

ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И КАЧЕСТВА СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

УДК 629.7.03: 658.562

К ПРОБЛЕМЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ ГАЗОТУРБИННОГО АВИАДВИГАТЕЛЯ ПО СПЕКТРАМ 3D-ВИБРАЦИЙ

В. В. Болознев, М. Ю. Застела, Ф. Н. Мирсаитов

Введение

Давний интерес со стороны практиков к диагностическому потенциалу быстропротекающих процессов в тепловых энергетических установках получил теоретическое подкрепление в работах И. М. Пригожина по нелинейной термодинамике. К сожалению, сделать диагностическим главным энергетический параметр – температуру, точнее, ее флуктуации, не удастся, поскольку непосредственное их измерение технически затруднительно: быстродействующие термодатчики при высоких средних температурах недолговечны (одна секунда и менее).

Реальные результаты в применении к жидкостным (космическим) реактивным двигателям дает измерение косвенного параметра – электронной концентрации в пламени [1, 2], а к газотурбинным (авиационным) – вибраций [3–5]. Стендовые испытания газотурбинных двигателей (ГТД) показали, что причинами вибраций лопаток турбины и компрессора являются процессы во многих узлах ротора ГТД. Поэтому виброконтроль лопаток позволяет выявить до половины всех неисправностей ротора на доаварийной стадии [5–7]. Наиболее информативным диагностическим параметром является виброспектр.

Однако попытки создания аппаратуры для функциональной (т.е. бортовой или полетной) диагностики ротора, предпринятые многими авторами, пока безуспешны из-за трудностей сопряжения датчиков с реальными конструкциями ГТД.

Вынесенная в заголовок проблема фактически распадается на две:

– по ходу рабочего процесса и при вращении ротора контролируемые лопатки подвержены регулярным и вибрационным перемещениям по трем координатам, однако их спектры по каждой из координатных осей неизвестны;

– коллективный опыт функциональной вибродиагностики лопаток с помощью датчиков (на любом физическом принципе), не требующих для их установки препарирования ГТД, мягко говоря, ограничен.

Цель данной работы – исследование диагностических возможностей радиоволнового тракта, реализующего предложенный в [3] способ оценки состояния газотурбинного авиадвигателя в полете по виброспектрам лопаток турбины и компрессора. В данной реализации применен датчик, сходный по принципу работы и почти идентичный по конструкции с приборами [1, 2].

Принцип работы и форма диагностического отклика

Датчик автодинного типа состоит из конструктивно объединенных генератора и невыступающей антенны СВЧ, последняя служит чувствительным элементом и при установке на стенке ГТД размещена в смотровом (предназначенном для стендового осмотра и не задействованном в полете) окне. Формирование диагностического отклика осуществляется в своего рода полузамкнутой (для ЭМП) «камере», образуемой, например, элементами конструкции первой ступени турбины высокого давления. В продольном по потоку сечении эта «камера» ограничена внешним и внутренним корпусом статора; в поперечном сечении – несколькими движущимися и вибрирующими лопатками соседних: первой, второй ступеней, а также парой лопаток соплового аппарата статора – все это образует полупрозрачное для радиоизлучения диагностическое окно.

Размеры статьи позволяют описать только первые этапы – возбуждение ЭМП, формирование отклика и преобразование перемещения лопаток в комплексное сопротивление чувствительного элемента датчика, и далее – в коэффициент отражения. Последующие этапы аналогичны (хотя и не идентичны) происходящим в прототипах и состоят в автодинном преобразовании коэффициента отражения в изменение зондирующей частоты.

Диагностическим параметром является спектр описанного процесса, а диагностическим признаком – аномалии в спектре.

В качестве метода исследования выбрано численное электромагнитное моделирование с использованием программного продукта ФЕКО.

Один из методов ФЕКО – метод моментов предусматривает:

- замену металлических элементов эквивалентными электрическими токами;
- «возбуждение» среды в объеме «камеры» этими токами;
- наложение граничных условий;
- разбиение проводящих поверхностей на элементарные площадки, размер которых не превышает $L = \lambda/8$, где λ – длина волны ЭМП;
- составление систем линейных алгебраических уравнений для этих токов;
- решение уравнений.

