

УДК 621.452.3–6:519.22

М.В. ШЕВЧЕНКО, С.В. ЕПИФАНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНИВАНИЕ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ПО КОСВЕННЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД**

Рассмотрены методы контроля удельного расхода топлива, наиболее часто применяемые в эксплуатации и их погрешности в условиях изменения технического состояния ГТД. Предложены и проанализированы два математических алгоритма, которые позволяют уменьшить эти погрешности. Это регрессионная модель на следе гребня и регрессионная модель на главных компонентах корреляционной матрицы задачи. Эти алгоритмы позволяют получить смещенные оценки. В качестве объекта исследования рассмотрен двухконтурный трехвальный ГТД с пятью измеряемыми параметрами и двадцатью тремя параметрами, характеризующими изменение технического состояния. С помощью нелинейной поузловой модели исследуемого объекта были смоделированы дефекты проточной части, имитирующие изменение технического состояния, получены оценки отклонения исследуемого параметра и выполнено их сравнение с результатами, полученными с помощью нелинейной модели. Определены погрешности оценивания. Регрессионная модель на главных компонентах продемонстрировала самую высокую точность и устойчивость.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель (ГТД), главные компоненты, диагностирование, регрессионная модель, ридж, статистическая оценка, удельный расход топлива.

Список обозначений

А – параметр расхода через СА турбины;
 $C_{уд}$ – удельный расход топлива;
 G – массовый расход;
 Н – матрица коэффициентов влияния;
 М – математическое ожидание;
 n – частота вращения;
 p – давление;
 R – тяга;
 T – температура;
 Y – измеряемые параметры проточной части;
 δ – относительное отклонение параметра;
 π – степень повышения давления;
 η – КПД;
 μ – коэффициент расхода;
 σ – коэффициент восстановления полного давления, среднеквадратическое отклонение;
 θ – параметры характеристик узлов;
 φ – коэффициент скорости;
 МСА – международная стандартная атмосфера;
 ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель.

vx – вход в компрессор;
 v – воздух;
 г – газ;
 К – компрессор;
 Н – сечение невозмущенной атмосферы;
 пр – приведенное значение параметра;
 СД – каскад среднего давления;
 С1 – реактивное сопло внутреннего контура;
 С2 – реактивное сопло наружного контура;
 Т – турбина;
 т – топливо;
 Σ – суммарное значение;
 0 – значение параметра в исправном состоянии.

Введение

Современные стратегии эксплуатации газотурбинных силовых установок основываются на информации об их текущем техническом состоянии. Для полного представления о причинах и характере изменения технического состояния проточной части двигателя необходимо определять характеристики узлов и анализировать их изменение. Для этого необходимо знать полную температуру, полное и статическое давление на входе и выходе из каждого узла, а для компрессоров и турбин – частоты вращения роторов. На практике большая часть этой информации недоступна. Помимо недостатка информации, как правило, наблюдаются шум и отклонения показаний датчиков, связанные с их погрешностями.

Список индексов

* – параметр торможения потока;
 В – каскад вентилятора, сечение за вентилятором;
 В1 – сечение за вентилятором во внутреннем контуре;
 В2 – сечение за вентилятором во внешнем контуре;
 ВД – каскад высокого давления;

Точная информация о величине удельного расхода топлива необходима для определения необходимого запаса топлива на полет. К сожалению, измерить удельный расход топлива непосредственно в полете невозможно. Но если оценить тягу, то по известным показаниям расходомера можно посчитать удельный расход топлива. Оценка тяги двухконтурных двигателей в полете в реальном времени возможна и является ключевым элементом в адаптивной системе управления тягой. Постановка задачи оценки тяги представлена в [1], ее роль в эксплуатации двигателя по состоянию в [2].

Существует два основных подхода к оцениванию неизмеряемых параметров: искусственные нейронные сети (ИНС) и подход, основанный на использовании моделей. В [2] Линк С. Джо ссылается на ряд публикаций, посвященных применению различных типов ИНС для ГТД. ИНС могут быть обучены в ходе работы двигателя и могут учитывать изменение технического состояния. Кроме того, ИНС хорошо работают в условиях зашумленности измерительной системы. Для тренировки ИНС необходима еще одна модель двигателя, которая связывает измеряемые и не измеряемые параметры двигателя. Связь между измеряемыми и неизмеряемыми параметрами зависит от характера изменения технического состояния. Поэтому ИНС самостоятельно не могут оценивать не измеряемые параметры в условиях изменения технического состояния.

Как отмечено в [2], самой большой проблемой при оценивании не измеряемых параметров является избыточность степеней свободы, т.е. число измеряемых параметров меньше числа параметров, которые нужно оценивать. Несколько техник применяется для преодоления этой проблемы, например: 1) многорежимный анализ проточной части [3]; 2) представление априорной информации к характеристикам узлов [4]; 3) алгоритмы оценивания параметров на основе нелинейной поузловой модели двигателя [5].

Многорежимный подход был разработан и улучшен многими авторами, например [6]. Этот подход основан на получении недостающей информации путем измерения параметров на нескольких режимах. Но в [7] отмечено, что выбор многорежимного подхода основан на предположении относительного постоянства параметров состояния. Нарушение этого допущения может привести к большой погрешности оценок. В [7] Стататис предлагает улучшение стандартного многорежимного подхода, основанное на исследовании отклонения параметров в одной рабочей точке, описанной различными параметрами состояния. Такой подход может, как выявить, так и идентифицировать дефект в отдельных узлах, но не может обеспечить высокой

точности оценивания неизмеряемых параметров, таких как тяга.

Представление априорной информации для характеристик узлов двигателя не всегда возможно и требует систематического обновления из-за износа.

Оценивание параметров на основе использования нелинейных поузловых моделей не приемлемо для использования на борту из-за большой вычислительной емкости. Кроме того, подобные модели со временем нуждаются в коррекции для того, чтобы учитывать износ, что возможно только после стендовых испытаний.

Наиболее широко используемый алгоритм для определения состояния – фильтр Калмана (ФК). Работы в области применения расширенного ФК для определения неизмеряемых параметров, такие как [8,9], показывают хорошую способность этого алгоритма оценивать такие важные параметры, как тяга и границы помпажа. Оценивание параметров состояния двигателя, используя расширенный ФК с постоянным усилением, был представлен Кобаяши и др. [9]. Были определены средние и максимальные ошибки оценивания для 100 случаев «здорового», изношенного двигателя и «здорового» двигателя со смещенными исполнительными устройствами. Точность оказалась высокой. Также в [9] отмечено, что без датчика давления на выходе из сопла второго контура линейный ФК не способен оценивать тягу точно при изменении технического состояния вентилятора.

Данная работа ставит своей целью оценивание неизмеряемых параметров на примере удельного расхода топлива в случае, когда число доступных датчиков в проточной части ограничено.

