

СТАТИСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ ВЫЧИСЛЕНИЯ В ПОЛЕТЕ ТЯГИ И ДРУГИХ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ, КРИТЕРИЕВ И ПРИЗНАКОВ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЕГО УЗЛОВ

*Ю.С. Елисеев, д-р техн. наук, Генеральный директор,
Г.В. Добрянский, д-р техн. наук, зам. Главного конструктора,
Т.Ф. Дема, вед. констр., ФГУП ММП «Салют», г. Москва, Россия*

Для построения бортовых цифровых алгоритмов управления, контроля и диагностики в полном диапазоне условий эксплуатации и боевого применения, адаптированных к изменению характеристик двигателя при выработке ресурса в процессе всего жизненного цикла

По мере совершенствования авиационной техники вопросы оптимального управления режимами полета и режимами работы силовой установки становятся все более актуальными.

Кроме того, для обеспечения эффективной эксплуатации парка самолетов и вертолетов, повышения безопасности полетов требуется развитие и применение методов раннего обнаружения и, что не менее важно, прогнозирования возможных неисправностей и их причин. Особенно актуальной эта задача становится при эксплуатации по фактическому состоянию таких сложных функциональных систем летательных аппаратов, как современные и перспективные газотурбинные двигатели, которые характеризуются возрастающей сложностью конструкции, повышением уровня действующих на детали тепловых и механических нагрузок. Для решения подобных проблем авиационные фирмы США и других зарубежных стран в 70-80 годы активно начали применять для управления и диагностики газотурбинных двигателей цифровые системы. В этих системах основное внимание уделялось применению принципиально новых алгоритмов и методов управления и контроля состояния двигателя. Так, еще при создании цифровой системы DEEC для двигателя F100, установленного на самолете F15, большое внимание уделялось применению на борту алгоритмов расчета в реальном времени тяги, расхода

воздуха и других основных параметров двигателя и построению на их основе систем управления и контроля. По зарубежным публикациям такой подход к построению цифровых систем позволил существенно повысить летно-технические характеристики самолета и способствовал переходу к эксплуатации двигателей по техническому состоянию.

В связи с выше сказанным, и базируясь на анализе зарубежного опыта, на отечественных двигателях 4-го поколения также начали применяться цифровые системы управления и диагностики. Однако, в подавляющем большинстве случаев в этих системах были реализованы те же алгоритмы управления и диагностики, которые к тому времени успешно реализовывались в гидромеханическом и аналоговом исполнении.

Объективно на то время такой подход был вполне оправдан по нескольким причинам:

— во-первых, отечественная элементная база была не достаточно развита для создания бортовых вычислительных машин, обладающих высоким быстродействием, значительной оперативной памятью, необходимыми показателями надежности и приемлемыми массово-габаритными характеристиками;

— во-вторых, для решения и отработки аппаратных проблем создания и внедрения цифровых систем методически правильным было использование ранее проверенных в эксплуатации методов и алгоритмов управления и диагностики двигателя;

— в-третьих, в научно-исследовательских институтах и в промышленности отсутствовали наработки по практическому созданию более перспективных алгоритмов управления и диагностики, позволяющие в

полной мере обеспечить преимущества цифровых систем.

В результате реализация на двигателях 4-го поколения цифровых систем выявила больше проблем, чем их преимуществ, и для надежной работы двигателя потребовалось применение дублирующей полно-размерной гидромеханической системы.

За последнее десятилетие значительное развитие цифровой техники, повышение во много сотен раз быстродействия, памяти и надежности при одновременной миниатюризации позволяют вплотную перейти к построению систем управления и диагностики на принципиально новых алгоритмах, использующих в качестве управляющих сигналов прямые критериальные параметры, такие, как тяга, экономичность, запасы газодинамической надежности, ресурс и др., а системы диагностики строить на критериальных признаках, обеспечивающих «адаптивное» планирование осмотров и ремонтов двигателя.

В данной статье, основываясь на опыте исследований, проведенных авторами, представлены основные положения метода вычисления основных параметров газотурбинного двигателя, критериев и признаков технического состояния его узлов для построения бортовых цифровых алгоритмов управления, контроля и диагностики в полном диапазоне условий эксплуатации и боевого применения в процессе всего жизненного цикла.

