

АЛГОРИТМ ДИАГНОСТИКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ахмед Х.С.А. *, Осипов Б.М. **

Казанский национальный исследовательский технический университет

им. А. Н. Туполева — КАИ (КНИТУ-КАИ),

ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

** e-mail: herse_ise19@mail.ru*

*** e-mail: obm0099@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 19.05.2020

Существенное развитие параметрических методов диагностики связано с использованием адекватных математических моделей газотурбинного двигателя (ГТД). Адекватные математические модели — линейные и нелинейные — получают путем идентификации априорной математической модели по результатам испытаний бездефектного двигателя. Сложность получения таких моделей заключается в том, что приходится решать некорректно поставленные задачи, т.е. количество уравнений (откликов) не равно количеству неизвестных (факторов). Для устойчивости решения таких задач используются различные методы, такие как усовершенствованный метод наименьших квадратов [1–3], метод уравнивания [4–6], дискретный фильтр Калмана [7–10] и другие [11–15]. В статье использовался метод гребневых оценок (ридж-оценки).

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническая диагностика, термодинамические параметры, математическая модель, алгоритм диагностики, методы идентификации.

1. Принципы диагностики

Основной задачей диагностики ГТД является распознавание состояния двигателя в условиях ограниченной информации. В простейшем случае можно выделить два основных состояния двигателя:

- исправный (бездефектный);
- неисправный (дефектный).

В свою очередь, неисправный двигатель может иметь конечное число классов состояний, в зависимости от состояния его узлов. Любое состояние двигателя определяется некоторой совокупностью параметров состояния, характеризующих работу узлов. Так, неисправности компрессора или турбины можно представить как изменение пропускной способности и адиабатического КПД данных узлов [16–20], неисправности выходного устройства — как изменение площади горла сопла и т.д. Некоторые классы состояния для различных дефектов, возникающих в проточной части ГТД, приведены в таблице.

Как правило, параметры состояния, по отклонению которых можно распознать неисправнос-

ти в двигателе, не меняются непосредственно ни в эксплуатации, ни при стендовых испытаниях. Обычно измеряется другая совокупность параметров — это температура, давление, расход топлива, воздуха, частота вращения роторов и др., которые называются признаками состояния. Каждой совокупности признаков состояния соответствует вполне определенная совокупность параметров состояния. Так, появление дефекта в узле приводит обычно к изменению потерь в нем, что отражается на параметрах состояния. В свою очередь, изменение параметров состояния в каком-либо узле вызывает соответствующие изменения признаков состояния. Однозначное соответствие между параметрами и признаками состояния можно установить с помощью математической модели двигателя.

Структурная схема разработанного алгоритма контроля и диагностики состояния ГТД по термодинамическим параметрам приведена на рис. 1.

Различные дефекты в проточной части ГТД

№ п/п	Номер дефекта	Расположение дефекта	Параметр состояния	Возможные состояния двигателя
1	2	3	4	5
1	1	Во входном диффузоре	$\sigma_{вх}$	1. Обледенение кромок 2. Попадание посторонних предметов 3. Загрязнение
2	2 3 4 5	В проточной части: а) вентилятора б) компрессора НД в) компрессора СД г) компрессора ВД	\bar{G}_k, η_k	1. Разрушение лопаток 2. Эрозионно-коррозионные повреждения лопаток 3. Помпаж 4. Неисправность механизма поворота ВНА или СА 5. Задевание лабиринтов 6. Износ лабиринтов
3	5	В камере сгорания	η_{kc}, σ_{kc}	1. Трещины, прогары, коробление, нагарообразование жаровых труб 2. Вибрационное горение 3. Закоксование, засорение топливных форсунок
4	7 16 8	В проточной части: а) турбины ВД б) турбины Д в) турбины НД	\bar{G}_T, η_T	1. Разрушение или обрыв лопаток 2. Вытяжка лопаток или диска 3. Эрозия лопаток и соплового аппарата
5	10 15 24 25	В реактивном сопле: а) нерегулируемом б) регулируемом в) наружного контура г) внутреннего контура	$F_{г.р.с}$ $\varphi_{р.с}$	1. Прогар и деформация створок 2. Коробление сопла
6	9	В камере смешения	$F_2 / F_1, \sigma_{к.см}$	1. Коробление дефлектора
7	2	В форсажной камере	η_ϕ, σ_ϕ	1. Трещины, прогары, коробление, деформации деталей форсажной камеры 2. Вибрационное горение
8	12	Форсунок в форсажной камере	T_ϕ^*	1. Закоксование или засорение форсажных форсунок
9	13 14	В подшипниках или приводах ротора: а) высокого давления б) низкого давления	$\eta_{м\text{ PBD}}$ $\eta_{м\text{ PBD}}$	1. Повышенное трение в подшипниках
10	17 20 23	В уплотнениях за: а) вентилятором б) компрессором СД в) компрессором ВД	$\Delta G_{ут.к}$	1. Разрушение лабиринтных уплотнений
11	21 22 19	В системе охлаждения: а) турбины ВД б) турбины СД в) турбины НД	$\Delta G_{охл.т}$	1. Нарушение подачи охлаждающего воздуха

