

УДК 621.452.33.01:004

Д.И. ВОЛКОВ¹, С.В. ЕПИФАНОВ²

¹Открытое акционерное общество «Элемент», Украина

²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ИЗМЕРЯЕМЫМ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

Выполнена разработка и исследование методов определения мощности турбовальных двигателей по измеряемым термогазодинамическим параметрам с использованием наблюдателей на основе математической модели двигателей и практическая апробация данных методов при синтезе и анализе контуров управления мощностью двигателя.

косвенные измерения, определение мощности, оптимальный наблюдатель, турбовальный двигатель

Введение

Одним из основных направлений повышения технических характеристик, эффективности разработки, испытаний и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей является повышение качества их систем автоматического управления и мониторинга состояния. Повышение качества управления рабочим процессом ГТД обеспечивает расширение предельных режимов работы, то есть ограничений по предельным температурам, частотам вращения и нагрузкам, снижает удельный расход топлива, продлевает ресурс двигателя, а также улучшает его динамические характеристики. Кроме того, расширение информационных возможностей систем управления и мониторинга обеспечивает значительное снижение затрат на стендовые и летные испытания при доводке проектируемых двигателей, что особенно актуально в условиях жесткой экономии финансовых ресурсов.

В известных работах, выполненных в данном направлении представителями научных школ ИПУ РАН, ЦИАМ, ЛИИ, УАИ, КАИ, ХАИ и других организаций, представлены методические подходы к математическому моделированию двигателей, идентификации моделей по экспериментальным данным, анализу и синтезу их САУ, методы и алгоритмы

мониторинга состояния. Показано, что необходимым условием реализации обозначенного направления является использование математических моделей ГТД.

Формулирование проблемы. Низкий уровень точности измерения параметров, в частности тяги и мощности, которые являются регулируемыми или используемыми для мониторинга состояния, негативно влияет на эксплуатационные особенности систем управления и мониторинга. Для турбовальных двигателей низкая точность измерения крутящего момента приводит к снижению реальной мощности относительно потенциально возможного уровня, а при работе контура синхронизации двухдвигательной силовой установкой – к неравному расходованию ресурса двигателей. Решение проблемы повышения точности определения мощности ТВаД путем совершенствования штатных бортовых средств измерения крутящего момента в ближайшее время не представляется возможным.

Особо остро данная проблема стоит для двигателей малой мощности. Это связано с тем, что в редукторах простой схемы, которые применяются на них, нет возможности измерения окружного усилия. Один из вариантов – применение конической передачи. Однако данная схема сопряжена с рядом погрешностей, в частности, обусловленных техноло-

гическими погрешностями изготовления. Основным источником погрешностей в данной схеме является трение в конической передаче. Устранить данную погрешность не удастся, так как сила трения переменна и зависит от эксплуатационных факторов, режимов работы, а также выработки ресурса. Каждой из других схем измерения крутящего момента присущи свои недостатки. Для стендовых испытаний данные проблемы решены, но по надежности, условиям эксплуатации и конструктивным требованиям они не могут использоваться как штатные на борту.

Поэтому определение мощности турбовальных двигателей по измеряемым термогазодинамическим параметрам является актуальной научной задачей, для решения которой предлагается использовать информационные технологии косвенных измерений, которые основаны на применении известных в общей теории систем алгоритмов оптимального оценивания (наблюдателей) [1].

Таким образом, целью является решение задач управления и мониторинга ТВаД методами экспериментально-расчетного определения мощности с использованием математической модели и информации об измеряемых термогазодинамических параметрах.

Поставленная цель достигается путем последовательного решения следующих задач:

1. На основе анализа существующих систем управления и мониторинга состояния ГТД сформировать основные требования к наблюдателю мощности турбовального двигателя, использующему значения измеряемых термогазодинамических параметров.

2. На базе экспериментальных данных и нелинейной поузловой модели вертолетной двигательной установки разработать ее квазилинейную быстросчетную динамическую модель, учитывающую взаимодействие двигателей, редуктора и винта.