Предлагаемый метод заключается в следующем:

— в качестве исходной информации используются сигналы штатных датчиков двигателя;

— вычисляемыми в бортовой системе в реальном масштабе времени являются основные «главные» параметры, определяющие его тактико-технические и эксплуатационные характеристики, такие, как тяга, удельный расход топлива, расход воздуха через двигатель, степень двухконтурности, состав топливовоздушной смеси по тракту, запасы газодинамической устойчивости, ресурс, признаки возникновения неисправностей, отказов и т.п.;

— структура формируемого алгоритма вычисляемого параметра должна быть единой для всех режи-

мов работы и полного диапазона условий эксплуатации, включая установившиеся и переходные режимы;

— алгоритм должен быть минимизирован по числу используемых в нем входных сигналов и используемых в нем коэффициентов;

— значения коэффициентов должны быть, по возможности, постоянными или слабо зависеть от режимов работы и условий эксплуатации;

— вычисляемые параметры должны с высокой точностью отражать характеристики каждого индивидуального двигателя в процессе его возможной деградации в течение выработки ресурса, при этом алгоритм вычисления не должен требовать подстройки или корректировки;

— алгоритм должен быть компактным и не требовать для своей реализации в бортовой цифровой системе значительных ресурсов и времени вычисления.

Метод вычисления условно можно разделить на следующие этапы.

Первый этап. На этом этапе осуществляется выбор вида опорной функции, представляющей собой аппроксимирующую зависимость, по которой строится регрессионная модель вычисляемого параметра в виде степенного полинома или логарифмической функции $A \cdot \ln Z = B \cdot \ln Y + d$,

где A, B – матрицы постоянных коэффициентов размерности $n \times n$ и $n \times m$;

d – вектор постоянных коэффициентов размерности n ;

Z – вектор вычисляемых параметров ($G_v, R, C_R, T_3, \Delta K_u, \alpha_\Sigma$ и др.) размерности n ;

Y – вектор аргументов (сигналов от штатных датчиков: $T_{BX}^*, P_{BX}^*, n_v, n_k, P_K^*, T_4^*, G_T, F_c, \varphi_{вна}, \varphi_{нак}$ и др.) размерности m .

Отсюда j -й компонент вектора Z равен:

$$Z_j = \exp(C_{0j}) \cdot \prod_{v=1}^m (Y_v)^{C_{vj}},$$

где C_{0j} – элемент вектора $A^{-1} \cdot d$;

C_{vj} – элемент вектора $A^{-1} \cdot B$.

Второй этап. На этом этапе по исходной информации определяются реальные ограничения на воз-

возможные значения аргументов (входных сигналов) и аппроксимирующих функций (вычисляемых параметров) во всем эксплуатационном диапазоне условий и режимов работы двигателя, затем, исходя из опыта эксплуатации, назначается диапазон возможных изменений характеристик узлов двигателя и его систем в процессе выработки ресурса или появления неисправностей и отказов (например, $\Delta\eta$, $\Delta\lambda$, ΔG , ΔF , ΔI – отклонения адиабатических КПД, напорных и расходных характеристик компрессоров и турбин, полноты сгорания, утечек газо-воздушной среды по тракту двигателя, механического КПД газогенератора проходных сечений газо-воздушного тракта, положения регулирующих органов и др.).

Третий этап. На этом этапе формируется поле аргументов полной ортонормальной статистической матрицы планирования экспериментов.

При составлении плана эксперимента применяются следующие приемы:

– рандомизация, то есть внесение в эксперимент элемента случайности;

– одновременное варьирование многими переменными, что позволяет точнее оценить эффекты влияния факторов с учетом взаимодействия, особенно при большом их числе;

– оптимальное расположение опытов в факторном пространстве.

Для упрощения составления плана, границы в факторном пространстве, определяемые фактическими ограничениями на аргументы $x_{imin} \leq x_i \leq x_{imax}$, должны быть трансформированы в единичную гипербсферу, что достигается нормированием переменных. Нормирование обеспечивается *центрированием* и *масштабированием* независимых переменных, то есть переносом системы координат в центр эксперимента с координатами $x_{cpi} = (x_{imin} + x_{imax})/2$ и введением коэффициента масштабных преобразований $c=1/\Delta x_i=2/(x_{imin} - x_{imax})$. Тогда нормированное значение аргумента $\bar{x}_i$ будет определяться по формуле:

$$-1 \leq \bar{x} = \frac{x_i - x_{cpi}}{\Delta x_i} \leq 1,$$

а обратный пересчет по формуле $x_i = \bar{x}_i \cdot \Delta x_i + x_{cpi}$.