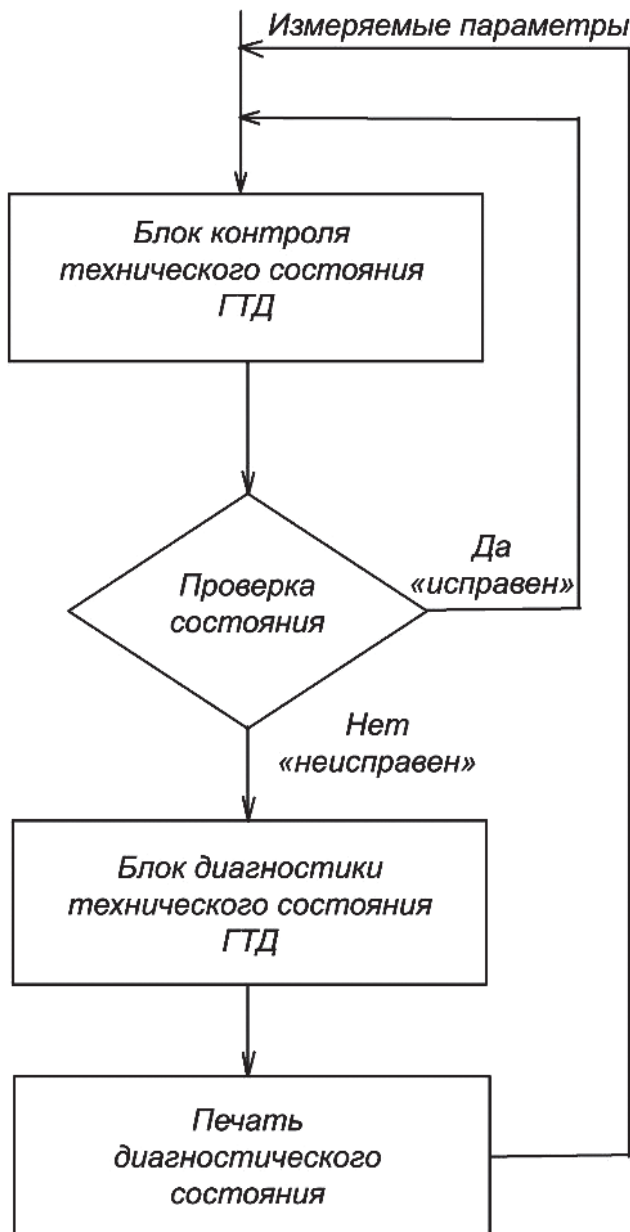


Рис. 1. Структурная схема алгоритма контроля и диагностики состояния ГТД

Работа алгоритма осуществляется в два этапа.

1. *Определение исправности проточной части двигателя.*

Результаты стендовых испытаний двигателя поступают в блок контроля (см. рис. 1), основной задачей которого является принятие решения о состоянии двигателя («исправен-неисправен»). В случае, когда результаты работы блока контроля свидетельствуют об исправном состоянии проточной части ГТД [21], управление передается на вход алгоритма. При наличии новой диагностической информации процесс контроля повторяется, при

отсутствии заканчивается. Если окажется, что проверяемый двигатель находится в одном из неисправных состояний, то управление передается блоку диагностики состояния ГТД.

2. *Определение неисправного узла проточной части двигателя.*

Основной задачей блока диагностики является определение неисправных узлов двигателя с заданной вероятностью и расчет соответствующих им параметров состояния. После печати диагностического сообщения управление вновь передается на вход алгоритма и процесс контроля и диагностики может быть продолжен.

Реализованный программно алгоритм диагностики выдает диагностические сообщения для ТРД ТЖ-100А-Z (рис. 2–5).