3. Выполнить структурный и параметрический синтезы наблюдателя параметров рабочего процесса вертолетного ГТД, что обеспечивает определение

крутящего момента (мощности).

4. На основе структурного анализа погрешностей оценки параметров рабочего процесса вертолетного ГТД разработать инженерную методику формирования требований к точности задания априорной информации при синтезе наблюдателя.

5. Опробовать разработанные модели и методы в системах управления и мониторинга вертолетного ГТД.

Решение проблемы

Для разработки наблюдателей необходима математическая модель объекта. Учитывая, что существующие подходы главным образом разработаны для линейных систем и применяются наблюдатели должны в системах реального времени, которыми являются системы управления и мониторинга, было принято решение об использовании быстросчетных квазилинейных динамических моделей (КЛДМ).

Идентификация КЛДМ была выполнена на основании поузловой нелинейной модели на базе уравнений рабочего процесса и характеристик узлов ГТД, и уточнена по экспериментальным данным.

Нелинейный характер статической характеристики двигателя учитывается его статической моделью, представляющей зависимость параметров рабочего процесса от режима в полиномиальной или табличной форме, а их зависимость от внешних условий - формулами приведения.

Динамическая модель представляет собой ЛДМ с индивидуальными наборами коэффициентов для участков задания динамической характеристики двигателя:

$$\dot{\vec{X}}(t) = A\vec{X}(t) + B\vec{U}(t) + \vec{W}(t), \quad (1)$$

где $X(t)$ – вектор состояния; $U(t)$ – вектор управления; A, B – матрицы; $W(t)$ – вектор шумов состояния.

Связь измеряемых параметров \vec{Y} с параметрами состояния \vec{X} и управления \vec{U} описывается моделью наблюдения

$$\bar{Y}(t) = C\bar{X}(t) + D\bar{U}(t) + \bar{V}(t), \quad (2)$$

где $\bar{V}(t)$ – вектор погрешностей измерения.

Для выбора метода оценивания была использована их классификация, представленная на рис. 1, 2 в соответствии с данными справочника [1]. Рассматриваемая система (ТВаД) не может быть классифицирована как система с полным измерением (см. рис. 1), так как в число рассматриваемых входит случай отсутствия измерения некоторых параметров рабочего процесса двигателя. Будем считать, что система явля-

ется наблюдаемой. Как сказано выше, для штатных систем измерения параметров ГТД характерен достаточно высокий уровень погрешностей измерений. Их характеристики обычно известны. Наблюдение выполняется на конечном интервале времени.

Таким образом, рассматриваемая задача определения неизмеряемых или измеряемых с недостаточной точностью параметров ГТД может быть представлена как задача наблюдения на конечном интервале времени процесса, модель которого представлена обыкновенными дифференциальными уравне-



Рис. 1. Признаки классификации задач наблюдения непрерывных процессов

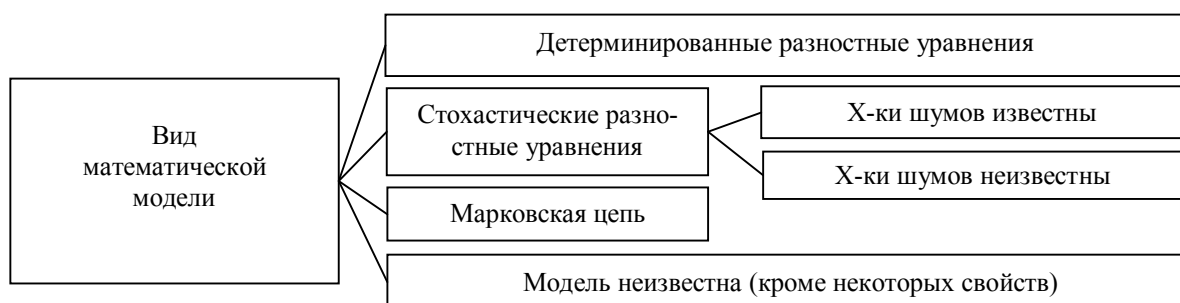


Рис. 2. Классификация задач наблюдения дискретных процессов по виду математической модели

ниями, при неполных измерениях и полной наблюдаемости, аддитивном шуме с известными характеристиками.