Таким путем обеспечивается отыскание токов на поверхности антенны (с учетом влияния стенок и окон), затем – комплексного сопротивления антенны и, наконец, комплексного коэффициента отражения. Дальнейшее формирование отклика хорошо известно в ближней радиолокации, состоит в изменении частоты генерации и вычисляется методами теории колебания.

Выделены и исследованы следующие варианты формирования отклика: элементарный, групповой и аномальный. Аргументом является функция угла поворота ротора. Этот параметр удобен, поскольку легко преобразуется в пространственную или временную координату. Варьируемыми параметрами выбраны зондирующая частота, тип и размеры антенны (ограниченные диаметром смотровых окон), а также вид возбуждающего волновода.

В первом случае смоделировано угловое перемещение лопатки в пределах $\pm 12^\circ$ и вне пределов диагностического окна. Эта ситуация практически нереализуема, но позволяет сопоставить результаты с работой [8]. Главное здесь – различие фазы коэффициента отражения исправной и «закрученной» при вибрации лопаток. Результаты получены при зондирующих частотах 28...48 ГГц, с оптимумом на 37,5 ГГц ($\lambda = 8$ мм).

Во втором случае групповой отклик имитирует в квазистатическом приближении реальный процесс, когда диагностическое окно «зашторено» группой лопаток и имеет место малый поворот ротора, порядка $0,25^\circ$.

Третий случай – формирование аномального отклика – позволяет сделать предварительное заключение о контролеспособности предложенного способа диагностики. Здесь диагностический эффект отображен различием трасс (рис. 1). Как при поломке, так и при вибросмещении лопатки эффект наблюдаем. В обоих случаях фазовый отклик составляет около 8° или 0,14 радиан, а соответствующий радиочастотный отклик – порядка 0,0001 от несущей частоты (при среднем значении коэффициента отражения 0,1), что обеспечивает надежную регистрацию дефекта.

Однако в реальной диагностической ситуации форма радиосигнала – неудобный параметр. Ответ на вопрос может дать спектральный анализ в сопоставлении с серьезным массивом статистических данных не только о неисправностях, но и о помеховых факторах как результатах воздействия на датчик побочных явлений в ГТД.



Рис. 1. Фазы коэффициентов отражений аномальных откликов

Установим сначала структуры двух эталонных спектров – радиочастотного и рабочего. Последний отображает циклический процесс формирования откликов на прохождение лопаток вблизи антенны с пересечением (и возмущением) ЭМП. Здесь частота рабочего процесса

$$F_{И} = \frac{F_{об}n}{60} = F_{В}n, \quad (1)$$

где $F_{об}$, $F_{В}$ – число оборотов (об/мин) и частота вращения (Гц) ротора; n – число лопаток ротора турбины. Порядок величины у современных ГТД – несколько килогерц.

Структуры диагностических спектров

Спектр последовательности (1) имеет общеизвестные аналоги в радиотехнике [6] и при идентичности импульсов представляет собой совокупность дискретных компонентов с частотами $mF_{И}$ ($m = 1, 2, 3, \dots$). Рабочий процесс с этим спектром модулирует радиочастотное колебание в автодинном датчике (рис. 2).

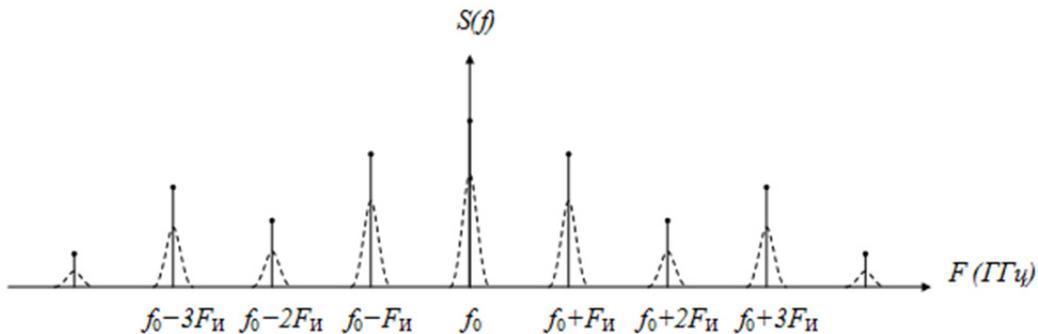


Рис. 2. Спектр радиочастотного отклика

Показанное уширение спектральных линий условно отображает модуляцию обоих процессов вибровоздействием. При этом модуляция радиочастотного сигнала рабочим процессом частотная, а рабочего процесса вибрационным – амплитудная. Далее в детекторном блоке системы радиоволновой диагностики осуществляется двухэтапное детектирование с выделением исходного виброспектра.