2. Теоретические основы алгоритма контроля и диагностики состояния ГТД

Алгоритм контроля и диагностики состояния ГТД основан на предположении, что имеется адекватная нелинейная математическая модель испытываемого двигателя, а также известны значения параметров и признаков состояния эталонного двигателя на режимах диагностики. В процессе испытаний диагностируемого двигателя определяются признаки состояния, а параметры состояния неизвестны. В общем случае зависимость признаков состояния от параметров состояния нелинейная:

$$y_{ij} = f(x_{ik}), \quad (1)$$

где y_{ij} — j -й диагностический параметр на i -м режиме;

x_{ik} — k -й параметр состояния на i -м режиме;

$i = \overline{1, n}$, n — номер режима диагностики;

$j = \overline{1, m}$, m — номер диагностического параметра;

$k = \overline{1, l}$, l — номер параметра состояния.

Нелинейные математические модели нашли широкое применение в практике отечественного авиадвигателестроения для расчетов дроссельных, высотно-скоростных характеристик и переходных режимов. Однако для их использования требуются ЭВМ с большим объемом внешней и оперативной памяти; кроме того, опыт работы показывает, что создание на их основе алгоритмов диагностики приводит к большим затратам машинного времени. Линеаризация исходной нелинейной системы уравнений относительно данного режима работы двигателя облегчает решение конкретной задачи — построения алгоритма диагностики, отвечающего требованиям, изложенным в п. 1.

ПРОГРАММЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ГТД

ДВИГАТЕЛЬ N - 1110

НОМЕР СБОРКИ - 0 ПОСТАНОВКА - 0 НОМЕР СТЕНДА - 1

ДАТА

ЧИСЛО - 6 МЕСЯЦ - 4 ГОД - 2020

ДИАГНОСТИКА ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

ВХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

КОНСТАНТЫ АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИКИ

1 11 0 6 1 1 1

НОМЕРА РЕЖИМОВ ДИАГНОСТИКИ

1

НОМЕРА ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

1 2 3 4 5 6 7

8 9 10 11

НОМЕРА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

1

МАССИВ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

**288.149 0.101325 56253.00 491.00 0.417638 105.925 1173.569
0.416280 987.581 0.173222 0.854264**

МАТРИЦА ДЕФЕКТОВ

1 4 0

4 5 6

5 7 8

7 9 10

10 11 0

13 12 0

МАССИВ ВЕСОВ ИЗМЕРЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ

**1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000**

МАССИВ ВЕСОВ РЕЖИМОВ

1.000000

РЕЗУЛЬТАТЫ

ДВИГАТЕЛЬ БЕЗДЕФЕКТНЫЙ

Рис. 2. Исправное состояние

ДИАГНОСТИКА ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

ВХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

КОНСТАНТЫ АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИКИ

1 11 0 6 1 1 1

НОМЕРА РЕЖИМОВ ДИАГНОСТИКИ

1

НОМЕРА ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

1 2 3 4 5 6 7

8 9 10 11

НОМЕРА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

1

МАССИВ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

288.149994 0.101325 56253.000000 490.457001 0.397304 102.012001 1181.329956
0.396233 996.158020 0.165851 0.783565

МАТРИЦА ДЕФЕКТОВ

1 4 0
4 5 6
5 7 8
7 9 10
10 11 0
13 12 0

МАССИВ ВЕСОВ ИЗМЕРЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ

1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000

МАССИВ ВЕСОВ РЕЖИМОВ

1.000000

РЕЗУЛЬТАТЫ

ДВИГАТЕЛЬ N - 1110 ДЕФЕКТНЫЙ

ЛОКАЛИЗАЦИЯ ОДИНОЧНЫХ ДЕФЕКТОВ

**ДЕФЕКТ ВО ВХОДНОМ ДИФFUЗОРЕ
КОЭФФИЦИЕНТ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ**

ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 1.0000
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9510
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ - -0.0490
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

НАЛИЧИЕ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ НЕ ОБНАРУЖЕНО

Рис. 3. Наличие одного дефектного узла

ДИАГНОСТИКА ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ
ВХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

КОНСТАНТЫ АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИКИ
1 11 0 6 1 1 1

НОМЕРА РЕЖИМОВ ДИАГНОСТИКИ
1

НОМЕРА ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ
1 2 3 4 5 6 7
8 9 10 11

НОМЕРА ЭКСПЕРИМЕНТОВ
1

МАССИВ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ
288.149994 0.101325 56253.000000 490.934998 0.403353 120.112000 1300.969971
0.403033 1118.790039 0.175701 0.793933