1. Объект исследования и существующие методы определения удельного расхода топлива

В данной работе анализируемые техники определения удельного расхода топлива применяются к двигателю пассажирского самолета. Это трехвальтный двухконтурный турбореактивный двигатель с большой степенью двухконтурности без смешения потоков. В работе двигатель представлен его нелинейной поузловой термогазодинамической моделью. Техническое состояние двигателя описывается $m=23$ параметрами $\bar{\theta}$, а изменение технического состояния описывается их относительными отклонениями $\delta\bar{\theta}$ (они перечислены в табл. 1). Один измеряемый параметр – $\pi_{кз}^*$ выбран как режимный. Остальные $n=5$ измеряемых параметров доступны для наблюдения. Эти параметры: полная температура на выходе из турбины, частоты вращения трех

роторов и расход топлива. Их отклонения, возникающие в результате износа двигателя, формируют вектор $\delta\vec{Y}$. Как известно, удельный расход топлива представляет собой отношение расхода топлива к тяге двигателя. Расход топлива измеряется в полете с помощью штатного расходомера. В эксплуатации тяга чаще всего определяется как функция измеряемой частоты вращения вентилятора или так называемого параметра тяги. В двух последующих главах при помощи нелинейной модели двигателя показывается, как дефекты различных узлов влияют на эти две функции.

1.1. Удельный расход топлива ГТД в зависимости от частоты вращения вентилятора

В ТРДД пассажирских самолетов с большой степенью двухконтурности 70%-85% тяги генерируется в наружном контуре. Тяга в наружном контуре сильно зависит от частоты вращения вентилятора. Часть тяги, генерируемая во внутреннем контуре, также связана с этим параметром. Таким образом, мы можем определить тягу как функцию частоты вращения вентилятора и использовать эту зависимость в эксплуатации. В случае износа двигателя

частота вращения вентилятора будет изменяться, вызывая соответствующее изменение тяги, но сама функция, вероятно, не будет сильно меняться. Зная тягу, определим удельный расход топлива.

Для того чтобы проверить это предположение для исследуемого объекта, описанная зависимость была определена с помощью нелинейной модели для всего диапазона режимов работы «здорового» двигателя и двигателя с дефектами. Были смоделированы шесть различных дефектов, представляющих дефекты различных узлов (табл. 2). Результаты представлены на рис. 1, на котором изображена зависимость между приведенным удельным расходом топлива двигателя и приведенной частотой вращения вентилятора. Приведенный удельный расход топлива определяется следующим известным выражением:

$$C_{уд пр} = \left(\frac{G_T}{R} \right) / \sqrt{\left(\frac{288}{T_H} \right)}, \quad (1)$$

где T_H – текущая температура невозмущенного потока перед двигателем.

Таблица 1

Матрица коэффициентов влияния

	$\delta\sigma_{вх}$	$\delta G_{в пр}$	$\delta\eta_{в1}$	$\delta\eta_{в2}$	$\delta G_{ксл пр}$	$\delta\eta_{ксл}$	$\delta G_{квд пр}$	$\delta\eta_{квд}$	$\delta A_{твд}$	$\delta\eta_{твд}$	$\delta A_{тсд}$	$\delta\eta_{тсд}$
δT_T	-0,4749	0,0701	-0,0813	-0,0098	0,1282	-0,8103	0,0833	-0,7513	0,4587	-0,9816	0,0940	-0,7985
δn_B	-0,2290	-0,7135	0,0238	0,2538	0,0159	-0,0686	0,0064	-0,0592	0,5742	-0,1344	0,0056	-0,1048
$\delta n_{сд}$	-0,4781	0,2291	-0,0555	-0,0847	-0,5056	0,3697	-0,0109	0,1175	0,4636	0,0965	-0,3425	0,3835
$\delta n_{вд}$	-0,2486	0,0535	-0,0412	-0,0123	0,0354	-0,3664	-0,6375	0,5551	0,0578	0,6801	0,8955	-0,2862
δG_T	-0,5121	0,0959	-0,0623	-0,0414	0,1577	-0,9448	0,0959	-0,8678	1,5590	-1,2312	0,1037	-0,9923
$\delta C_{уд}$	-1,9916	0,6231	-0,0998	-0,4935	0,1107	-0,7209	0,0749	-0,6710	0,1454	-0,8366	0,0845	-0,6834

Продолжение табл. 1

	$\delta A_{тв}$	$\delta\eta_{тв}$	$\delta\sigma_{кс}$	$\delta\eta_{г}$	$\delta\sigma_{в ксл}$	$\delta\sigma_{ксл квд}$	$\delta\sigma_{твд тсд}$	$\delta\phi_{с1}$	$\delta\mu_{с1}$	$\delta\phi_{с2}$	$\delta\mu_{с2}$
δT_T	-0,8518	-0,0135	-0,4019	0,0119	-0,3922	-0,5626	-0,8400	-0,0546	-0,0469	-0,0744	-0,0585
δn_B	-0,3373	0,2858	0,4610	-0,0006	-0,0229	-0,0444	-0,1162	0,1153	0,0990	0,4687	0,3690
$\delta n_{сд}$	0,4832	-0,0967	0,5441	0,0032	-0,4403	0,0887	0,0823	-0,0182	-0,0156	-0,0948	-0,0744
$\delta n_{вд}$	-0,2826	-0,0145	0,6562	0,0072	-0,2096	-0,2631	0,5832	-0,0217	-0,0188	-0,0441	-0,0347
δG_T	-1,0288	-0,0557	0,4953	-1,0317	-0,4404	-0,6510	-1,0554	-0,0844	-0,0725	-0,0467	-0,0365
$\delta C_{уд}$	-0,3067	-0,5557	-0,5934	-1,0261	-0,3570	-0,5036	-0,7158	-0,2886	-0,0502	-1,8889	-0,8290

Таблица 2

Исследуемые дефекты

Дефект 1	дефект входного устройства ($\delta\sigma_{вх} = -0,01$)
Дефект 2	дефект в наружном контуре ($\delta G_{в пр} = -1\%$, $\delta\sigma_{вх} = -0,01$, $\delta\phi_{с2} = -1\%$)
Дефект 3	прогар жаровой трубы КС ($\delta\sigma_{кс} = -0,02$, $\delta\eta_{г} = -0,02$, $\delta\eta_{твд} = -0,01$)
Дефект 4	дефект сопла ($\delta\phi_{с1} = -0,01$, $\delta\mu_{с1} = -0,01$)
Дефект 5	засорение компрессора ($\delta\eta_{в1} = -0,005$, $\delta\eta_{в2} = -0,005$, $\delta G_{ксл пр} = -0,01$, $\delta\eta_{ксл} = -0,01$, $\delta G_{квд пр} = -0,01$, $\delta\eta_{квд} = -0,01$)
Дефект 6	прогар соплового аппарата ТВД ($\delta A_{твд} = 0,01$, $\delta\eta_{твд} = -0,02$, $\delta A_{тсд} = 0,01$, $\delta\eta_{тсд} = -0,01$, $\delta A_{тв} = 0,01$)

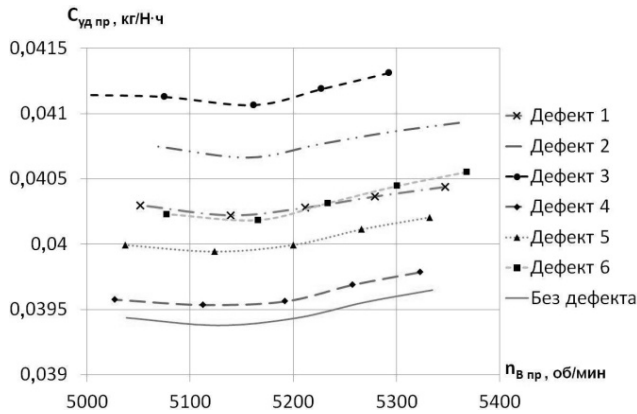


Рис. 1. Зависимость приведенного удельного расхода топлива двигателя от частоты вращения вентилятора

Как видно из рис. 1, некоторые, возникающие в двигателе, дефекты приводят к ошибке определения удельного расхода топлива до 4%.