Алгоритм определения параметров состояния $X(t)$ в этих условиях называется оптимальным стохастическим непрерывным наблюдателем [2]. Если условие оптимальности заключается в минимизации среднеквадратичного отклонения оценки $\tilde{X}(t)$ от истинного значения при условии, что шумы состояния и измерения представляют собой случайные процессы типа белого шума, имеют нулевые математические ожидания и не коррелированы между собой, то соответствующий алгоритм оценивания, впервые предложенный Р. Калманом и Р. Бьюси, основан на том, что оценка \hat{X} вектора состояния должна описываться дифференциальным уравнением вида (1), в правой части которого шум объекта заменен на случайную составляющую, соответствующую отличию измеряемых и моделируемых значений параметров Y :

$$\frac{d\hat{X}}{dt} = A\hat{X}(t) + BU(t) + K(t)[Y(t) - C\hat{X}(t) - DU(t)], \quad (3)$$

где $K(t)$ – матрица коэффициентов усиления.

Чтобы оценка $\hat{X}(t)$ в указанных выше условиях была оптимальной (в том числе несмещенной, состоятельной и эффективной), матрица $K(t)$ должна иметь вид

$$K(t) = P(t)C^m(t)R^{-1}(t), \quad (4)$$

где $R(t)$ – матрица интенсивности шума измерений; $P(t)$ – корреляционная матрица ошибок оценивания, которая является решением дифференциального уравнения Риккати

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) = & A(t)P(t) + P(t)A^m(t) - \\ & - P(t)C^m(t)R^{-1}(t)C(t)P(t) + Q(t), \end{aligned} \quad (5)$$

где $Q(t)$ – матрица интенсивности шума объекта.

Ввиду сложности определения матрицы $P(t)$ обычно при практическом применении рассмотренного выше наблюдателя находят условия, при которых эта матрица будет постоянной. Поиск этих условий применительно к ТВаД облегчается предположением о стационарности объекта и соответствующих

уравнений (1), а также измерительной системы.

Обычно при описании динамики двигателя ограничиваются уравнениями движения роторов [3 – 5]. Поэтому уравнения вида (1) составляются для частот вращения роторов, то есть вектор состояния $X(t)$ состоит из значений этих частот и не содержит искомым параметров, в частности мощности.

Таким образом, рассмотренный выше наблюдатель не позволяет найти оценки параметров рабочего процесса двигателя (кроме частот вращения) непосредственно, и алгоритм наблюдателя должен быть дополнен с учетом этой особенности ГТД. Анализ работ по теории оценивания показал, что наиболее универсальный путь решения этой задачи основан на введении в рассмотрение расширенного вектора состояния. Пусть $N(t)$ – вектор искомым неизмеряемых или измеряемых с недостаточной точностью параметров. Введем расширенный вектор состояния $R(t) = [X^m(t)N^m(t)]^m$. Для $N(t)$ можно записать уравнение вида

$$N(t) = EX(t) + FU(t). \quad (6)$$

Продифференцируем его и подставим в правую часть $\dot{X}(t)$ из (1):

$$\dot{N}(t) = EAX(t) + EBU(t) + F\dot{U}(t) + EW(t). \quad (7)$$

С учетом (7) может быть составлено уравнение вида (3) и сформирован соответствующий наблюдатель расширенного вектора состояния. Его существенное отличие заключается в том, что в правой части уравнения (7) содержатся производные от вектора управления. Если компоненты этого вектора измеряются, то эти производные могут быть определены и подставлены в правую часть (что эквивалентно рассмотрению расширенного вектора управления). Однако использование численного дифференцирования в алгоритме наблюдателя может существенно снизить точность результатов.