МАТРИЦА ДЕФЕКТОВ
1 4 0
4 5 6
5 7 8
7 9 10
10 11 0
13 12 0

МАССИВ ВЕСОВ ИЗМЕРЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000

МАССИВ ВЕСОВ РЕЖИМОВ
1.000000

РЕЗУЛЬТАТЫ

ДВИГАТЕЛЬ N - 1110 ДЕФЕКТНЫЙ

ЛОКАЛИЗАЦИЯ ОДИНОЧНЫХ ДЕФЕКТОВ

**ДЕФЕКТ В ПОДШИПНИКАХ ИЛИ ПРИВОДАХ РОТОРА В Д
МЕХАНИЧЕСКИЙ К.П.Д. РОТОРА В Д**

ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9900
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9446
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ- -0.0454
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

НАЙДЕН МЕНЕЕ ВЕРОЯТНЫЙ ДЕФЕКТ

ДЕФЕКТ В РЕАКТИВНОМ СОПЛЕ
ПЛОЩАДЬ РЕАКТИВНОГО СОПЛА

ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9850
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9483
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ- -0.0367
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

КРИТЕРИЙ РАЗДЕЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ - 0.154

ОБНАРУЖЕНЫ ДЕФЕКТЫ КРАТНЫЕ - 2
ЛОКАЛИЗАЦИЯ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ - ДВОЙНЫХ
НАЛИЧИЕ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ НЕ ПОДТВЕРДИЛОСЬ

Рис. 4. Наличие трудноразделимых дефектов

МАССИВ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ
288.149994 0.101325 56253.000000 496.079010 0.404262 107.536003 1268.650024
0.391662 1080.949951 0.158715 0.673563

МАТРИЦА ДЕФЕКТОВ
1 4 0
4 5 6
5 7 8
7 9 10
10 11 0
13 12 0

МАССИВ ВЕСОВ ИЗМЕРЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000 1.000000 1.000000 1.000000

МАССИВ ВЕСОВ РЕЖИМОВ
1.000000

РЕЗУЛЬТАТЫ
ДВИГАТЕЛЬ N - 1110 ДЕФЕКТНЫЙ
ЛОКАЛИЗАЦИЯ ОДИНОЧНЫХ ДЕФЕКТОВ

ДЕФЕКТ ВО ВХОДНОМ ДИФфуЗОРЕ

КОЭФФИЦИЕНТ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ
ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 1.0000
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9144
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ - -0.0856
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

ОБНАРУЖЕНЫ ДЕФЕКТЫ КРАТНЫЕ - 2
ЛОКАЛИЗАЦИЯ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ - ДВОЙНЫХ

ДЕФЕКТ ВО ВХОДНОМ ДИФфуЗОРЕ

КОЭФФИЦИЕНТ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ
ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 1.0000
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.9227
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ - -0.0773
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

ДЕФЕКТ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ К В Д
К.П.Д. КОМПРЕССОРА В Д

ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.7057
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 0.7053
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ - -0.0004
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

ПРОПУСКНАЯ СПОСОБНОСТЬ К В Д

ЭТАЛОННОГО ДВИГАТЕЛЯ - 1.7167
ДИАГНОСТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ - 1.6648
ЗНАЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ - -0.0519
ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ - 0.0000

ОБНАРУЖЕНЫ ДЕФЕКТЫ КРАТНЫЕ - 3
ЛОКАЛИЗАЦИЯ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ - ТРОЙНЫХ
НАЛИЧИЕ КРАТНЫХ ДЕФЕКТОВ НЕ ПОДТВЕРДИЛОСЬ

Рис. 5. Наличие двух дефектных узлов

Как отмечают ряд авторов [2, 4, 11], различия в решениях нелинейных уравнений и их линеаризованного представления на установившихся режимах не столь существенны, чтобы приводить к недопустимым ошибкам по точности, т.е. качественно различные решения отличных в математическом аспекте систем уравнений практически совпадают в количественном отношении, но только в малом, допустимом диапазоне отклонений параметров состояния. Так как в задачах контроля и диагностики имеют место малые отклонения параметров и характеристик узлов, то применение линеаризованных уравнений в них допустимо. Тогда линейное представление для нелинейной функции (1) в окрестности эталонного режима можно получить разложением ее в ряд Тэйлора:

$$y_{ij} = y_{ij0} + \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{i1}} \right)_0 (x_{i1} - x_{i10}) + \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{i2}} \right)_0 (x_{i2} - x_{i20}) + \dots + \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{ik}} \right)_0 (x_{ik} - x_{ik0}). \quad (2)$$