Для отыскания величины спектральных компонентов воспользуемся упомянутой аналогией. Аппроксимируем восходящий участок импульсного отклика в пределах $(-\theta_1, 0)$ полуволновым отрезком косинусоиды, где $[\cos\theta - \cos(\omega t)] = \cos\tau$, где $\omega = 2\pi(F_H, t)$, τ – безразмерны.

Нисходящий участок аппроксимируем суммой двух процессов: нисходящей ветвью косинуса с медленной фазой $p\tau$ ($p < 1$) и колебанием с быстрой фазой $q\tau$ ($q > 1$), имеющим амплитуду $\mu \ll 1$. Оба процесса происходят в пределах фазового угла θ_2 .

Теперь отклик антенны аппроксимирован совокупностью

$$a(\tau) = \begin{cases} 0,5A(\cos\tau - \cos\theta_1), & \tau \in (-\theta_1, 0) \\ 0,5A(\cos\theta_1 - \cos(p\tau) + \mu \cos(q\tau)), & \tau \in (0, \theta_2). \end{cases} \quad (2)$$

В радиотехнике количественная оценка спектральных компонентов дается коэффициентами Фурье:

$$\gamma_n(\theta_{1,2}, p, q, \mu) = \frac{1}{\pi A} \int_{-\theta_1}^0 a(\tau) \cos(n\tau) d\tau \quad (3)$$

либо коэффициентами формы $g_n = \gamma_n / \gamma_0$.

В радиотехнических аналогах аппроксимация более простая, а результаты интегрирования дают компактные выражения. Поэтому здесь приведем значения двух основных компонентов: постоянной составляющей (4) и амплитуды первой гармоники (5):

$$\gamma_0(\theta_{1,2}, p, q, \mu) = \frac{1}{\pi}(\sin\theta_1 - \theta_1 \cos\theta_1) + \frac{1}{\pi p}(\sin\theta_2 - \theta_2 \cos\theta_2) + \frac{\mu}{2\pi q}(\sin\theta_2 - \theta_2 \cos\theta_2); \quad (4)$$

$$\gamma_1(\theta_{1,2}, p, q, \mu) = \frac{1}{\pi} \sin(2\theta_1) + \frac{1}{\pi p}(\sin(2\theta_2)) + \frac{\mu}{2\pi q} \left[\frac{\sin(\theta_2(q+1))}{q+1} - \frac{\sin(\theta_2(q-1))}{q-1} \right]. \quad (5)$$

В просчитанных примерах варьировались формы импульсных откликов за счет изменения углов $\theta_{1,2} \in (\pi/4, 3\pi/2)$ и параметров $p \in (0,125; 0,3)$, $g \in (3; 5)$, $\mu \in (0,125; 0,3)$. Соответственно коэффициенты Фурье имеют значения: $g_1 > 0,9$, $g_2 \in (0,05 \dots 0,2)$, $g_3 \in (0,04 \dots 0,25)$.

Диагностическая значимость рабочего спектра (рис. 3) определяется не только формой импульсных откликов, дающих усредненное представление о форме лопаток, но и появлением в его составе дискретных компонентов, отображающих такие дефекты, как перекося рабочего колеса, биения вала, поломка одной или нескольких лопаток.