В качестве альтернативного подхода к определению $N(t)$ может быть предложено оценивать вектор состояния двигателя $X(t)$ по всем измеряемым параметрам с помощью рассмотренного выше обычного наблюдателя и подставлять полученные значения

$X(t)$ и измеренные значения $U(t)$ в уравнение (6). Общие рекомендации, какой из указанных подходов более предпочтителен, отсутствуют; они должны быть выработаны с учетом особенностей рассматриваемого объекта – ГТД.

Часть параметров вектора входных воздействий ГТД (в частности, расход топлива), измеряется с недостаточной точностью. Поэтому была решена задача одновременного наблюдения входных координат и координат вектора состояния. Наблюдатель вектора состояний был построен на базе математической модели ГТД, охваченной обратной связью контуров поддержания параметров работы ГТД.

Важным при синтезе наблюдателя является учет априорной информации о среднеквадратических отклонениях случайных составляющих вектора состояния и шумов измерения, а также о математиче-

ской модели ГТД. Предложено применение фильтров для получения априорной информации о случайной составляющей вектора состояния и шуме измерения [6].

Была исследована структура погрешности, предложены аналитические зависимости для расчета составляющих погрешности и их предельных значений для одномерных объектов (одновальных двигателей) [7]. Для оценки указанных величин многомерных объектов применено моделирование, так как аналитическое решение затруднено. На основе полученных зависимостей значений погрешностей оценивания от погрешностей априорной информации предложена методика решения обратной задачи – формирования на основании заданных предельных значений составляющих погрешности требований к исходным данным, то есть к измерительным каналам

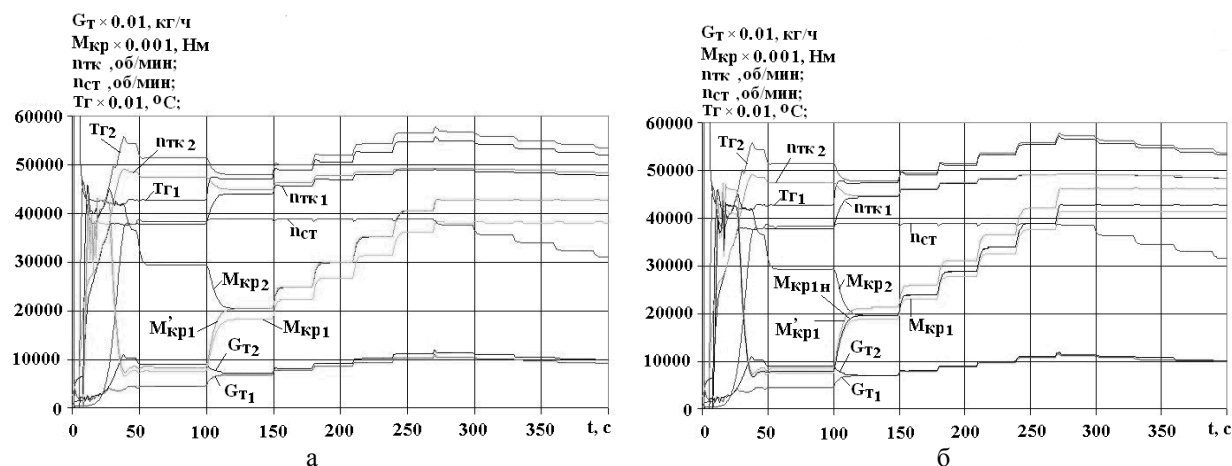


Рис. 3. Синхронизация и ограничение мощностей ГВаД в составе двухдвигательной вертолетной установки с и без использования наблюдателя крутящего момента (мощности): а – без использования наблюдателя; б – с использованием наблюдателя.