Проведя ряд несложных замен, преобразуем линейную систему (2) в систему условных уравнений:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{x_{i10}}{y_{ij0}} \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{i1}} \right)_0 \delta \bar{x}_{i1} + \frac{x_{i20}}{y_{ij0}} \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{i2}} \right)_0 \delta \bar{x}_{i2} + \frac{x_{ik0}}{y_{ij0}} \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{ik}} \right)_0 \delta \bar{x}_{ik}, \quad (3)$$

где $\varepsilon_{ij} = \frac{y_{ij} - y_{ij0}}{y_{ij0}}$ — относительная невязка j -го измеряемого параметра на i -м режиме;

$\delta \bar{x}_{ik} = \frac{x_{ik} - x_{ik0}}{y_{ij0}}$ — относительное отклонение

k -го параметра состояния на i -м режиме.

Обозначив коэффициенты влияния

$$d_{ijk} = \frac{x_{ik0}}{y_{ij0}} \left(\frac{\partial y_{ij}}{\partial x_{ik}} \right)_0, \quad (4)$$

получим:

$$\varepsilon_{ij} = d_{ij1} \delta \bar{x}_{i1} + d_{ij2} \delta \bar{x}_{i2} + \dots + d_{ijl} \delta \bar{x}_{il}. \quad (5)$$

Так как контролируемые параметры определяются с неодинаковой точностью, то приведение к равноточным измерениям можно осуществить с помощью весов:

$$\bar{\varepsilon}_{ij} = \varepsilon_{ij} \sqrt{P_i P_j}; \quad (6)$$

$$\bar{d}_{ij} = d_{ijk} \sqrt{P_i P_j}. \quad (7)$$

Здесь $\bar{\varepsilon}_{ij}$ — взвешенная относительная невязка измеряемого параметра;

P_i — вес режима;

P_j — вес измерения,

$$P_j = \frac{C}{\delta_{oj}^2}, \quad (8)$$

где C — константа; δ_{oj} — средняя квадратичная ошибка измерения параметра.

Рекомендации по выбору P_i и P_j подробно изложены в работах [22–24].

Для обеспечения однозначности и сравнимости результатов испытаний применяется приведение измеряемых параметров к эталонному режиму диагностики. Это обусловлено тем, что расчет коэффициентов влияния, параметров и признаков состояния по эталонной математической модели на режимах диагностики проводится обычно при вполне определенных режимных параметрах (для двигателя режимными параметрами являются P_n^* , T_n^* , $n_{вд}$ и т.п.). В процессе испытаний двигателя режимные параметры могут несколько изменяться, что приведет к нарушению связи измеряемых параметров с параметрами состояния. Поэтому приведение результатов испытаний к эталонному режиму осуществляется с помощью введения поправок. Пусть z_1, z_2, \dots, z_N — режимные параметры, отличающиеся от эталонных значений, тогда поправку на приведение к эталонному режиму по каждому измеряемому параметру можно записать в следующем виде:

$$\Delta \varepsilon_{ij} = d'_{ij1} \delta z_{i1} + d'_{ij2} \delta z_{i2} + \dots + d'_{ijN} \delta z_{iN}. \quad (9)$$

Здесь $\Delta \varepsilon_{ij}$ — поправка приведения j -го измеряемого параметра на i -м режиме;

d'_{ijN} — коэффициент влияния N -го режимного параметра на j -й диагностический параметр на i -м режиме;

$\delta\bar{z}_{iN}$ — относительное отклонение N -го режимного параметра от его эталонного значения, определяемое по формуле

$$\delta\bar{z}_{iN} = \frac{z_{iN} - z_{iN0}}{z_{iN0}}, \quad (10)$$

где z_{iN} — значение режимного параметра, полученное в момент измерений контролируемых параметров;

z_{iN0} — значение эталонного режимного параметра, принятого при расчете коэффициентов влияния для диагностики.

Очевидно, что в случае равенства измеренных и эталонных значений режимных параметров поправка приведения равна нулю.