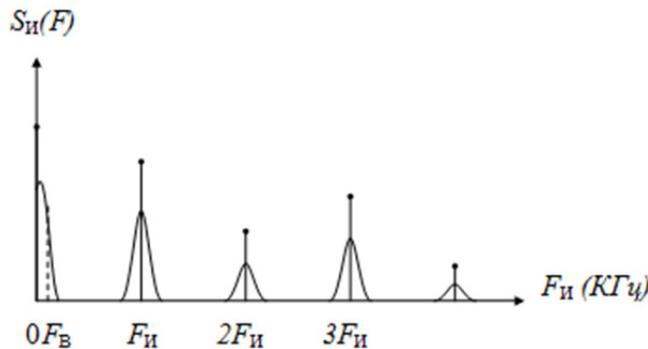


Рис. 3. Спектр частот рабочего процесса

Нетрудно заключить, что периодичность парциальных откликов в этих случаях равна периоду вращения и приводит к появлению в спектре дополнительного дискретного компонента с частотой вращения F_B , но с весьма малой амплитудой. Установление наличия и свойств этих компонентов, т.е. их первопричины, а также выявление в спектре помеховых откликов – тема отдельной работы.

Обратимся к основному диагностическому результату – виброспектру. На рис. 4 представлен типичный спектр виброперемещений (поз. 1), который в силу большого динамического диапазона амплитуд авиаторы предпочитают преобразовывать в спектр виброскоростей путем дифференцирования. Обычно этот спектр имеет негладкую огибающую даже в благополучной ситуации [4], тем не менее именно его в полете принимают за эталон при сопоставлении (конечно, компьютерном) с любым реальным.

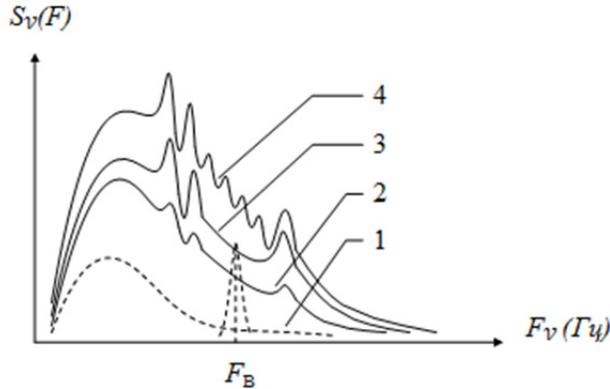


Рис. 4. Спектры виброоткликов:
1 – эталонный; 2 – нештатный; 3 – критический; 4 – аварийный

Оценка состояния узлов ГТД

Реальный виброспектр лопаток совместно с рабочим, как уже сказано, отображает около половины всех неисправностей (дефектов), возникших в полете [7]. Соответствующие причины и отклики сведены в табл. 1 [7].

Таблица 1

Диагностические отклики и их причины

Причина	Отклик
1. Частота вращения вала	1. Изменение интервала $F_{и}$
2. Биение вала	2. Компонент $F_{в}$ на нескольких из рабочих колес
3. Деформация лопаток	3. Изменение величины γ_n
4. Вибрация лопаток	4. Размывание спектральных линий
5. Поломка лопаток	5. Компонент $F_{в}$, но меньшей амплитуды и наблюдаемый на одном из рабочих колес

Надо признать, что перечень неполон: автор [4] приводит виброспектр, полученный в стендовом эксперименте, где отмечено появление двух близких и размытых дискретных компонентов (у нас они условно показаны на поз. 2 рис. 4), возникших при неисправности (возможно, возгаре) одной из жаровых труб камеры сгорания. При этом значения этих виброчастот не удалось поставить в соответствие с резонансами каких-то узлов ГТД.

В согласии с принятым в авиации подходом [4] оценка состояния узла производится на основании сопоставления показаний нескольких датчиков в соответствующих измерительных каналах. В необходимых случаях (т.е. при возникновении сомнений) изменяют режим полета и учитывают новую совокупность показаний. Поэтому мы вправе говорить лишь о вкладе исследуемого канала в общую оценку состояния ГТД.

Ранее в работе [3] мы, следуя еще одному принятому подходу [4], предлагали оценивать степень опасности лишь по качественному сравнению реального спектра с эталонным или допустимым (см. рис. 4). Однако по мере нарастания технической сложности летательных аппаратов совершенствуются и методики обеспечения безопасности полетов. Новый подход [9] улучшает безопасность полетов путем предотвращения последовательного перехода штатных ситуаций с эталонными спектрами в: *нештатные* (рис. 4, поз. 2), когда двигатель еще работоспособен на

данном рейсе, *критические* (рис. 4, поз. 3) и *аварийные* (рис. 4, поз. 4), ограничивая таким путем степень риска.