Наполнение в матрице планирования эксперимента информационного поля нормированных независимых переменных в единичной гиперсфере производится равновероятной случайной выборкой с помощью математического генератора белого шума.

Важным условием составления матрицы планирования эксперимента является обеспечение линейной независимости факторов, входящих в план эксперимента, что позволяет распространить результаты эксперимента, полученные по полному плану, на анализ отдельных аргументов или их групп. Линейная независимость аргументов, входящих в статистический план, достигается с помощью ортогонализации, обеспечивающий равенство нулю скалярного произведения m - размерных векторов – аргументов.

$$(\bar{X}_i, \bar{X}_j) = \sum_{k=1}^m X_{ik} \cdot X_{jk},$$

где m – число наблюдений (планируемое число вариантов экспериментов);

$i=1,2,3, \dots, n$;

$j=1,2,3, \dots, n$

n – число варьируемых аргументов.

Полная ортогонализация статистического плана может быть обеспечена с помощью рекуррентных формул ортогонализации векторов Грама-Шмидта:

$$U_i = \frac{V_i}{\|V_i\|}; V_1 = e_1; V_{i+1} = e_{i+1} - \sum_{k=1}^i (U_k, e_{i+1}) \cdot U_k.$$

Здесь e_i – система произвольных линейно независимых векторов;

V_i – она же в нормированном виде;

U_i – ортонормированная система векторов.

Четвертый этап. Создается поэлементная имитационная модель номинального двигателя, датчиков, агрегатов топливопитания и регулирования, позволяющая производить расчет установившихся и переходных режимов двигателя в полном диапазоне высот и скоростей полета, с возможностью введения в нее деградации характеристик узлов и газо-воздушного тракта двигателя, характеристик агрегатов, а также отдельных неисправностей и отказов.

Пятый этап. На этом этапе производятся натурные или расчетные эксперименты по математической модели двигателя. В качестве независимых факторов для i -го испытания принимаются значения всех аргументов из ($k = 1 \dots m$) строки матрицы планирования. Из результатов расчетов по имитационной модели, а в отдельных случаях (если это возможно) по результатам натурных испытаний, формируется столбцы вычисляемых параметров (тяги, расхода воздуха, температуры газа, запасов газодинамической устойчивости и др.) в матрице планирования эксперимента.

Шестой этап. На этом этапе производится непосредственное построение регрессионных зависимостей для вычисляемых параметров.

В качестве основного метода аппроксимации используется метод эвристический самоорганизации получивший широкую известность как метод группового учета аргументов (МГУА). Данный метод позволяет успешно решать проблемы распознавания образов, прогнозирования, предсказания случайных процессов, идентификации параметров и управления сложными динамическими системами с накоплением информации и самообучением на ее основе. Важное достоинство данного метода - это возможность построения регрессионных зависимостей при большем числе аргументов при малой исходной информации.

Для построения регрессионной зависимости, сформированная на пятом этапе матрица планирования эксперимента из m опытов (строк матрицы) произвольно делится на три последовательности опытов, например, каждый первый из последовательных троек опытов выделяется в аппроксимирующую последовательность; каждый второй опыт в контролирующую последовательность, а каждый третий относится к проверяющей последовательности.

Построение регрессионных зависимостей производится за несколько рядов селекции.

Первая последовательность «обучающая» (А) - используется для построения регрессионных зависимостей - претендентов, то есть для вычисления коэффициентов регрессии.

Вторая последовательность опытов «проверочная» (В) - применяется для отбора претендентов на каждом ряду селекции.

Данные третьей последовательности опытов «экзаменационной» (С) предназначены для оценки прогнозирующих свойств сформированной регрессионной зависимости.

Построение регрессионной зависимости производится в следующем порядке.

На каждом ряду селекции находится частная регрессионная зависимость: $y = f(x_i, x_k)$ для каждой из возможных пар аргументов из общего числа дизъюнкций:

$$S = n \cdot \frac{n-1}{2}.$$

Здесь $i=1 \dots n$;

$k=1 \dots n$

n – число опытов в статистическом плане.