Вводя в зависимость (5) веса и поправки приведения, получим окончательную систему условных уравнений:

$$S_{ij} = \bar{d}_{ij} \delta\bar{x}_{i1} + \bar{d}_{ij2} \delta\bar{x}_{i2} + \dots + \bar{d}_{ijl} \delta\bar{x}_{il}, \quad (11)$$

где

$$S_{ij} = \bar{\epsilon}_{ij} - \Delta\bar{\epsilon}_{ij}. \quad (12)$$

Система условных уравнений всегда переопределенная, т.к. число уравнений больше числа неизвестных, а также несовместная из-за неизбежных погрешностей измерений. Поэтому, согласно принципу Лежандра [25], преобразуем систему условных уравнений (11) в систему нормальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \left(\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m S_{ij}^2 \right)}{\partial x_1} &= 0; \\ \frac{\partial \left(\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m S_{ij}^2 \right)}{\partial x_2} &= 0; \\ &\dots \\ \frac{\partial \left(\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m S_{ij}^2 \right)}{\partial x_l} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Система (13) всегда определенная и совместная. Решением ее является вектор относительных отклонений искомых параметров состояния $(\delta\bar{x}_1, \delta\bar{x}_2, \dots, \delta\bar{x}_l)$, по которым можно судить о на-

личии дефекта. Если подставить найденные значения $\delta\bar{x}_1, \delta\bar{x}_2, \dots, \delta\bar{x}_l$ в систему условных уравнений (11), то получим так называемые остаточные невязки ξ_{ij} , показывающие, как найденные значения относительных отклонений параметров состояния удовлетворяют условным уравнениям. Если все остаточные невязки по своей величине достаточно малы, то полученная математическая модель является адекватной исследуемым измеренным параметрам. По степени адекватности можно судить о выявленном дефекте.

Выводы

Существующие отечественные системы и методы оценки технического состояния авиационных двигателей разработаны большей частью для использования полетной информации и основаны на ручной или автоматической регистрации параметров в полете. Анализ данных работ позволяет выделить следующие этапы контроля состояния:

1. Регистрация параметров на одном или нескольких режимах полета (обычно это крейсерский режим), проводится один или несколько раз за полет.

2. Предварительная обработка полученной информации осуществляется исключением грубых ошибок измерения и приведением измеряемых параметров к одним условиям полета и к одному режиму. В большинстве методик приведение измеряемых параметров к стандартным атмосферным условиям осуществляется с помощью среднестатистических дроссельных характеристик, полученных при стендовых испытаниях нескольких двигателей данной серии.

3. Расчет относительных отклонений измеряемых параметров от базовых (эталонных) значений параметров.

4. Сглаживание относительных отклонений параметров. Так, в работе [26] сглаживание производится экспоненциальным методом.

5. Оценка технического состояния диагностируемого двигателя проводится с использованием традиционного метода допускового контроля или методом выявления тенденций к уходу относительных отклонений параметров от первоначальных значений.

Библиографический список

1. Ахмед Х.С.А., Осипов Б.М. Многорежимная идентификация получения адекватной модели газотурбинного двигателя для диагностики по термогазо-