1.2. Удельный расход топлива ГТД в зависимости от безразмерного параметра, характеризующего тягу

Для контроля тяги в эксплуатации используют безразмерный параметр тяги, значение которого в простейшем случае (для ТРД с нерегулируемым сужающимся соплом) определяется следующим выражением:

$$\bar{P}_R = \frac{P_T^*}{P_{ВХ}^*} \tag{2}$$

Будучи безразмерным, этот параметр должен быть менее зависим от изменений технического состояния двигателя и более удобный в использовании как аргумент функции удельного расхода топлива.

Для ТРДД с нерегулируемым соплом без смешения потоков:

$$\bar{P}_R = \frac{P_{ЭКВ}^*}{P_{ВХ}^*} \tag{3}$$

$$P_{ЭКВ}^* = \frac{P_T^* \cdot F_{C1} + P_{В}^* \cdot F_{C2}}{F_{C1} + F_{C2}} \tag{4}$$

где $P_{ЭКВ}^*$ эквивалентное давление давлению P_T^* в (2) для ТРДД без смешения потоков.

В технической и эксплуатационной документации вся информация по контролю тяги указывается в виде значений параметра тяги \bar{P}_R . Для этого разработчик ГТД на этапе стендовых испытаний опыт-

ных двигателей должен для партии двигателей (не менее пяти) в эксплуатационном диапазоне режимов определить на стенде зависимость параметра тяги от отношения (1).

При летных испытаниях двигателя разработчик ГТД и разработчик самолета совместно оценивают поправочные коэффициенты к этой зависимости и принятым номинальным значениям параметра тяги на всех требуемых режимах полета при разных высотах и числах Маха.

Для проверки работоспособности данного метода определять удельный расход топлива, с помощью нелинейной модели были смоделированы шесть различных дефектов, представляющих дефекты различных узлов (табл. 2). Результаты представлены на рис. 2.

На рис. 2 видно, что зависимость между приведенным удельным расходом топлива двигателя и параметром тяги качественно ничем не отличается от зависимости между приведенным удельным расходом топлива двигателя и частотой вращения вентилятора. В случае возникновения некоторых дефектов ошибка определения удельного приведенного расхода топлива может достигать 4%.

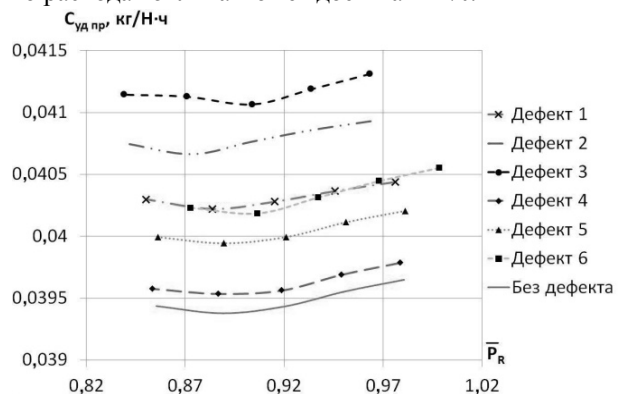


Рис. 2. Зависимость относительной приведенной тяги двигателя от параметра тяги

Таким образом, обе функции удельного расхода топлива, представленные выше, требуют дополнительной коррекции в случае возникновения дефектов.

2. Постановка задачи

Рассмотрим зависимость некоторой случайной величины y (последовательность ее значений y_1, y_2, \dots, y_n) от независимых признаков x_1, x_2, \dots, x_m :

$$y_t = \alpha_1 \cdot x_{t1} + \alpha_2 \cdot x_{t2} + \dots + \alpha_m \cdot x_{tm} + \epsilon_t \tag{5}$$

где $t=1, \dots, n$ – номер наблюдения; $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m$ – параметры, которые необходимо оценить; ϵ_t – случай-

ное отклонение. Уравнение (5) называется регрессией [15].

Линейная модель ТРДД для определения параметров состояния может быть записана таким же образом. Для заданного режима работы она позволяет рассчитывать относительные отклонения $\delta\bar{Y}$, вызванные малыми отклонениями $\delta\bar{\theta}$ и может быть записана следующим образом:

$$\delta\bar{Y} = \mathbf{H} \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (6)$$

Уравнение (6) является матричной формой записи уравнения (5). Это статическая задача в окрестности заданной режимной точки (неизменные параметры окружающей среды и параметры режима). Матрица \mathbf{H} ($n \times m$) – матрица коэффициентов влияния (МКВ), каждый элемент которой H_{ij} описывает линейную зависимость между соответствующим отклонением параметра технического состояния θ_j и соответствующим отклонением признака состояния Y_i . МКВ формируется из нелинейной поузловой модели в результате моделирования дефектов путем задания коэффициентов смещения характеристик узлов. Элементы МКВ определяются следующим образом:

$$H_{ij} = \frac{Y_i(\delta\theta_j) - Y_{0i}}{Y_{0i} \cdot \delta\theta_j}, \quad (7)$$

где Y_{0i} – измерение в «здоровом» двигателе, $\delta\theta_j$ – отклонение параметра технического состояния, $Y_i(\delta\theta_j)$ – измерение, соответствующее $\delta\theta_j$, которое задается с помощью нелинейной модели. Таким же образом задается линейная модель удельного расхода топлива:

$$\delta C_{уд} = \bar{C}' \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (8)$$

Элементы вектора коэффициентов влияния \bar{C} формируются таким же образом, как и элементы матрицы \mathbf{H} .

Матрица \mathbf{H} представлена в табл. 1. В последней строке табл. 1 представлен вектор \bar{C} . Данные табл. 1 были посчитаны для режима работы исследуемого ТРДД $\pi_{кз}^* = 21$.

Для того чтобы определить отклонение удельного расхода топлива $\delta C_{уд}$ из уравнения (8), нужно знать отклонение параметров технического состояния. Последние могут быть определены из системы уравнений (6). Но для исследуемого ТРДД число параметров технического состояния гораздо больше числа измеряемых параметров, что нарушает основное допущение классического регрессионного ана-

лиза ($\text{rank}(\mathbf{H}) < m$) [15]. Это значит, что матрица плана ($\mathbf{H}' \cdot \mathbf{H}$) не может быть обращена и задача не может быть решена классическим методом наименьших квадратов потому, что имеет бесконечное число решений. Поэтому нужна дополнительная информация для того, чтобы регуляризовать задачу и получить оценки параметров в классе смещенных оценок. В последующих главах представлены и проанализированы применительно к исследуемому объекту два подхода регуляризации.

