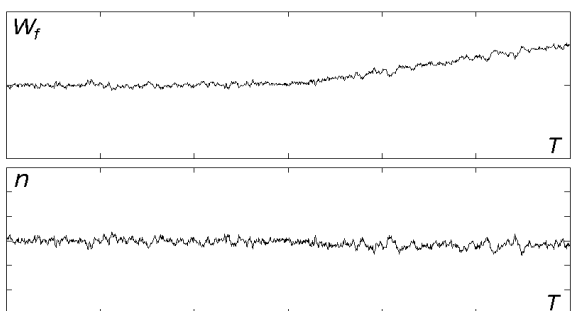


Рис. 5. Постепенный отказ в замкнутом контуре

Во всех случаях развития отказа после завершения переходных процессов статическая модель изменяется одинаковым образом (рис. 6).

Статическая точка на линии рабочих режимов смещается, как показано на рис. 6.

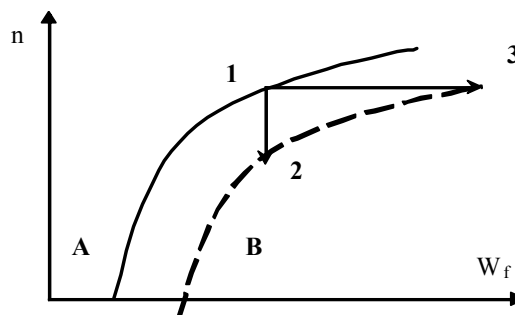


Рис. 6. Смещение статической линии при развитии отказа

Линия А на рис. 6 представляет собой эталонную модель исправного состояния, линия В – статическая линия после наступления отказа. В зависимости от типа системы управления, наблюдается понижение выходной координаты n , либо рост управляющей координаты W (компенсация деградации характеристик). Развитие отказа в разомкнутом контуре смещает точку 1 (исправное состояние) в точку 2. При развитии отказа в замкнутом контуре точка 1 перемещается в сторону точки 3. Обе точки 2 и 3 лежат на одной и той же статической линии В. Поэтому выявление отказа сводится к обнаружению смещения статической модели.

4. Обнаружение отказов с применением марковских цепей

Внезапные и постепенные отказы проявляются как изменение характеристик двигателя, которые можно выявить методом идентификации. При этом могут использоваться методы активной и пассивной идентификации, то есть с применением пробных сигналов и с использованием естественных возмущающих воздействий. На установившемся режиме работы идентифицируется фрагмент статической линии с помощью марковских цепей [8].

Стохастическая модель в форме марковской цепи описывается с помощью матрицы вероятностей

переходов P . Каждый элемент матрицы представляет собой вероятность перехода из состояния X_j в состояние X_k за интервал времени $T_s = t_n - t_{n-1}$:

$$P_{ij} = \text{Prob}\{X(t_n) = X_j \mid X(t_{n-1}) = X_i\}. \quad (6)$$

Непараметрическое оценивание статической модели выполняется с использованием финальной статической линии и финальной фазовой траектории [9]. Отметим, что изменение статической характеристики непосредственно влияет на динамику двигателя, в частности, на коэффициент передачи динамической модели. Взаимосвязь статической и динамической моделей можно продемонстрировать на следующем примере. Рассмотрим статическую модель, показанную на рис. 7.

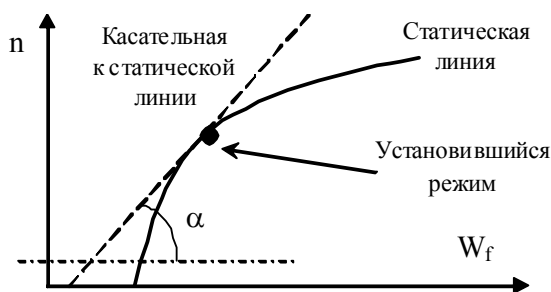


Рис. 7. Взаимосвязь коэффициента передачи и наклона статической линии

Статическая модель описывается нелинейным уравнением

$$n = f(W_f), \quad (7)$$

в то время динамическая модель (для простоты рассмотрим модель первого порядка) представлена нелинейным дифференциальным уравнением

$$\dot{n} = f(n, W_f). \quad (8)$$

При моделировании отклонений от среднего значения на установившемся режиме работы двигателя, статическая линия рассматривается как

$$\Delta n = K \cdot \Delta W_f. \quad (9)$$

Динамическую модель можно записать как линейное дифференциальное уравнение

$$T \cdot \Delta \dot{n}(t) + \Delta n(t) = K \cdot \Delta W_f(t), \quad (10)$$

или в виде передаточной функции:

$$H(s) = \frac{\Delta n(s)}{\Delta W_f(s)} = \frac{K}{Ts + 1}, \quad (11)$$

где отклонения Δ определяются как

$$\Delta n(t) = n(t) - n_{st}; \quad (12)$$

$$\Delta W_f(t) = W_f(t) - W_{f,st}, \quad (13)$$

относительно ближайшей статической точки $\{W_{f,st}, n_{st}\}$.

