

УДК 629.7:519.63:536.21

А.О. Кузьмичева, Н.С. Мельникова, В.Б. Коротков

*Федеральное государственное унитарное предприятие «Московское машиностроительное
производственное предприятие «Салют»*

ФОРМИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПОТОКОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Рассматриваются вопросы формирования достоверных информационных потоков, получаемых от штатных датчиков, установленных на самолете и двигателе. Достоверность потоков определяет качество управления и диагностирования двигателя электронно-цифровым регулятором, в который эти потоки поступают. Показано, что для двигателя маневренного самолета получение этих потоков представляет большие трудности, обусловленные спецификой его эксплуатаций: частыми сменами режима работы двигателя, высоты и скорости. Предлагается ряд способов, позволяющих преодолеть эти трудности и получить информацию, необходимую для управления, диагностирования двигателя. Предложенные способы используются в ФГУП ММП «Салют».

Авиационный двигатель, информационный поток, управление, диагностирование, параметр, тренд

Введение

Газотурбинный двигатель (ГТД) как восстанавливаемый объект в течение срока службы требует постоянного мониторинга, который обеспечивается рациональным выбором методов обработки информации, что определяет основные требования к информационным потокам, поступающим от датчиков, установленных на двигателе и самолете. От достоверности и качества информационных потоков зависит достоверность определения технического состояния двигателя и точность его управления.

Система автоматического управления и диагностирования современного авиационного ГТД — это совокупность электронно-цифрового регулятора (управляющего объекта), авиационного двигателя (объекта управления), контрольно-измерительной аппаратуры, каналов прямой и обратной связи между ними. Элементы рассматриваемой системы находятся в постоянном взаимодействии между собой и с внешней средой, в результате чего состояние элементов постоянно изменяется, что характерно для любой системы. Если в результате этих изменений система принимает состояние, не соответствующее заданному и не удовлетворяющее предъявленным к ней требованиям, то возникает необходимость в управлении системой — целенаправленном воздействии на ее элементы.

Информация о двигателе и его узлах, подсистемах на основе информационных потоков от контрольно-измерительных приборов с помощью прикладного программного обеспечения электронно-цифрового регулятора (ЭЦР) двигателя

записывается и анализируется в течение полета, формируя информационную базу. Электронно-цифровой регулятор вырабатывает управляющие воздействия на основе собранной информации о состоянии двигателя и его узлов и выдает управляющее воздействие двигателю. В течение полета эта информация используется в бортовой части системы диагностирования для проведения требуемого диагностирования в полете и экспресс-диагностики двигателя после полета для решения вопроса о последующем вылете. Расширенное диагностирование должно проводиться после полета в наземной части автоматизированной системы диагностики.

Таким образом, подводя итог сказанному, следует отметить, что современные методы контроля и диагностирования авиационных двигателей требуют достоверного знания о текущих термодинамических характеристиках газового потока, таких как температура и давление по тракту двигателя, о положении элементов, организующих газовый поток (направляющие аппараты компрессоров), о тепловом и вибрационном состоянии двигателя. Достоверность такого знания во многом определяется свойствами системы измерений: точностью штатных датчиков, их быстродействием и достаточностью.

Даже самые совершенные датчики обладают недостатками, например, сбоями, возможностью которых необходимо учитывать.

Поскольку современные авиационные двигатели (особенно двигатели маневренной авиации) работают на пределе своих возможностей, неточность в постановке диагноза из-за недо-

верных измерений может привести к прекращению выполнения полетного задания.

Поэтому решение задачи формирования достоверных информационных потоков как для использования в системе управления двигателем, так и для оценки его текущего технического состояния (особенно двигателей маневренной авиации) является весьма актуальным и востребованным в авиации.

Организация информационных потоков

Для каждой задачи, решаемой ЭЦР, как по управлению двигателем, так и по оценке технического состояния отдельных узлов двигателя и такого интегрального параметра, как тяга двигателя, должен быть организован оптимальный информационный поток. При этом здесь необходимо достижение компромисса между параметрами, определяющими уравнения законов управления двигателем, например, по поддержанию оптимального коэффициента избытка воздуха в камере сгорания или температуры газов перед турбиной высокого давления, а также определяющими поузловые модели двигателя, и информационным потоком, организующим поставку информации для вычислений по этим моделям. Здесь допустимо не включение в диагностические модели узлов параметров или их производных, хотя и значимых, но реальные измерения которых, могут иметь недостоверные или мало точные значения.