В данном случае применению этой стратегии способствует то обстоятельство, что регулярные и вибрационные перемещения лопаток (изгиб, скручивание, вытяжка), с одной стороны, совершаются в трехмерном диагностическом электромагнитном поле весьма сложной формы, а с другой – порождены физическими процессами в различных узлах ГТД. Пример такой зависимости дан в табл. 1 (это выборка из работы [6]). Поэтому можно с высокой вероятностью ожидать, что различная ориентация в трехмерном пространстве отразится на спектрах: радиочастотном, рабочем и вибрационном. Но установление подобных зависимостей – не наша задача. Мы должны извлечь эти спектры и донести их до бортового компьютера, дальнейшее – за авиаспециалистами.

Заключение

Система функциональной (полетной) диагностики, построенная на основе описанного способа, сочетает в себе достоинства средств ближней радиолокации с частотной модуляцией [10, 11], подтвержденную работами [1, 2] термостойкость; работает в хорошо освоенном частотном диапазоне, а ее внедрение не требует никаких изменений в конструкции двигателя.

Список литературы

1. Болознев, В. В. Датчик диэлектрической проницаемости потока ионизированного газа / В. В. Болознев, А. Ш. Чабдаров // Приборы и техника эксперимента. – 1992. – № 5. – С. 149–152.
2. Сафонова, Е. В. Теплостойкие СВЧ датчики систем контроля режимов горения : дис. ... канд. техн. наук : 05.11.13 / Сафонова Е. В. – Казань, 2003. – 183 с.
3. Мирсаитов, Ф. Н. Радиолокационная вибродиагностика газотурбинного авиадвигателя в условиях полета / Ф. Н. Мирсаитов, М. Ю. Застела, В. В. Болознев // Труды Междунар. симп. Надежность и качество. – 2014. – Т. 2. – С. 5.
4. Кеба, И. В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей / И. В. Кеба. – М. : Транспорт, 1980. – 247 с.
5. Барков, А. В. Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации / А. В. Барков, Н. А. Баркова, А. Ю. Азовцев. – СПб. : СПбГМТУ, 2000. – 116 с.
6. Генерирование колебаний и формирование радиосигналов: учебное пособие / под ред. В. Н. Кулешова, Н. Н. Удалова, В. М. Богачева. – М. : Изд. дом МЭИ, 2008. – 416 с.
7. Якобсон, П. П. Особенности вибрационной диагностики газотурбинных установок / П. П. Якобсон // Литература: доклады. – 2003. – URL: <http://www.vibrotek.ru/russian/biblioteka/21> (дата обращения: 01.06.2013).
8. Zielinski, M. Noncontact Crack Detection on Compressor Rotor Blades to Prevent Further Damage after HC-Failure / M. Zielinski, G. Ziller // RTO MP-AVT-121 Meeting Proceedings, NATO. – 2005. – P. 19/1–19/10.
9. Юрков, Н. К. Риски отказов сложных технических систем / Н. К. Юрков // Надежность и качество сложных систем. – 2014. – № 1 (5). – С. 18–25.
10. Комаров, И. В. Основы теории радиолокационных систем с непрерывным излучением частотно-модулированных колебаний / И. В. Комаров, С. М. Смольский. – М. : Горячая линия. Телеком, 2010. – 392 с.
11. Болознев, В. В. Методы и средства радиоволновой вибродиагностики двигателей летательных аппаратов / В. В. Болознев, М. Ю. Застела, Ф. Н. Мирсаитов // Надежность и качество сложных систем. – 2015. – № 2 (10). – С. 102–108.