Если обозначить

$$v_1=x_i, v_2=x_j, v_3=x_i^2, v_4=x_i \cdot x_j, v_5=x_j^2,$$

$$a \ t_{x_i} = \frac{x_i - \bar{x}_i}{\sigma_{x_i}},$$

где x_i - истинное значение аргумента;

$\bar{x}_i$ - среднее значение i -го аргумента из m опытов;

σ_{x_i} - среднее квадратичное отклонение, то частный полином в стандартизованном виде записывается следующим образом:

$$t_y = \beta_1 \cdot t_{v_1} + \beta_2 \cdot t_{v_2} + \beta_3 \cdot t_{v_3} + \beta_4 \cdot t_{v_4} + \beta_5 \cdot t_{v_5},$$

где $t_{v_k} = \frac{v_k - \bar{v}}{\sigma_v}$ для аргумента

и $t_y = \frac{y - \bar{y}}{\sigma_y}$ для вычисляемой функции (например, для тяги).

При вычислении численных значений коэффициентов уравнений регрессии β используется система нормальных уравнений Гаусса, которая в стандартизованном масштабе имеет вид:

$$\beta_1 + \beta_2 v_{12} + \beta_3 v_{13} + \beta_4 v_{14} + \beta_5 v_{15} = v_{01},$$

$$\beta_2 v_{21} + \beta_2 + \beta_3 + \beta_4 v_{24} + \beta_5 v_{25} = v_{02},$$

$$\beta_1 v_{31} + \beta_2 v_{32} + \beta_3 + \beta_4 v_{34} + \beta_5 v_{35} = v_{03},$$

$$\beta_1 v_{41} + \beta_2 v_{42} + \beta_3 v_{43} + \beta_4 + \beta_5 v_{45} = v_{04},$$

$$\beta_1 v_{51} + \beta_2 v_{52} + \beta_3 v_{53} + \beta_4 v_{54} + \beta_5 = v_{05},$$

где $\beta_1 \dots \beta_5$ – коэффициенты регрессии в стандартном виде;

v_{ij} – коэффициенты парной корреляции между i и j переменными;

v_{0j} – коэффициенты парной корреляции между зависимой и независимой переменными.

Численные значения коэффициентов парной корреляции определяются по формуле:

$$v_{ij} = \frac{\sum_{k=1}^m (v_{ik} - \bar{v}_i)(v_{jk} - \bar{v}_j)}{\sqrt{\sum_{k=1}^m (v_{ik} - \bar{v}_i)^2 \sum_{k=1}^m (v_{jk} - \bar{v}_j)^2}}.$$

На каждом ряду селекции осуществляется генерация частных полиномов для всех возможных парных сочетаний аргументов. При переходе от безразмерных коэффициентов регрессионных полиномов « β_k » к размерным « a_k » применяются следующие зависимости:

$$a_k = \frac{\beta_k \cdot \sigma_y}{\sigma_{v_k}}; a_0 = \bar{y} - \sum_{j=1}^m a_k \cdot \bar{v}_k,$$

здесь: $k = 1 \dots 5$,

$$\bar{y} = \frac{1}{m} \cdot \sum_{j=1}^m y_j - \text{математическое ожидание вычисляемой функции по данным «m» опытов.}$$

После генерации частных полиномов для всех возможных парных сочетаний аргументов на каждом ряду селекции производится их сортировка (отбор) по критериям регулярности. При этом используются полученные в статистическом плане данные проверочной последовательности (В) В качестве критерия регулярности, по которому оценивается степень компетентности частного полинома- претендента на переход на следующий ряд селекции используются:

– относительная средняя квадратичная ошибка:

$$\sigma^2 = \frac{1}{m} \cdot \sum_{j=1}^m \frac{(y_j^* - y_j)^2}{(y_j^*)^2} \rightarrow 0;$$

– индекс корреляции:

$$\rho = \sqrt{1 - \frac{\sum_{j=1}^m (y_j^* - y_j)^2}{\sum_{j=1}^m (y_j^* - \bar{y}_j^*)^2}} \rightarrow 1$$

В этих критериях y_j – значение аппроксимируемой функции, вычисленное по частному полиному для аргументов, подставленных в полином из j -й строки полного ортонормированного статистического плана, а y_j^* – ее же значение, взятое из матрицы планирования, занесенное туда при расчете по имитационной модели или из натурного эксперимента.