Сравнительный анализ качества синхронизации и ограничения мощностей ГВаД в составе двухдвигательной вертолетной установки с и без использования наблюдателя крутящего момента (мощности)

Таблица 1

Фль, град	$\gamma_{M_{кр}}$, %	$\gamma_{M_{кр} н_2}$, %	$\gamma_{n_{тк}}$, %	$\gamma_{n_{тк} н_2}$, %	γ_{T_2} , %	$\gamma_{T_2 н_2}$, %	$\gamma_{G_{м_2}}$, %	$\gamma_{G_{м_2} н_2}$, %
1,00	12,00	3,60	2,03	0,63	2,03	0,60	6,87	2,10
2,00	12,00	3,60	1,90	0,59	2,29	0,71	7,28	2,19
3,00	12,00	3,60	1,64	0,51	2,68	0,83	7,58	2,25
4,00	12,00	3,60	1,27	0,39	2,79	0,95	7,56	2,30
5,00	12,00	3,60	0,80	0,25	3,15	1,06	7,91	2,33
6,00	12,00	3,60	0,75	0,16	3,50	1,13	7,70	2,35
7,00	12,00	3,60	0,97	0,23	3,36	1,08	7,70	2,35
8,00	12,00	3,60	1,16	0,30	3,23	1,04	7,69	2,35
9,00	12,00	3,60	1,31	0,35	3,11	1,01	7,68	2,35
10,00	12,00	3,60	1,44	0,40	3,00	0,97	7,66	2,34
11,00	12,00	3,60	1,56	0,44	2,89	0,94	7,64	2,34
12,00	12,00	3,60	1,67	0,48	2,78	0,90	7,62	2,33

входных воздействий и координат вектора наблюдения параметров рабочего процесса, а также к точности идентификации математической модели [7].

Полученный наблюдатель был использован при разработке системы управления двигателем АИ-450 разработки ГП «Ивченко-Прогресс».

Контур синхронизации мощностей и ограничения крутящего момента был испытан с использованием полунатурного стенда-имитатора. Был выполнен сравнительный анализ работы указанных контуров с и без использования в составе системы автоматического управления наблюдателя крутящего момента (рис. 3 и табл. 1). За счет использования наблюдателя в 2...3 раза снижена погрешность синхронизации. Кроме того, что снижена погрешность синхронизации по крутящему моменту, достигнуто снижение разброса между такими термогазодинамическими параметрами работы двигателя, как температура газов и частота вращения ротора турбокомпрессора. Согласно данным работы [8], на высоких режимах работы ГТД превышение величины крутящего момента на 1,5 %, приводит к увеличе-

нию выработки ресурса на 15%. Поэтому использование наблюдателя в САУ обеспечивает снижение неравномерности выработки ресурса двигателей, входящих в состав одной двигательной установки.

Указанные алгоритмы были испытаны на двигательном стенде ГП «Ивченко-Прогресс». Был выполнен сравнительный анализ (рис 4 и табл. 2) работы двигателя со штатным измерителем крутящего момента и с разработанным наблюдателем в двух его исполнениях (с измеряемым расходом топлива и с использованием его оценки). В качестве эталона использовались показания стендового измерителя крутящего момента, входящего в состав гидротормоза фирмы «Zolner», обеспечивающего погрешность не более 0,5% от верхнего предела. Применение наблюдателя крутящего момента с использованием измеренного расхода топлива обеспечило снижение погрешности приблизительно вдвое по сравнению с штатным измерителем крутящего момента, а наблюдателя крутящего момента, использующего оценку расхода топлива, – в 3...4 раза.