Современные измерительные средства позволяют измерять параметры с частотой несколько тысяч герц. Такая частота измерений оправдана в ракетной технике в системах аварийного выключения двигателей, поскольку чрезвычайно высокие значения параметров в случае возникновения внештатной ситуации, способствуют практически мгновенному разрушению двигателей. Довольно быстрое разрушение авиационного двигателя может произойти в случае расцепления вала турбины с валом компрессора, поэтому здесь необходима высокая частота измерений. Высокая частота измерений необходима и при выполнении спектрального анализа виброскоростей при диагностировании технического состояния роторной части двигателя.

Следовательно, к организации информационных потоков высокочастотных измерительных каналов необходимо предъявить специальные требования, позволяющие обезопасить анализирующие средства от кратковременных случайных всплесков параметров (сбоев), которые могут быть приняты за начало аварийного процесса. Например, при расцеплении валов компрессора низкого давления и турбины резко снижаются обороты компрессора и еще более резко возрастают обороты турбины. Поэтому непрерывный

контроль за производной частоты вращения роторов и турбин, или температуры газов за турбиной поможет избежать катастрофы.

В целом же, при контроле и диагностировании технического состояния авиационных двигателей по измеряемым параметрам достаточна более низкая частота обработки параметров, например, 1 Гц. Это позволяет сэкономить на вычислительных средствах, т.е. сделать их более простыми и более надежными. К тому же осреднение параметров и их сглаживание за достаточно длительный срок ($1с$) позволяет стабилизировать информационные потоки, сделать их более информативными.

При этом необходимо учитывать сложность математического описания двигательных процессов, зависимость технических характеристик двигателя от внешних условий работы, ограниченный состав измеряемых термогазодинамических параметров двигателя, их технологический разброс и т.д.

Возникает необходимость исследования нестационарности физических процессов в авиационном двигателе, особенно в двигателе маневренного самолета, в исследовании поведения параметров при увеличении и уменьшении режима работы двигателя. Для некоторых параметров возможен большой гистерезис, т.е. разные их значения при одном и том же значении параметра, принятого за аргумент, что опять же накладывает определенные условия на их использование в процессе контроля и диагностирования двигателя.

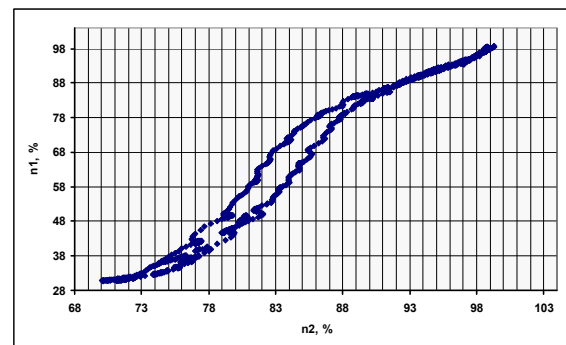


Рис. 1. Дроссельная характеристика $n_1=f(n_2)$ при изменении режима работы двигателя.

Например, рис. 1 [2] показывает поведение частоты вращения ротора низкого давления при частичной приемистости и сбросе. Видно, что при одной и той же частоте вращения ротора высокого давления, частота вращения ротора низкого давления принимает значения, разнящиеся друг от друга на 10%. Такое же положение наблюдается и для других параметров. Отсюда следует необходимость организовать процесс диагностирования таким образом, чтобы исключить

или учесть эффект (воздействие) на характеристики узлов проточной части изменения режима работы двигателя.

Особенно это важно при определении неизмеряемых параметров проточной части, таких как КПД компрессоров, турбин, пропускные способности турбин, коэффициент избытка воздуха, когда модели этих характеристик включают многие измеряемые параметры и достоверность определения текущих значений характеристик зависит от качества поступающей информации любого параметра, входящего в модель.

Обращает на себя внимание влияние высотно-скоростных условий при определении трендов отклонений параметров, приведенных к САУ, от дроссельных характеристик.