$\bar{y}_j^* = \frac{1}{m} \cdot \sum_{j=1}^m y_j^*$ – математическое ожидание функции « y^* », вычисленное по данным «m» опытов матрицы планирования.

На следующий уровень селекции отбираются частные полиномы с лучшими показателями критериев регулярности (меньшее σ^2 и большее ρ). При отборе претендентов необходимо учитывать следующие положения:

– число претендентов, отобранных на каждый уровень селекции, должно быть равно числу аргументов матрицы планирования;

– при отборе необходимо чтобы все исходные аргументы присутствовали в полном ансамбле претендентов на каждом ряду селекции, вплоть до последнего уровня

На рис. 1 приведена схема получения регрессионной зависимости $f(x_1, x_2, x_3, x_4)$ методом группового учета аргументов; на рис. 2 – изменение критериев регулярности по порогам селекции.

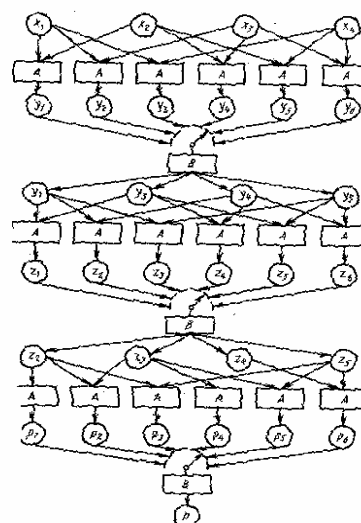


Рис. 1. Схема аппроксимации функции $f(x_1, x_2, x_3, x_4)$

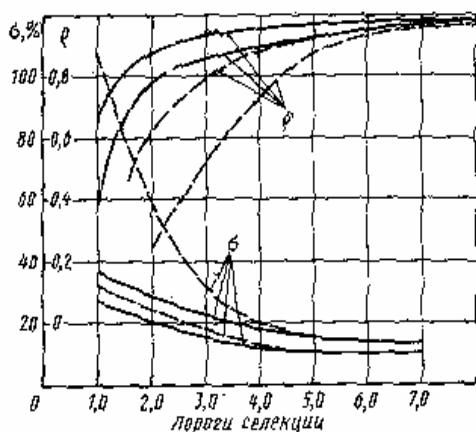


Рис. 2. Изменение критериев отбора по порогам селекции

После получения регрессионных зависимостей на последнем уровне селекции, на котором несколько полиномов характеризуются лучшими показателями критериев регулярности (близкими к своим предельным значениям), то есть обеспечивают заданные аппроксимирующие свойства для последовательностей «А» и «В», эти полиномы проверяются на наличие прогнозирующих свойств. Для этого по отобранному полиному из последнего ряда селекции рассчитывается вычисляемая функция по третьей экзаменационной последовательности (С), данные которой не использовались при формировании регрессионной зависимости. Лучшим считается тот полином, который наряду с аппроксимирующими свойствами обеспечивает и лучшие прогнозирующие свойства, то есть более точно воспроизводит значения функции из последовательности (С) статистического плана.

На рис. 3 графически представлена регрессионная зависимость тяги двигателя РД33 от штатно измеряемых параметров двигателя и положения регулирующих органов агрегатов управления. Эта зависимость позволяет вычислять тягу всех экземпляров двигателей данного типа, независимо от выработки ресурса во всем диапазоне высот и скоростей полета на установившихся и переходных режимах.

Аналогичные зависимости могут быть получены и для других основных параметров двигателя. На рис. 4 представлено сравнение результатов вычисления тяги, температуры газа и запасов газодинамической устойчивости двигателя на различных режимах и в различных