- динамическим параметрам // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 133-143.
2. *Ахмед Х.С.А., Оситов Б.М.* Многорежимная идентификация получения адекватной модели ТРД TJ-100A-Z для диагностики по термогазодинамическим параметрам // Вестник Пермского государственного технического университета. Аэрокосмическая техника. 2020. № 60. С. 5-14. DOI: 10.15593/2224-9982/2020.60.01
 3. *Александров Ю.Б., Нгуен Т.Д., Мингазов Б.Г., Суламан А.И.* Влияние расчетной сетки на результаты численного расчета трехмерного нестационарного закрученного потока за лопаточным завихрителем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 122-132. DOI: 10.34759/vst-2020-1-122-132
 4. *Цховребов М.М., Эзрохи А.Ю., Дрыгин А.С.* Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний // Авиационные двигатели и силовые установки: Сборник статей. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 153–159.
 5. *Кеба И.В.* Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Транспорт, 1980. — 248 с.
 6. *Тихонов А.Н.* О некорректных задачах линейной алгебры и устойчивом методе их решения // Доклады Академии Наук СССР. 1965. Т. 163. № 3. С. 591-595.
 7. *Себер Дж.* Линейный регрессионный анализ / Пер. с англ. В.П. Носко. Под ред. М.Б. Малютова. — М.: Мир, 1980. — 456 с.
 8. *Химмельблау Д.* Прикладное нелинейное программирование / Пер. с англ. И.М. Быховской и Б.Т. Вавилова. Под ред. М.Л. Быховского. — М.: Мир, 1975. -534 с.
 9. *Гельфанд И.М., Вул Е.Е., Гинзбург С.Л., Федоров Ю.Г.* Метод оврагов в задачах рентгеноструктурного анализа. — М.: Наука, 1966. — 76 с.
 10. *Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.* Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. — М.: Машиностроение, 1983. — 206 с.
 11. *Шепель В.Т., Кузьменко М.Л., Сарычев С.В.* и др. Надежность, диагностика, контроль авиационных двигателей. — Рыбинск: РГАТА, 2001. — 350 с.
 12. *Зубко А.И.* Перспективный комплекс виброакустической диагностики подшипниковых опор авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 47-55.
 13. *Князева В.В., Чубаров О.Ю., Неретин Е.С.* Методика диагностики неисправных состояний на базе измерений контролируемых параметров при огневых испытаниях // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. С. 106-115.
 14. *Коломенцев А.И., Мартиросов Д.С.* Методы функциональной диагностики двигателей летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2002. — 111 с.
 15. *Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П.* Влияние размерности турбореактивных двигателей на выбор оптимальных параметров рабочего процесса // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 40-45.
 16. *Писаренко В.Н.* Управление ремонтпригодностью в полном эксплуатационном цикле объекта // Труды МАИ. 2012. №. 59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35243>
 17. *Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А.* Оценка влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 99-108.
 18. *Ямпольский С.М., Рубинов В.И., Головин В.Я.* Расчет периодичности работ по техническому обслуживанию и ремонту изделия авиационной техники с учетом характеристик и места комплектующих его элементов в структурно-логической схеме надежности // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 94-99.
 19. *Чуян Р.К.* Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1988. — 287 с.
 20. *Тунаков А.П.* Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. — 184 с.
 21. *Alexiou A., Baalbergen E.H., Kogehop O., Mathioudakis K., Arendsen P.* Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada). GT2007-27086, pp. 19-28. DOI: 10.1115/GT2007-27086
 22. *Kurzke J.* About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada). GT2007-27620, pp. 493-501. DOI: 10.1115/GT2007-27620
 23. *Бойко Л., Карпенко Е.* Разработка метода расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора // Вестник двигателестроения. 2007. № 3(229). С. 143-146.
 24. *Бойко Л., Карпенко Е.* Математическая модель газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора и ее практическое применение // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 6. С. 71-77.
 25. *Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В.* Идентификация математических моделей сложного теплообмена. — М.: Изд-во МАИ, 1999. — 268 с.
 26. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 — 2015 — Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Washington, U.S.A., June 2011.*

DIAGNOSTICS ALGORITHM WITH GAS TURBINE ENGINE MATHEMATICAL MODEL APPLICATION

Ahmed H.S.A. *, Osipov B.M. **

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (KNRTU-KAI),
10, K. Marx str., Kazan, Tatarstan, 420111, Russia

* e-mail: hersh_ise19@mail.ru

** e-mail: obm0099@yandex.ru

Abstract

As a rule, the state parameters, which changing allows detecting the engine failures, change directly neither while operation, nor while bench testing. Usually, the other combination of parameters, called the status signs, is being measured. These are temperature, pressure, fuel and air consumption, rotor rotation frequency etc. A well-defined combination of state parameters corresponds to each combination status signs. The structural diagram of the developed algorithm for the gas turbine engine monitoring and state diagnostics by thermo-gas-dynamic parameters is being performed by the two stages:

1. Determining the engine gas-air channel serviceability.

The results of the engine bench tests are being loaded to the control unit, which main purpose consists in making decision on the engine state in the “serviceable - non-serviceable” form. In the case when the control unit operation results indicate the serviceable condition of the engine gas-air channel control is being transferred to the algorithm input.

2. Determining the serviceable node of the engine gas-air channel.

The main task of the diagnostics unit consists in identifying the non-serviceable assemblies of the engine with the specified probability and computing the state parameters corresponding to them. After printing the diagnostics message, control is being transferred again to the algorithm input, and the monitoring and diagnostics process can be continued.

The measured parameters undergo pre-processing according to the technique being employed at the enterprise. After that, computations according to the mathematical model on the same modes are being performed. The algorithm for monitoring and diagnosing of a gas turbine engine state is based on the assumption of the existence of the adequate non-linear mathematical model of the engine under testing, as well as known values of the state parameters and signs of the reference engine in the diagnostics mode.

In the course of tests of the diagnosed engine, the status signs are being determined, while the state parameters are unknown. In the general case, the dependence of the state signs on the state parameters is nonlinear. Thus, the linear models have to be obtained on a number of basic modes, bearing in mind that deviations from the given mode when using such models are possible within 10%.