3. Решение задачи

3.1. Метод гребневой (ридж) регрессии

Процедура с использованием т. н. следа гребня (ridge trace) была впервые предложена Хоерлом в 1962 г. Она предназначена для «плохо обусловленных» ситуаций, когда имеются значительные корреляции между разными параметрами, входящими в модель. Вследствие чего матрица $\mathbf{H}' \cdot \mathbf{H}$ становится почти вырожденной, а оценки параметров – неустойчивыми (могут иметь, например, неправильный знак, а их значения могут выходить за пределы, обусловленные физическими представлениями) [16].

Метод гребневой регрессии в его простейшей форме состоит в следующем. Пусть \mathbf{Z} представляет собой подходящим образом центрированную и нормированную матрицу \mathbf{H} . Центрирование позволяет уменьшить разброс конечных оценок, а нормирование позволяет использовать $\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z}$ как корреляционную матрицу. Таким образом, если исходная модель имеет вид (6), то новые центрированные и нормированные переменные:

$$Z_{ij} = (H_{ij} - \bar{H}_j) \cdot s_{jj}^{-1/2} \quad \text{or} \quad \mathbf{Z} = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S}, \quad (9)$$

где

$$\bar{H}_j = \sum_{i=1}^n H_{ij} / n; \quad s_{jj} = \sum_{i=1}^n (H_{ij} - \bar{H}_j)^2;$$

$$\bar{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \\ \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{s_{11}}} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sqrt{s_{22}}} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sqrt{s_{mm}}} \end{bmatrix} \quad (10)$$

и

$$\bar{y} = (\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y}) \cdot s_{yy}^{-1/2}, \quad (11)$$

где

$$\delta\bar{Y} = \sum_{i=1}^n \delta Y_i / n; s_{yy} = \sum_{i=1}^n (\delta Y_i - \delta\bar{Y})^2. \quad (12)$$

Теперь модель (6) может быть записана так:

$$\bar{y} = \mathbf{Z} \cdot \bar{\beta}. \quad (13)$$

Ридж-оценками m элементов вектора $\bar{\beta} = (\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_m)'$ модели (13) будут m элементов $\bar{b}(\alpha) = (b_1(\alpha), b_2(\alpha), \dots, b_m(\alpha))'$, которые могут быть найдены с помощью уравнения:

$$\bar{b}(\alpha) = (\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z} + \alpha \cdot \mathbf{I})^{-1} \cdot \mathbf{Z}' \cdot \bar{y}, \quad (14)$$

где α положительное число (обычно лежит в интервале (0,1)) [16], \mathbf{I} – единичная матрица ($m \times m$). Чтобы восстановить оценки интересующих нас параметров модели (6), необходимо произвести обратные (9) и (11) преобразования.

После (14), (13) становится:

$$\bar{y} = \mathbf{Z} \cdot \bar{b}(\alpha). \quad (15)$$

Если подставить (9) и (11) в (15), получим:

$$(\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y}) \cdot s_{yy}^{-1/2} = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S} \cdot \bar{b}(\alpha). \quad (16)$$

В [10] описано как из (6) получить следующее:

$$(\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y}) = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (17)$$

Поставив в соответствие (16) и (17), получим

$$\delta\bar{\theta}(\alpha) = \mathbf{S} \cdot \bar{b}(\alpha) \cdot s_{yy}^{1/2}. \quad (18)$$

Теперь мы можем построить и исследовать зависимость $\delta\bar{\theta}(\alpha)$ от α для каждого из параметров технического состояния. Такая зависимость называется след гребня.

Рассмотрим дефекты, представленные в табл. 2, и, на примере дефекта 5, рассмотрим метод гребневой регрессии.

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения: $T_T = 947,16$ К, $n_B = 5336$ об/мин, $n_{сд} = 9915$ об/мин, $n_{вд} = 13836$ об/мин, $G_T = 2441$ кг/ч, $P = 61542$ Н. От-

носительные отклонения измеряемых параметров для шести рассматриваемых дефектов представлены в табл. 3. Последняя строка табл. 3 – относительные отклонения тяги.

След гребня для дефекта 5 представлен на рис. 3. След гребня для дефекта 5 в увеличенном масштабе представлен на рис. 4.

Таблица 3

Относительные отклонения измеряемых параметров для дефектов из табл. 1

$\delta\bar{Y}$	Дефекты					
	1	2	3	4	5	6
δT_T	0,0047	0,0046	0,0182	0,0010	0,0128	0,0247
δn_B	0,0023	0,0048	-0,0079	-0,0022	-0,0005	0,0062
$\delta n_{сд}$	0,0048	0,0035	-0,0108	0,0003	0,0015	0,0000
$\delta n_{вд}$	0,0025	0,0023	-0,0210	0,0004	0,0044	-0,0039
δG_T	0,0051	0,0044	0,0236	0,0016	0,0147	0,0414
$\delta C_{уд}$	0,0199	0,0323	0,0419	0,0034	0,0140	0,0228

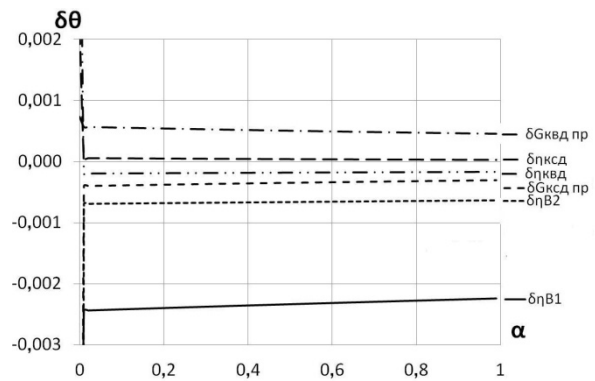


Рис. 3. След гребня для дефекта 5

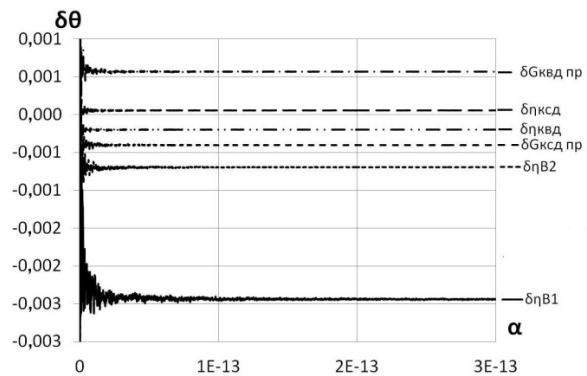


Рис. 4. След гребня для дефекта 5 (увеличенный масштаб)

На рис. 3 видно, что оценки отклонений параметров состояния не меняются с увеличением α от 0,1 до 1. На рис. 4 мы можем видеть колебания оценок отклонений параметров состояния для $\alpha < 10^{-13}$. Это связано с тем, что порядок α соизмерим с порядком компьютерной точности. Когда $\alpha > 1,5 \cdot 10^{-13}$

оценки становятся стабильными. В [16] описаны некоторые процедуры автоматического выбора α итерационным путем.