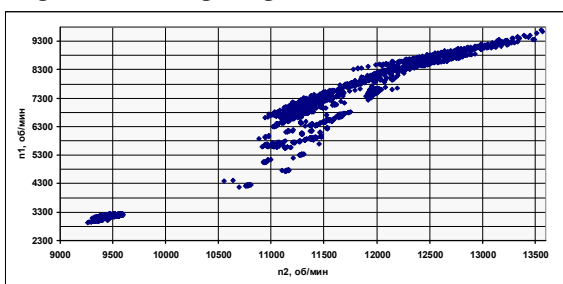


Рис. 2. Дроссельная характеристика $n_1 = f(n_2)$ во всем диапазоне высотно-скоростных условий

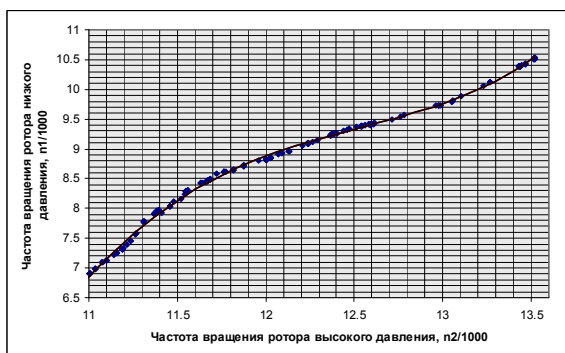


Рис. 3. Дроссельная характеристика $n_1 = f(n_2)$ в диапазоне частот вращения $n_2 = 11000 \dots 12000$ об/мин и всего диапазона высот

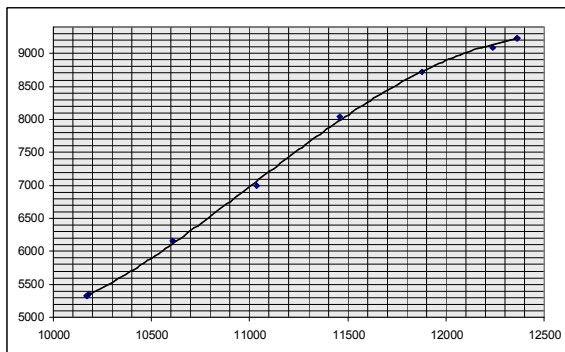


Рис. 4. Дроссельная характеристика $n_1 = f(n_2)$, построенная по данным, полученным в полете на $H = 11$ км и $M = 1,5$

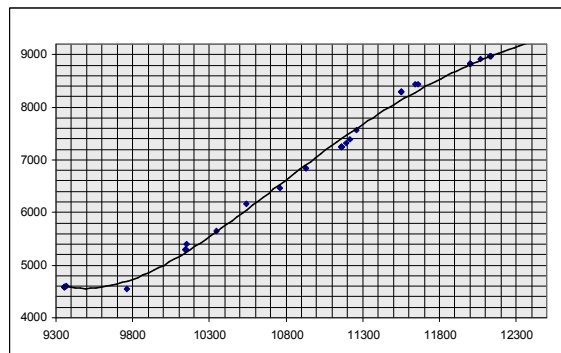


Рис. 5. Дроссельная характеристика, построенная по данным, полученным в полете на высотах $H=0; 8; 13; 18; 20$ км и $M=1;1,2$

Из анализа рисунка 2, на котором показана дроссельная характеристика, построенная по данным, полученным в диапазоне высотно-скоростных условий эксплуатации двигателя, вытекает необходимость введения корректирующих коэффициентов в формулы приведения, устраняющих большое рассеяние параметров. Более простой путь для уменьшения рассеяния параметров в процессе приведения к стандартным атмосферным условиям — это выбор таких условий полета и режимов работы двигателя, на которых влияние высоты и скорости полета на приведенные параметры либо отсутствует, либо минимально. Исследования, проведенные на ФГУП ММП «Салют», показали, что такие участки полета существуют и могут быть использованы в процессе определения технического состояния узлов проточной части двигателя. Так, введение некоторых ограничений на частоту вращения ротора высокого давления позволило получить более гладкую дроссельную характеристику (см. рис. 3), а дополнительное ограничение, накладываемое на высоту полета, позволяет уменьшить рассеяние параметров для приемлемого условия (см. рис. 4, 5). Дополнительно для уменьшения рассеяния параметров применяются и другие методы осреднения, сглаживания, выделения установившихся режимов работы двигателя.