Keywords: aircraft gas turbine engine, technical diagnostics, thermodynamic parameters, mathematical model, diagnostics algorithm, identification methods.

References

1. Ahmed H.S.A., Osipov B.M. Multimode identification to obtain an adequate gas turbine engine model for its diagnosing by thermal-gas dynamic parameters. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 133-143. DOI: 10.34759/vst-2020-1-133-143
2. Ahmed H.S.A., Osipov B.M. *Vestnik Permskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2020, no. 60, pp. 5-14. DOI: 10.15593/2224-9982/2020.60.01
3. Aleksandrov Yu.B., Nguyen T.D., Mingazov B.G., Sulaiman A.I. Computational grid impact on numerical computing results of three-dimensional non-stationary swirl flow behind the vane swirler. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 122-132. DOI: 10.34759/vst-2020-1-122-132
4. Tskhovrebov M.M., Ezrokhi A.Yu., Drygin A.S. *Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki. Sbornik statei*, Moscow, Torus Press, 2010, pp. 153–159.
5. Keba I.V. *Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Diagnostics of aircraft gas turbine engines), Moscow, Transport, 1980, 248 p.
6. Tikhonov A.N. *Doklady Akademii Nauk SSSR*, 1965, vol. 163, no. 3, pp. 591-595.
7. Seber G.A.F., Lee A.J. *Linear regression analysis*. 2nd edition. John Wiley & Sons, 2003, 582 p.
8. Himmelblau D.M. *Applied nonlinear programming*. NY, McGraw-Hill Book Company, 1972, 498 p.
9. Gel'fand I.M., Vul E.E., Ginzburg S.L., Fedorov Yu.G. *Metod ovragov v zadachakh rentgenostruktornogo analiza* (Method of ravines in problems of x-ray structural analysis), Moscow, Nauka, 1966, 76 p.

10. Akhmedzyanov A.M., Dubravskii N.G., Tunakov A.P. *Diagnostika sostoyaniya VRD po termogazodinamicheskim parametram* (Diagnostics of the aerofjet engine state by thermo-gas dynamic parameters), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 206 p.
11. Shepel' V.T., Kuz'menko M.L., Sarychev S.V. et al. *Nadezhnost', diagnostika, kontrol' aviatsionnykh dvigatelei* (Reliability, diagnostics, and control of aircraft engines), Rybinsk, RGATA, 2001, 350 p.
12. Zubko A.I. Perspective vibro-acoustics diagnostic complex for aircraft gas turbine engines bearing assemblies. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 47-55.
13. Knyazeva V.V., Chubarov O.Yu., Neretin E.S. Fault conditions diagnostic technique for firing trials based on controlled parameters measurements. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 106-115.
14. Kolomentsev A.I., Martirosov D.S. *Metody funktsional'noi diagnostiki dvigatelei letatel'nykh apparatov* (Methods of aircraft engines functional diagnostics), Moscow, MAI, 2002, 111 p.
15. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Filinov E.P. Effect of turbojet engine dimensionality on optimal working process parameters selection. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 40-45.
16. Pisarenko V.N. *Trudy MAI*, 2012, no. 59. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35243>
17. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E. A. Estimation of inlet airflow non-uniformity effect on turbofan thrust. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 99-108.
18. Yampol'skii S.M., Rubinov V.I., Golovin V.Ya. Management of maintenance service and repair of aviation technics during carrying out of the analysis logistical support. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 94-99.
19. Chuyan R.K. *Metody matematicheskogo modelirovaniya dvigatelei letatel'nykh apparatov* (Methods for aircraft engines mathematical modelling), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 287 p.
20. Tunakov A.P. *Metody optimizatsii pri dovodke i proektirovanii gazoturbinnnykh dvigatelei* (Optimization methods for gas turbine engines development and design), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 184 p.
21. Alexiou A., Baalbergen E.H., Kogenhop O., Mathioudakis K., Arendsen P. Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations. *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27086, pp. 19-28. DOI: 10.1115/GT2007-27086
22. Kurzke J. About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation. *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27620, pp. 493-501. DOI: 10.1115/GT2007-27620
23. Boiko L., Karpenko E. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2007, no. 3(229), pp. 143-146.
24. Boiko L., Karpenko E. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, no. 6, pp. 71-77.
25. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Nenarokomov A.V. *Identifikatsiya matematicheskikh modelei slozhnogo teploobmena* (Identification of complex heat transfer mathematical models), Moscow, MAI, 1999, 268 p.
26. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations, 1959—2015*. Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Washington, USA, June 2011.