Для дефекта 5 $\alpha=2 \cdot 10^{-13}$. Далее $\delta\bar{\theta}(2 \cdot 10^{-13})$ подставляем в (8) и получаем расчетное значение отклонения тяги $\delta C_{уд \text{ расч}}=0,0193$. Сравнивая $\delta C_{уд \text{ расч}}$ с $\delta C_{уд}$ из табл. 3 получаем погрешность оценки относительного отклонения удельного расхода топлива для дефекта 5 с помощью ридж регрессии:

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,53\%.$$

Подобным образом проводим расчет для остальных пяти дефектов. Зависимости Δ от α для различных дефектов представлены на рис. 5.

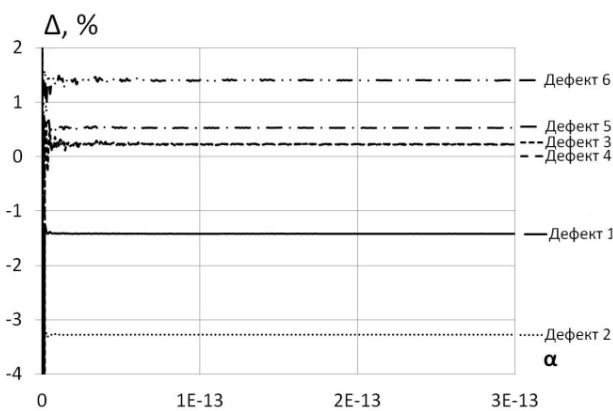


Рис. 5. Ошибки оценивания удельного расхода топлива методом ридж регрессии для различных дефектов в зависимости от α

- Для дефекта 1: $\Delta = -1,42\%$.
- Для дефекта 2: $\Delta = -3,27\%$.
- Для дефекта 3: $\Delta = 0,22\%$.
- Для дефекта 4: $\Delta = 0,23\%$.
- Для дефекта 5: $\Delta = 0,53\%$.
- Для дефекта 6: $\Delta = 1,40\%$.

Как видно, ридж регрессия позволяет решать плохо обустроенную задачу, используя некоторую дополнительную информацию. Т.к. мы изменили исходную матрицу плана, следовательно, оценки $\delta\bar{\theta}(\alpha)$ не имеют физического смысла и не могут быть использованы в диагностических целях. Они используются лишь с целью математических преобразований системы уравнений (6) и (8) для того, чтоб сделать ее решение возможным. Математический смысл процедуры построения следа гребня – смещение математического ожидания распределения оценок для того, чтоб получить фигуру распределения оценок конечной площади. Т.е. мы внедряем некоторую ошибку, смещая математическое

ожидание распределения оценок, но величина этой ошибки гораздо меньше, чем исходная дисперсия оценок. Так же видно, что погрешность определения отклонения удельного расхода топлива методом ридж регрессии значительно ниже, чем методами, описанными в главе 1. Однако процедура выбора параметра α в методе ридж регрессии связана с работой на уровне компьютерной точности и сложна в программной реализации. Необходимо найти метод оценивания, который ищет оценки в классе смещенных оценок с более стабильным алгоритмом.

3.2. Регрессия на главных компонентах

В регрессии на главных компонентах, как и в ридж регрессии, мы рассматриваем подходящим образом центрированную и нормированную матрицу \mathbf{H} , которую обозначаем \mathbf{Z} (9).

Главные компоненты – это система ортогональных векторов \bar{W}_j (направления которых совпадают с собственными векторами корреляционной матрицы системы), полученных с помощью преобразования

$$\bar{W}_j = \gamma_{1j} \cdot \bar{Z}_1 + \gamma_{2j} \cdot \bar{Z}_2 + \dots + \gamma_{rj} \cdot \bar{Z}_r \quad (19)$$

или $W = Z \cdot G$.

У вектора \bar{W}_j есть несколько полезных свойств:

$$\sum_i \sum_j W_{ij}^2 = \sum_j \lambda_j = r. \quad (20)$$

Таким образом, с помощью линейного преобразования исходных вектор-столбцов \bar{Z}_j формируются новые векторы \bar{W}_j , каждый из которых соответствует одному из характеристических чисел корреляционной матрицы. Модель (6) заменяется альтернативной моделью, связывающей $\delta\bar{Y}$ с \bar{W}_j . Влияние величины главных компонент на вектор $\delta\bar{Y}$ уменьшается по мере уменьшения соответствующих характеристических чисел (это интерпретируют как то, что первые главные компоненты «объясняют» основную часть экспериментальных данных [16]).

Поэтому можно использовать не все главные компоненты, а выбрать несколько первых из них. Это дает возможность понизить порядок системы (количество неизвестных главных компонент) и обеспечить однозначность решения задачи оценивания. Однако не существует универсальной процедуры выбора необходимого количества главных компонент. Как

правило, выбирают столько главных компонент, чтоб они объясняли необходимую долю дисперсии (эта доля зависит от характера исследования).

Далее используем приведенную нормированную регрессионную модель в виде:

$$\bar{y} = \mathbf{W} \cdot \bar{\mathbf{b}}. \quad (21)$$

Применим к (21) метод наименьших квадратов:

$$\hat{\mathbf{b}} = (\mathbf{W}' \cdot \mathbf{W})^{-1} \cdot \mathbf{W}' \cdot \bar{\mathbf{y}}'. \quad (22)$$

Если (19) подставить в (21):

$$\bar{y} = \mathbf{W} \cdot \hat{\mathbf{b}} = \mathbf{Z} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (23)$$

Затем (11) и (9) подставить в (23):

$$\delta \bar{Y} - \delta \bar{Y} = \sqrt{S_{yy}} \cdot (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (24)$$

В [10] объясняется, как из (6) получить следующее:

$$\delta \bar{Y} - \delta \bar{Y} = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \delta \bar{\theta}. \quad (25)$$

Подставив(25) в соответствие (24), получим:

$$\delta \hat{\theta} = \sqrt{S_{yy}} \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (26)$$

Подставляя (26) в (8), получаем оценки отклонения удельного расхода топлива:

$$\delta C_{уд} = \bar{C}' \cdot \sqrt{S_{yy}} \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (27)$$

Таким образом, также как в ридж регрессии, мы уменьшаем дисперсию оценок до конечных значений, вводя ошибку в исходную информацию, получая смещенные оценки.

Рассмотрим дефекты, представленные в табл. 2, и, на примере дефекта 5, попробуем найти оценки отклонения удельного расхода топлива, используя информацию из табл. 1. Для расчетов будем использовать (9–12), (19), (22), (27).