Использование наблюдателя обеспечивает сни-

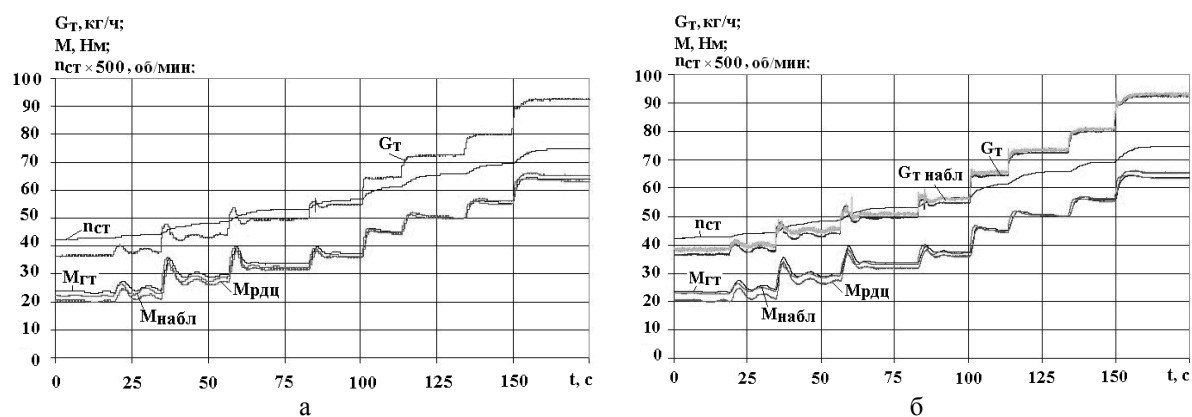


Рис. 4. Исследование работы наблюдателя $M_{кр}$ на различных режимах работы ТВД:
а – по измеренному G_T ; б – по оценке G_T

Таблица 2
Сравнительный анализ работы наблюдателя $M_{кр}$ с использованием измеренного G_T и его оценки

G_T , кг/ч	$\gamma_{M_{кр}}$, %	$\gamma_{M_{кр} \text{ набл}}$, %	
		по измеренному G_T	по оценке G_T
36	3,30	1,46	0,90
45	3,53	1,47	0,82
49	2,05	1,31	0,80
55	1,49	1,15	0,59
64	0,62	1,04	0,57
72	0,08	0,84	0,45
80	0,57	0,68	0,33
92	1,55	0,52	0,24

жение погрешностей определения крутящего момента только в случае достаточно точного задания исходных данных, которые используются для настройки наблюдателя. Поэтому в реальных условиях эксплуатации необходимо выполнять уточнение математической модели и настроек наблюдателя. Кроме повышения точности определения параметров ГТД, разработанный наблюдатель позволяет дублировать штатный измеритель крутящего момента, что повышает отказоустойчивость системы автоматического управления.

Выводы

1. Разработана комплексная методика синтеза наблюдателей параметров ГТД, которая может быть применена на всех стадиях проектирования и эксплуатации ГТД. В основу этой методики заложены:

1.1. Динамическая модель двигателя.

1.2. Процедура идентификации квазилинейных динамических моделей ГТД с согласованием коэффициентов модели на границах участков ее задания, обеспечивающая более качественное моделирование переходных режимов работы ГТД.

1.3. Структурный анализ источников погрешности наблюдателя и комплексная методика оценки данной погрешности аналитически и с использованием имитационного моделирования, и формирования требований к априорной информации для обеспечения заданной точности наблюдателя.

2. Предложена оригинальная структура САУ ТВаД, в которой одновременно применены наблюдатели входных воздействий (расход топлива) и управляемых переменных (крутящего момента).

3. Разработан и исследован контур управления мощностью ТВаД в составе двухдвигательной силовой установки вертолета, в частности исследовано ограничение крутящего момента на валу СТ и синхронизация мощностей. Проведен сравнительный анализ работы контура управления мощностью с использованием наблюдателя и без него, в результате которого подтверждена эффективность САУ с наблюдателем.

4. Предложенные методы и модели используются при проектировании и доводке системы автоматического управления турбовального двигателя АИ-450 и при обработке результатов стендовых испытаний авиационных двигателей.

Литература

1. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 712 с.

2. Сейдж А., Мелса Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении: Пер с англ. – М.: Связь, 1976. – 496 с.

3. Добрянский Г.В., Мартыанова Т.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

4. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 45 с.

5. ЦИАМ 1980-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей. В 2-х кн. Кн. 1 / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. – 724 с.

6. Волков Д.И. Оптимальный наблюдатель крутящего момента вертолетного ТВаД // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 131-135.

7. Волков Д.И. Исследование погрешностей определения параметров ГТД с помощью оптимального наблюдателя // Вестник двигателестроения. – 2004. – С. 202-205.

8. Олейник А.В. Сравнительная оценка погрешностей методов мониторинга выработки ресурсов авиационных газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 40-44.

Поступила в редакцию 1.04.2006

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