Например, для определения установившихся режимов работы двигателя и их длительности (установившиеся режимы используются при контроле краткосрочных трендов виброскоростей) на ФГУП «Салют» разработан и применяется метод, суть которого излагается ниже. Пусть i обозначает i -тую секунду j -того полета. Начиная с $ij + z$ секунды и каждую последующую секунду (т.е. в увеличивающихся временных интервалах), рассчитывается коэффициент линейной регрессии N_y . При нахождении коэффициента в пределах $\pm w_{Ny}$ режим в этих $ij + z$ секундах считается установившимся.

$$N_y = \frac{\sum_{ij=0}^{z+ij} (\tau_{ij} - \bar{\tau}_{ij}) \Pi_{2ij}}{\sum_{ij=0}^{z+ij} (\tau_{ij} - \bar{\tau}_{ij})^2}, \quad \bar{\tau}_{ij} = \frac{\sum_{ij=0}^{z+ij} \tau_{ij}}{z+ij}, \quad ij = 0, 1, 2, \dots$$

Предусмотрен и более жесткий вариант определения установившихся режимов работы двигателя. В этом случае режим работы двигателя считается установившимся, когда и температура газов за турбиной изменяется в узком диапазоне наряду с частотой вращения ротора высокого давления.

$$T_y = \frac{\sum_{ij=0}^{z+ij} (\tau_{ij} - \bar{\tau}_{ij}) \Gamma_{04ij}}{\sum_{ij=0}^{z+ij} (\tau_{ij} - \bar{\tau}_{ij})^2}, \quad \bar{\tau}_{ij} = \frac{\sum_{ij=0}^{z+ij} \tau_{ij}}{z+ij}, \quad ij = 0, 1, 2, \dots$$

При совместном нахождении коэффициента N_y и коэффициента T_y в допустимых пределах одновременно режим в этих $z+ij$ секундах считается установившимся.

Из сказанного видна вся сложность, стоящая перед инженерами и научными работниками,

занимающимися вопросами диагностирования двигателей маневренной авиации.

Заключение

Для двигателя маневренного самолета, особенно для двигателя однодвигательного самолета, существует острая необходимость в оптимальном управлении и диагностировании с помощью электронного цифрового регулятора, качество работы которого зависит от информационных потоков, поступающих от штатных датчиков.

В настоящее время на ФГУП ММПП «Салют» проводятся работы, позволяющие организовать поступление достоверных информационных потоков в электронно-цифровой регулятор двигателя.

Перечень ссылок

1. Хальд А. Математическая статистика с техническими приложениями / А. Хальдт. — М.: И*Л, 1956. — 664 с.

2. Мельникова Н.С., Ионов Д.А. Оценка влияния погрешности измеряемых параметров на точность определения и T_{Γ}^* по регрессионным моделям / Н.С. Мельникова, Д.А. Ионов — Известия высших учебных заведений Авиационная техник, Казань.: 3/2009. — 6 с.

Поступила в редакцию 01.06.2010 г.

A.O. Kuzmicheva, V.B. Korotkov, N.S. Melnikova

INFORMATION STREAMS FOR MONITORING GAS TURBINE ENGINE

Розглянуто питання формування вірогідних інформаційних потоків, які отримуються зі штатних датчиків, установлених на літаку та двигуні. Вірогідність потоків визначає якість керування і діагностування двигуна електронно-цифровим регулятором, у який ці потоки надходять. Показано, що для двигуна маневреного літака отримання цих потоків становить великі труднощі, обумовлені специфікою його експлуатації: частими змінами режиму роботи двигуна, висоти і швидкості. Пропонується ряд засобів, які дозволяють подолати ці труднощі та отримати інформацію, необхідну для керування та діагностування двигуна. Запропоновані засоби використовуються у ФДУП ММПП «Салют».

Авіаційний двигун, інформаційний потік, керування, діагностування, параметр, тренд

The problems of forming reliable information stream going from the aircraft and engine staff gauges are. determines The quality of management and diagnosis engine by digital electronic controller is determines reliability of that streams. It is shown that obtaining information streams to control engine aircraft maneuverability is great difficulties arising from frequent changes of the engine. Propose a number of ways to overcome these difficulties to obtain necessary information for control, diagnose engine.

Aircraft engine, information stream, control, diagnosis, trend