Характеристические числа и векторы корреляционной матрицы ($\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z}$):

$$\bar{\lambda} = |11,4225 \ 6,4695 \ 3,4776 \ 1,6303 \ 0...0|';$$

$\bar{\gamma}_1 =$	0,2549	$\bar{\gamma}_2 =$	0,0612	$\bar{\gamma}_3 =$	-0,2591	$\bar{\gamma}_4 =$	-0,0125
	-0,2112		-0,2746		-0,0263		-0,0062
	0,2609		0,1583		0,0281		-0,1879
	0,2108		0,2745		0,0107		0,0527
	-0,0884		0,2890		-0,3250		0,0445
	0,2104		-0,2080		0,2472		-0,0340
	-0,1077		0,1854		0,4265		0,0876
	0,2189		-0,2319		-0,1650		-0,0792
	-0,1704		0,1942		0,1725		-0,4437
	0,2188		-0,2331		-0,1684		-0,0449
	0,0251		-0,0246		-0,5323		-0,0477
	0,2103		-0,2290		0,2114		-0,0116
	0,1694		-0,2854		0,2038		-0,0246
	0,2145		0,2690		0,0098		0,0618
	0,1281		-0,1179		-0,0481		-0,6620
	0,1888		-0,1375		-0,0151		0,5369
	0,2549		0,1656		-0,1519		0,0137
	0,2391		-0,1716		0,2111		-0,0305
	0,2186		-0,2332		-0,1688		-0,0443
	0,2749		0,1254		0,0953		0,0463
	0,2748		0,1256		0,0957		0,0466
	0,2201		0,2559		0,0735		-0,0501
	0,2200		0,2560		0,0737		-0,0504

Накопленная доля суммарной дисперсии независимых переменных для использования различных сочетаний собственных чисел, исходя из (20):

$\lambda_1/23$	$(\lambda_1+\lambda_2)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3+\lambda_4)/23$
0,4945	0,7755	0,9319	1

Нет смысла в дальнейшем рассматривать больше чем первые четыре главных компоненты, так как остальные соответствуют нулевым характеристическим значениям.

После всех необходимых математических преобразований получаем:

$\hat{\mathbf{b}} =$	0,0361	-0,1051	0,1099	-0,2778
----------------------	--------	---------	--------	---------

$$\delta C_{уд \text{ расч}} = 0,0193,$$

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,5317\%.$$

Для дефекта 1: $\Delta = -1,42\%$.

Для дефекта 2: $\Delta = -3,27\%$.

Для дефекта 3: $\Delta = 0,22\%$.

Для дефекта 4: $\Delta = 0,23\%$.

Для дефекта 5: $\Delta = 0,53\%$.

Для дефекта 6: $\Delta = 1,41\%$.

Как видно, регрессия на главных компонентах позволяет решить неопределимую задачу, используя линейное преобразование исходных данных. Как было показано, в этом случае оценки $\delta \bar{\theta}$ не имеют физического смысла и не могут быть использованы в диагностических целях. Они нужны только для математического преобразования системы уравнений (6) и (8).

Математический смысл регрессии на главных компонентах такой же, как и для ридж регрессии – смещение математического ожидания распределения оценок для получения конечного размера пространства их распределения, т.е. внесение некоторой ошибки, смещая математическое ожидание распределения оценок, но величина этой ошибки гораздо меньше, чем исходная дисперсия оценок. Ошибки оценивания с помощью регрессии на главных компонентах для каждого из рассматриваемых дефектов не отличаются от ошибок метода ридж регрессии. Однако результат, полученный с помощью метода главных компонент, не зависит от компьютерной точности и не требует постоянного инженерного контроля. Возможно, это позволит применять анализ главных компонент в решении поставленной задачи. Необходимо определить область применимости данного метода, проверив его на других режимах работы для большего числа дефектов с учетом погрешностей измерительной системы.

3.3. Оценки отклонений удельного расхода топлива двигателя

В данной работе был исследован ряд дефектов, покрывающий различные возможные дефекты во всех отдельных узлах двигателя. Эти дефекты были определены Кёрноком [11] и использованы для расчетов многими исследователями (Дьюаллеф и др. [12], Матиоудакис и др. [13], Ромессис и др. [14] и т.д.). Рассмотренные дефекты узлов – представители наиболее часто встречающихся на практике и могут быть выражены как процентные отклонения параметров состояния от их номинальных значений (табл. 4).

Таблица 4
Состав исследуемых дефектов

№	Узел с дефектом	Отклонение параметров состояния
1	В	$\delta G_{В пр} = -1,7\%$, $\delta \eta_{В1} = -0,4\%$, $\delta \eta_{В2} = -0,5\%$
2	В	$\delta G_{В пр} = -1\%$
3	КВД	$\delta G_{КВД пр} = -1\%$, $\delta \eta_{КВД} = -0,7\%$
4	КВД	$\delta \eta_{КВД} = -1\%$
5	КВД	$\delta G_{КВД пр} = -1\%$
6	ТВД	$\delta A_{ТВД пр} = +1\%$
7	ТВД	$\delta A_{ТВД пр} = -1\%$, $\delta \eta_{ТВД} = -1\%$
8	ТВД	$\Delta \eta_{ТВД} = -1\%$
9	ТВ	$\Delta \eta_{ТВ} = -1\%$
10	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = -1\%$, $\delta \eta_{ТВ} = -0,4\%$
11	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = -1\%$
12	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = +1\%$, $\delta \eta_{ТВ} = -0,6\%$
13	С1	$\delta \mu_{С1} = +1\%$
14	С2	$\delta \mu_{С2} = -1\%$
15	С2	$\delta \mu_{С2} = +2\%$

Каждый из дефектов рассматривался на пяти режимах работы двигателя:

режим 1	режим 2	режим 3	режим 4	режим 5
$\pi_{К\Sigma}^* = 21$	$\pi_{К\Sigma}^* = 20,5$	$\pi_{К\Sigma}^* = 20$	$\pi_{К\Sigma}^* = 19,5$	$\pi_{К\Sigma}^* = 19$

Рассмотрим регрессию на главных компонентах на примере дефекта 15 (табл. 4) на режиме $\pi_{К\Sigma}^* = 21$. Матрица **H** для этого режима представлена в табл. 1.

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения: $T_T = 947,16$ К, $n_B = 5336$ об/мин, $n_{сд} = 9915$ об/мин, $n_{вд} = 13836$ об/мин, $G_T = 2441$ кг/ч, $P = 61542$ Н.

Значения признаков состояния для одного случайного измерения при наличии дефекта 15:

δT_T	δn_B	$\delta n_{сд}$	$\delta n_{вд}$	δG_T	$\delta C_{уд}$
-0,0012	0,0069	-0,0012	-0,0005	-0,0003	-0,0150

После математических преобразований (9–12), получаем характеристические числа и векторы корреляционной матрицы ($Z' \cdot Z$), которые представлены в предыдущей главе.

После математических преобразований (21–27) получаем оценку коэффициентов модели (21):

$\hat{b} =$	-0,0529	0,0750	0,2618	0,2159
-------------	---------	--------	--------	--------

Соответствующие значения вектора $\hat{\delta \theta}'$ представлены в табл. 5.

$$\delta C_{уд \text{ расч}} = -0,0144;$$

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,05\%.$$

Так как зашумленные показания измерительной системы – случайные величины, то и погрешность оценки удельного расхода топлива – случайная величина. Определим ее основные характеристики: математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для этого воспользуемся методом имитационного моделирования: повторим расчет по описанному выше алгоритму десять тысяч раз, получим выборку оценок тяги и ее погрешностей и определим математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для рассматриваемого дефекта:

$$M(\Delta) = -0,08\%; \sigma(\Delta) = 0,0296\%.$$

Подобным образом выполнены расчеты для всех дефектов (табл. 4) на пяти режимах работы двигателя. Результаты представлены в табл. 6. Визуализация результатов для режима 1 представлена на рис. 6.