Статическая линия соответствует нулевому значению производной выходной координаты $\Delta \dot{n} = 0$:

$$\Delta n(t) = K \cdot \Delta W_f(t), \quad (14)$$

что соответствует статической линии в уравнении (9). Таким образом, наклон касательной к статической линии определяет коэффициент передачи динамической модели.

Коэффициент передачи идентифицируется с помощью финальной фазовой траектории марковской цепи. Вначале подсчитываются относительные частоты переходов между динамическими состояниями. В результате получаем оценку матрицы вероятностей переходов P по уравнению (6). Затем определяется динамический коэффициент передачи по матрице P через значения корреляционной функции:

$$R_{nW}(1) = B \cdot R_{WW}(0), \quad (15)$$

где B — коэффициент передачи дискретной модели, соответствующей модели в непрерывном времени (уравнение (10)) для периода квантования Δt .

Строго говоря, при моделировании отказов следует согласованно вносить изменения как в статические, так и в динамические характеристики, поскольку обе эти модели являются описанием одного и того же процесса в двигателе.

Прежде всего, следует выполнить согласование коэффициентов передачи статической и динамической моделей. Другими словами, наклон касательной к статической линии определяет коэффициент передачи динамической модели, как и при нормальной работе двигателя.

При контроле состояния на установившемся режиме работы в качестве эталонной модели может использоваться среднестатистическая модель, либо недавно идентифицированная индивидуальная модель двигателя. Перед проведением анализа собранных данных следует отличить установившийся ре-

жим работы от переходных процессов. Такое распознавание может выполняться алгоритмами, используемыми при селектировании канала регулирования САУ. Например, на установившемся режиме работы заданное значение частоты вращения ротора или степени повышения давления в компрессоре определяется как функция углового положения РУД α_{PLA} , в то время как на переходных режимах регулятор переходит на ограничение температуры за турбиной:

$$n_{dem} = f(\alpha_{PLA}) \text{ versus } T_{t,max} = f(n_{red}). \quad (16)$$

5. Экспериментальные исследования макетного образца СКД

Перед обработкой алгоритмов контроля состояния на борту, СКД испытывается на полунатурном стенде (ПНС). Стенд включает реальное оборудование САУ и электронную модель двигателя, датчиков и исполнительных механизмов.

Структура стенда представлена на рис. 8. ПНС состоит из цифровой модели силовой установки, оборудования согласования электрических характеристик, системы регистрации данных щитка управления. К реальному оборудованию относится САУ, СКД и рычаг РУД.

При построении ПНС используется метод быстрой разработки прототипов RSP. Необходимое оборудование (процессоры, память, преобразователи) собраны из стандартного промышленного компьютерного оборудования, ориентированного на работу в реальном времени. Модель двигателя в исправном состоянии и модели отказов создаются средствами визуального моделирования типа Simulink и VisSim. В результате основное внимание уделяется доводке алгоритмов контроля и диагностики.

Экспериментальные исследования на ПНС включают моделирование типичных отказов двигателя, датчиков и исполнительных механизмов. Кроме того, исследуется взаимодействие алгоритмов управления и диагностики.

При работе контура регулирования частоты вращения ротора низкого давления n_{LP} был имитирован обрыв цепи датчика n_{LP} в момент времени t_1 (рис. 9). Встроенная система контроля регулятора

обнаружила обрыв и выдала дискретный сигнал "обрыв датчика" SF (рис. 10). Далее был сформирован сигнал "отказ измерительного канала" MF. В процессе парирования отказа произошла реконфигурация САУ с переходом на регулирование степени повышения давления.

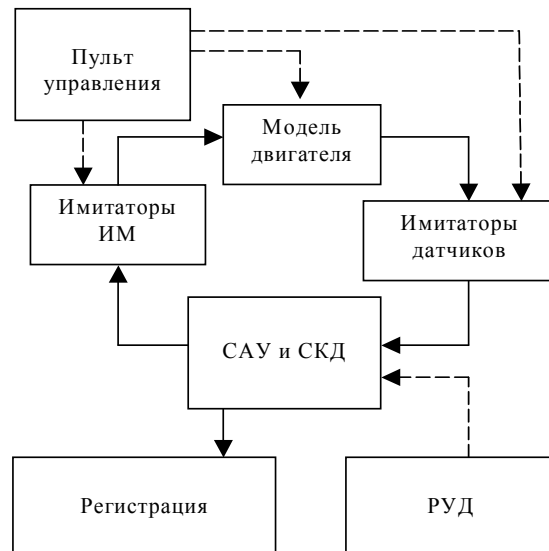


Рис. 8. Структура испытательного стенда

6. Анализ развития отказа

Примеры экспериментальных данных при испытаниях на ПНС приводятся на рис. 9 и 10.