Болознев Виктор Васильевич

кандидат технических наук, профессор,
кафедра радиоэлектронных и квантовых устройств,
Казанский национальный исследовательский
технический университет им. А. Н. Туполева
(420084, Россия, г. Казань, ул. К. Маркса, 10)

Застела Михаил Юрьевич

кандидат технических наук, профессор,
кафедра радиоэлектронных и квантовых устройств,
Казанский национальный исследовательский
технический университет им. А. Н. Туполева
(420084, Россия, г. Казань, ул. К. Маркса, 10)

Boloznev Viktor Vasil'evich

candidate of technical sciences, professor,
sub-department of electronic and quantum devices,
Kazan National Research Technical University
named after A. N. Tupolev
(420084, 10 K. Marks street, Kazan, Russia)

Zastela Mikhail Yur'evich

candidate of technical sciences, professor,
sub-department of electronic and quantum devices,
Kazan National Research Technical University
named after A. N. Tupolev
(420084, 10 K. Marks street, Kazan, Russia)

Мирсаитов Фанис Наилевич

кандидат технических наук,
директор департамента информационных технологий,
ООО «Тулпар-Техник»
(420306, Россия, Татарстан, Лаишевский р-н,
Аэропорт «Казань-2»)

Аннотация. Показано, что контроль параметров жидкостных (космических) реактивных двигателей возможен с помощью измерения косвенного параметра – электронной концентрации в пламени, а применительно к газотурбинным (авиационным) двигателям – контроль вибраций. Доказано, что причинами вибраций лопаток турбины и компрессора являются комплексные процессы во многих узлах газотурбинного двигателя (ГТД). Доказано, что необходимо контролировать виброспектр, причем виброконтроль лопаток роторного двигателя позволяет выявить до половины всех неисправностей ротора на доаварийной стадии. Приведена основная причина отсутствия виброконтроля – сложность сопряжения датчиков с реальными конструкциями ГТД. Показано, что проблема функциональной диагностики газотурбинного авиадвигателя представляет совокупность задачи контроля лопаток с неизвестными спектрами по каждой из координатных осей, а также задачи вибродиагностики лопаток с помощью датчиков, установка которых в ГТД практически невозможна. Предложено для диагностики ГТД использовать радиоволновой тракт как способ оценки состояния газотурбинного авиадвигателя в полете по виброспектрам лопаток турбины и компрессора. Исследован процесс формирования и диагностическая значимость отклика при радиоволновом виброконтроле режима газотурбинного двигателя в полете. Применение разработанного метода позволяет выявить дефекты на предаварийной стадии, а конструктивная реализация не требует изменения конструкций новых и действующих ГТД.

Ключевые слова: функциональная диагностика, газотурбинный двигатель, лопатка турбины, радиолокационный метод, виброспектр, диагностический отклик, 3D-вибрации.

Mirsaitov Fanis Nailevich

candidate of technical sciences,
director of department of information technologies,
Open joint-stock company «Tulpar-Tekhnik»
(420306, Airport «Kazan-2», Laishevsky district,
Republic of Tatarstan, Russia)

Abstract. It is shown that the control parameters of fluid (space) of jet engines is possible by measuring indirect parameters – electron density in the flame, and applied to the gas turbine (aircraft) engines – control vibration. It is proved that causes vibration of the turbine and compressor blades are complex processes in many units of the gas turbine engine (GTE). It is proved that it is necessary to control vibrospektr, the vibration control of the rotary engine blades reveals to one half of the rotor fault in the pre-damage stage. It is the basic reason for the lack of vibration control – the complexity of interfacing the sensors with the actual design of GTE. It is shown that the problem of functional diagnostics of a gas turbine aircraft engine is a set of blades control problems with unknown spectra for each of the coordinate axes, as well as the problem of vibration diagnostics of the blades by means of sensors, which are installed in a gas turbine engine is practically impossible. Proposed to GTD diagnostic use radiowave path, as a way of assessing the state of a gas turbine aircraft engine in flight at vibrospektram blades of the turbine and compressor. The process of formation and diagnostic significance of response at radio wave vibration control mode, the gas turbine engine in flight. Application of this method allows to detect defects on the pre-crash phase, and the implementation of structural changes do not require construction of new and existing GTD.

Key words: in-flight diagnostics, gas-turbine engine, turbine blade, RF-method, vibration spectrum, diagnostic response, 3D-vibrations.

УДК 629.7.03: 658.562

Болознев, В. В.

К проблеме функциональной диагностики газотурбинного авиадвигателя по спектрам 3D-вибраций / В. В. Болознев, М. Ю. Застела, Ф. Н. Мирсаитов // Надежность и качество сложных систем. – 2016. – № 1 (13). – С. 79–85.