Таблица 5

Элементы вектора $\hat{\delta\theta}'$

$\hat{\delta\theta}' =$	0,0013	-0,0011	0,0094	0,0030	0,0004	0,0001	0,0006	-0,0001	0,0003	-0,0001	-0,0003
-------------------------	--------	---------	--------	--------	--------	--------	--------	---------	--------	---------	---------

Окончание табл. 5

-0,0001	0,0026	0,0002	-0,0002	0,0016	0,0003	-0,0001	0,0044	0,0051	0,0018	0,0022	-0,0001
---------	--------	--------	---------	--------	--------	---------	--------	--------	--------	--------	---------

Таблица 6

Точность оценки удельного расхода топлива в процентах

		Де-фект №1	Де-фект №2	Де-фект №3	Де-фект №4	Де-фект №5	Де-фект №6	Де-фект №7	Де-фект №8	Де-фект №9	Де-фект №10	Де-фект №11	Де-фект №12	Де-фект №13	Де-фект №14	Де-фект №15
Режим №1	М	-1,588	-0,948	0,014	0,535	-0,339	0,618	0,184	0,729	0,082	-0,101	-0,137	0,171	-0,212	-0,050	0,080
	σ	0,0294	0,0297	0,0298	0,0300	0,0294	0,0298	0,0296	0,0301	0,0296	0,0301	0,0299	0,0297	0,0296	0,0293	0,0296
Режим №2	М	-1,388	-0,966	0,011	0,520	-0,324	0,630	0,157	0,695	0,061	-0,096	-0,123	0,160	-0,204	-0,040	0,345
	σ	0,0293	0,0296	0,0290	0,0294	0,0295	0,0296	0,0296	0,0297	0,0296	0,0298	0,0297	0,0297	0,0292	0,0297	0,0294
Режим №3	М	-1,002	-0,659	0,000	0,549	-0,360	0,657	0,160	0,736	0,079	-0,114	-0,131	0,328	-0,193	-0,025	0,740
	σ	0,0297	0,0300	0,0302	0,0303	0,0297	0,0301	0,0299	0,0304	0,0299	0,0303	0,0302	0,0300	0,0299	0,0296	0,0300
Режим №4	М	-0,865	-0,560	-0,005	0,463	-0,310	0,386	0,439	0,583	0,237	-0,267	-0,341	0,518	-0,237	0,114	0,873
	σ	0,0318	0,0317	0,0321	0,0316	0,0315	0,0318	0,0318	0,0315	0,0315	0,0319	0,0316	0,0313	0,0317	0,0315	0,0319
Режим №5	М	-1,088	-0,797	-0,032	0,492	-0,357	0,452	0,231	0,652	0,113	-0,234	-0,284	0,355	-0,213	-0,166	0,572
	σ	0,0311	0,0310	0,0310	0,0310	0,0308	0,0314	0,0309	0,0311	0,0308	0,0312	0,0309	0,0307	0,0307	0,0312	0,0312

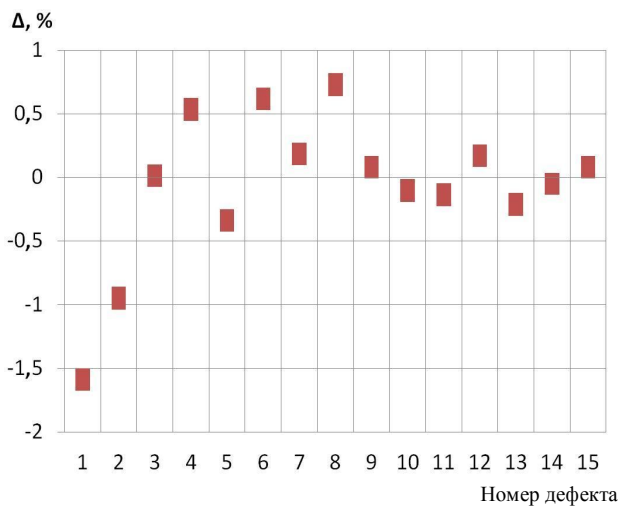


Рис. 6. Ошибки оценивания отклонения удельного расхода топлива при $\pi_{КС}^* = 21$ и разбросе измерений 3σ

4. Оценка удельного расхода топлива ГТД

Определение отклонений параметров не очень удобно. Абсолютное значение параметра намного более информативно. Для того чтобы определить абсолютное значение удельного расхода топлива при известных отклонениях необходимо знать базовую линию (зависимость удельного расхода топлива от режимного параметра для исправного двигателя). В нашем случае базовая линия – зависимость между удельным расходом топлива и $\pi_{КС}^*$. Эта зависимость была получена на стенде.

Базовая линия для выбранных, в прошлой главе, режимов работы двигателя представлена в табл. 7. Для того чтоб определить абсолютное значение удельного расхода топлива нам необходимо добавить отклонение, полученное с помощью метода главных компонент, к значению в табл. 7 на соответствующем режиме.

По определению

$$\delta C_{уд} = (C_{уд} - C_{уд0}) / C_{уд0}, \text{ отсюда}$$

$$C_{уд} = C_{уд0} + \delta C_{уд} \cdot C_{уд0} \quad (28)$$

Пример для дефекта 15 (табл. 4) показан на рис. 7.

Выводы

Рассмотрена проблема определения удельного расхода топлива ГТД с учетом изменения технического состояния и нехватки информации об этом изменении. Рассмотрено четыре различных алгоритма. У каждого алгоритма есть свои достоинства и недостатки.

Зависимость между удельным расходом топлива и частотой вращения вентилятора наиболее удобная – она не требует наличия дополнительных датчиков и разработки сложных алгоритмов. Очень легко организовать управление по этой зависимости. Но у этого метода самая низкая точность из всех.

Зависимость между удельным расходом топлива и параметром тяги показала такую же точность, как зависимость между удельным расходом топлива и частотой вращения вентилятора. Но при этом, для

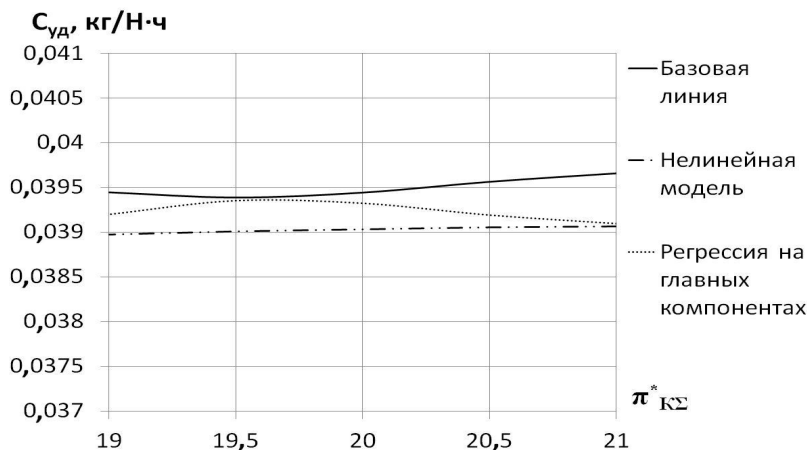


Рис. 7. Удельный расход топлива для дефекта 15

Таблица 7

Базовая линия значений удельного расхода топлива

$\pi_{к\Sigma}^*$	19	19,5	20	20,5	21
$C_{уд0}$	0,03944 кг/Н·ч	0,03938 кг/Н·ч	0,03943 кг/Н·ч	0,03956 кг/Н·ч	0,03965 кг/Н·ч

реализации алгоритма, основанного на зависимости между удельным расходом топлива и параметром тяги необходимы дополнительные датчики давления за турбиной и в соплах, что создает дополнительные трудности и большие затраты при проектировании двигателя и противоречит цели данной работы.