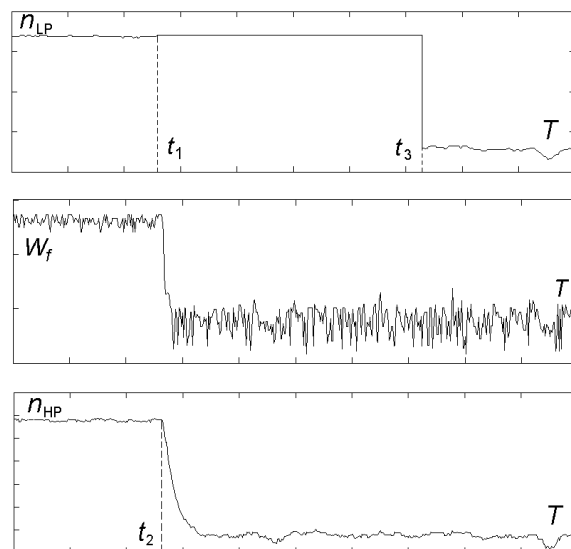


Рис. 9. Измеренные значения параметров

В момент времени t_3 была восстановлена электрическая цепь отказавшего датчика. Восстановление датчика было обнаружено ВСК, но структура

САУ не изменилась (в соответствии с требованиями технического задания – ТЗ).

В процессе парирования отказа значение частоты вращения с отказавшего датчика было "зафиксировано" на уровне последнего надежного измерения n_{LP} на период отказа $T = t_1 \dots t_3$.

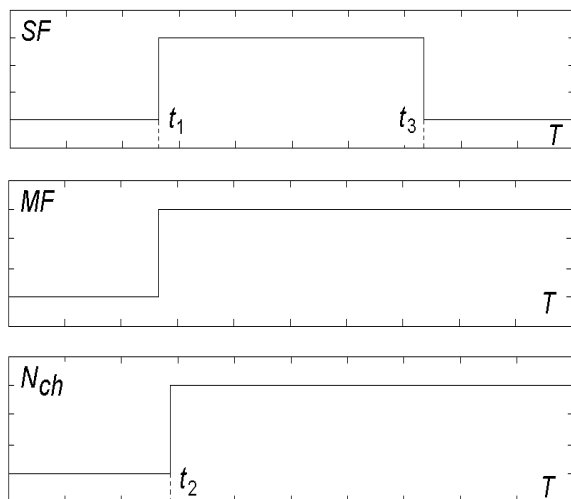


Рис. 10. Дискретные сигналы при реконфигурации

В процессе реконфигурации наблюдается переходной процесс по расходу топлива W_f и частоте вращения ротора высокого давления n_{HP} на рис. 9. Причина – расхождение в настройках "задатчиков" разных каналов регулирования.

Для более "плавной" реконфигурации предлагается уточнить требования ТЗ путем расчетов по нелинейной термодинамической модели ГТД. Отметим, что уточнение ТЗ представляет собой дополнительный результат совместной экспериментальной отработки алгоритмов САУ и СКД.

Заключение

В статье представлен метод контроля состояния ГТД. В процессе выявления отказа рассматривается возможное взаимное влияние САУ и СКД. Алгоритмы контроля состояния реализованы в макетном образце СКД, который испытывается на полунатурном стенде. Испытания на ПНС подтверждают работоспособность алгоритмов контроля и помогают уточнить требования технического задания на систему регулирования.

Работа выполнена при поддержке гранта Европейской Комиссии ИНТАС 2000-757.

Литература

1. Gertler J. (1998). Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems, Marcel Dekker, NY.
2. Arkov V., Evans D., Fleming P., Hill D., Norton J., Pratt I., Rees D., Rodriguez-Vazquez K. (2000). System identification strategies applied to aircraft gas turbine engines. Annual Reviews in Control, 24. – P. 67 – 81.
3. Rault A., Baskiotis C. (1989). Model-based modular diagnosis method with application to jet engine faults. In: Fault diagnosis in dynamic systems: Theory and applications (R. Patton, P. Frank, R. Clark (Eds.)), Prentice Hall, New York, London.
4. Isermann R. (1993). Fault diagnosis of machines via parameter estimation and knowledge processing – tutorial paper. Automatica, 29. – P. 815 – 835.
5. Epifanov S., Kuznetsov B., Bogaenko I. (1999). Design of control and diagnosis systems for gas turbines, Technika, Kiev.
6. Breikin T., Kulikov G., Arkov V. (2000). On fuzzy-Markov approach for identification of aviation engine. In: Proc. 3rd Asian Control Conf. ASCC2000, Shanghai, China. – P. 2649 – 2654.
7. Kulikov G., Fleming P., Breikin T., Arkov V. (1998a). Markov modelling of complex dynamic systems: Identification, simulation and condition monitoring, with example of digital controller for gas turbine engine, Ufa, Russia, USATU.
8. Kulikov G., Breikin T., Arkov V., Fleming P. (1998b). Gas turbine engine fault detection using Markov simulation technique. In: Proc. IEE Int. Conf. on Innovation through Simulation, York, UK. – P. 69 – 72.
9. Kulikov G., Breikin T., Arkov V., Fleming P. (1999). Real-time simulation of aviation engines for FADEC test-beds. In: Proc. Int. Gas Turbine Congress, Kobe, Japan. – P. 949 – 952.

Поступила в редакцию 12.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.С. Кулик, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.