Также были рассмотрены два метода оценивания, которые ищут решение в классе смещенных оценок. Один из них – регрессия на следе гребня. Он позволяет решать неопределимые и плохо обусловленные задачи. Но из-за малости исходных смещений (значения ниже машинной точности программного обеспечения) алгоритм не стабилен, и его очень сложно автоматизировать.

Последний рассматриваемый метод был метод построения регрессионной модели на главных компонентах. Этот метод основан на линейном преобразовании исходных данных задачи для того, чтобы уменьшить порядок системы и сделать ее определенной. Данный метод не проявил недостатков трех предыдущих. Он был проверен для пятнадцати наиболее распространенных на практике дефектов на пяти режимах работы двигателя с учетом шума данных измерительной системы. Его точность ниже точности алгоритма предложенного в [9], но он гораздо проще, требует гораздо меньше вычислительных ресурсов и не требует установки дополнительных датчиков.

Литература

1. Henriksson, M. Robust Kalman filter thrust estimation in a turbofan engine [Text] / M. Henriksson, D. Ring // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-91241,

Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 10 p.

2. Jaw, L.C. Recent advancements in aircraft engine health management (EHM) technologies and recommendations for the next step [Text] / L.C. Jaw // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68625, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 13 p.

3. Jet engine fault detection with discrete operating points gas path analysis [Text] / A. Stamatis, K. Mathioudakis, K. Papailiou, G. Berios // Journal of Propulsion and Power. – 1991. – vol. 7, №6. – P. 1043-1048.

4. Doel, D.L. An assessment of weighted-least-squares-based gas path analysis [Text] / D.L. Doel // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 1994. – № 116. – P. 366-373.

5. Mathioudakis, K. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques [Text] / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatis // ASME Turbo Expo Paper No GT2002-30026, Amsterdam, The Netherlands, June 3-6 2002. – 9 p.

6. Mathioudakis, K. Multipoint non-linear method for enhanced component and sensor malfunction diagnosis [Text] / K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-90451, Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 9 p.

7. Stamatis, A. Optimum use of existing sensor information for gas turbine diagnostics [Text] / A. Stamatis // ASME Turbo Expo Paper No GT2008-50296, Berlin, Germany, June 9-13 2008. – 8 p.

8. Litt, J.S. An optimal orthogonal decomposition method for Kalman filter-based turbofan engine thrust estimation [Text] / J.S. Litt // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68808, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 12 p.

9. Kobayashi, T. Application of a Constant Gain

Extended Kalman Filter for in-flight estimation of aircraft engine performance parameters [Text] / T. Kobayashi, D.L. Simon, J.S. Litt // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68494, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 12 p.

10. Draper, N.R. 1998, *Applied Regression Analysis [Text] / N.R. Draper, H. Smith. – 3rd ed. – New York, USA: Wiley, 1998. – 706 p.*

11. OBIDICOTE Programme – Work Package 4: *Steady-state test cases for engine deterioration: technical report [Text] / Rolls Royce PLC; Curnock B., 2001. – Document No DNS78608. – 12 p.*

12. Dewallef, P. *On-line aircraft engine diagnostic using a soft-constrained Kalman filter [Text] / P. Dewallef, O. Leonard, K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2004-53539, Vienna, Austria, June 14-17 2004. – 10 p.*

13. Mathioudakis, K. *Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques [Text] / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatidis // Journal of Turbomachinery: Transactions of the ASME. – 2002. – №124. – P. 580- 587.*

14. Romessis, C. *The use of probabilistic reasoning to improve least squares based gas path diagnostics [Text] / C. Romessis, Ph. Kamboukos, K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-90619, Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 9 p.*

15. Демиденко, Е.З. *Линейная и нелинейная регрессии [Текст] / Е.З. Демиденко. – М.: Финансы и статистика, 1981. – 302 с.*

16. Дрейнер, Н. *Прикладной регрессионный анализ [Текст]: в 2 т. / Н. Дрейнер, Г. Смит. – М.: Финансы и статистика, 1986. – Т. 2. – 351 с.*

Поступила в редакцию 18.02.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНЮВАННЯ ПИТОМОЇ ВИТРАТИ ПАЛИВА ЗА ПОСЕРЕДНІМИ ВИМІРЮВАННЯМИ З УРАХУВАННЯМ ЗМІНИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГТД

М.В. Шевченко, С.В. Єпіфанов

Розглянуто методи контролю питомої витрати палива, найчастіше застосовувані в експлуатації і їх похибки в умовах зміни технічного стану ГТД. Запропоновано та проаналізовано два математичних алгоритми, які дозволяють зменшити ці похибки. Це регресійна модель на сліді гребеня та регресійна модель на головних компонентах кореляційної матриці задачі. Ці алгоритми дозволяють отримати зсунені оцінки. В якості об'єкту дослідження розглянуто двохконтурний трьохвальний ГТД з п'ятьма вимірюваними параметрами та двадцятьма трьома параметрами, які характеризують зміну технічного стану. За допомогою нелінійної повузлової моделі досліджуваного об'єкта було змодельовано дефекти проточної частини, які імітують зміну технічного стану, отримано оцінки відхилення досліджуваного параметра та виконано їх порівняння з результатами, отриманими за допомогою нелінійної моделі. Визначено похибки оцінювання. Регресійна модель на головних компонентах продемонструвала саму високу точність і стійкість.

Ключові слова: газотурбінний двигун (ГТД), головні компоненти, діагностування, регресійна модель, рідж, статистична оцінка, питома витрата палива.

GTE THRUST ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THE MEASUREMENT SYSTEM FAULT AND TECHNICAL CONDITION CHANGING

M.V. Shevchenko, S.V. Yepifanov

Two common methods of aircraft gas turbine engine (GTE) specific fuel consumption monitoring and their errors due to health condition changes are analyzed. Additionally, two mathematical techniques that allow reducing in-flight thrust estimation errors in the case of GTE deterioration are suggested and verified in the paper. They are a ridge trace and a principal component analysis. A three-spool turbofan engine has been chosen as a test case. The engine has five measured variables and 23 health parameters to describe its health condition. Measurement errors are simulated using a generator of random numbers with the normal distribution. The engine is presented in calculations by its nonlinear component level model (CLM). Results of the comparison of specific fuel consumption estimates computed by the CLM and the proposed techniques confirm accuracy of the techniques. The regression model on principal components has demonstrated the highest accuracy and stability.

Key words: gas turbine engine (GTE), diagnostics, regression model, ridge trace, specific fuel consumption, statistical assessment, principal components.

Єпіфанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, профессор, заведуючий кафедрой конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Шевченко Максим Владимирович – м.н.с. кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.