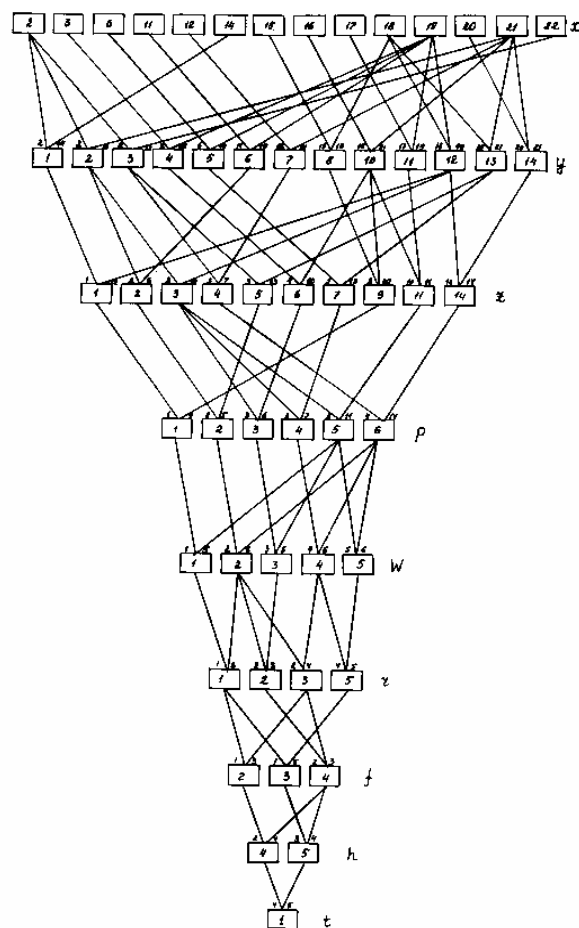


Рис. 3. Граф регрессионной зависимости тяги двигателя от штатно измеряемых параметров $R = f(n_k, n_b, P_k, P_4, T_4, L_{диГТ}, \Delta P_{диГТ}, F_c, P_{вх}, T_{вх}, \varphi_{вна}, \varphi_{нак}, L_{диГТФ}, \Delta P_{диГТФ})$

ных высотно-скоростных условиях по полученным регрессионным зависимостям и точным значениям, вычисленным по математической модели или взятым из натурных испытаний. В качестве аргументов использованы данные статистического плана для последовательностей А, В и С.

В качестве опорной функции для любой частной функции двух параметров на каждом этапе селекции применен полином второй степени. Для обеспечения повышенной точности алгоритма вычисления использовано девять порогов селекции. Для практических целей достаточная точность достигается на пятом-шестом рядах селекции.

На этом графе каждый прямоугольник обозначает полином второй степени. Для вычисления каждого из них требуется пять коэффициентов. Несмотря на кажущуюся сложность алгоритма, для его решения при

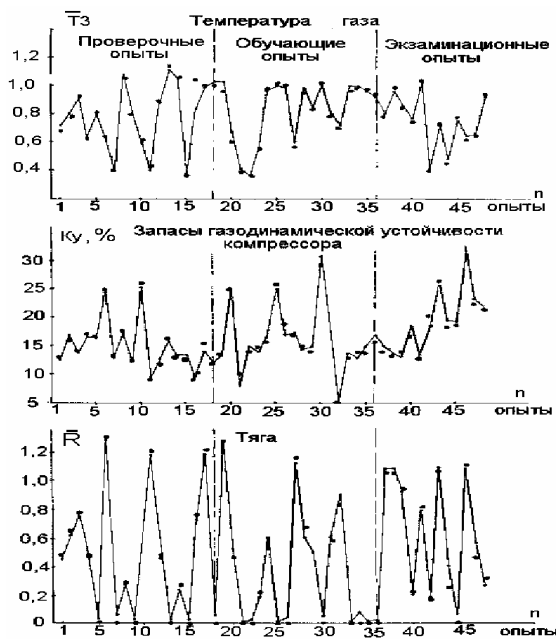


Рис. 4. Значения температуры газа, запасов газодинамической устойчивости и тяги двигателя, вычисленные по регрессионной зависимости и точные значения, полученные по статистическому плану (условно соединенные прямыми линиями) для обучающей, отборочной и экзаменационной последовательности опытов

оптимальном программировании, требуется немного постоянной памяти (равной общему числу коэффициентов полиномов), а вычисления организуется с помощью двух встроенных циклов.

Еще более экономной с точки зрения вычисления, получаются регрессионные зависимости, если в качестве опорной функции используется степенная или логарифмическая зависимость. В этом случае, алгоритм вычисления основных, не измеряемых параметров двигателя по показаниям датчиков штатно измеряемых параметров (например, расход воздуха) имеет следующий вид:

$$G_{B\Sigma} = a_0 \times \frac{n_B^{a_1} \cdot n_K^{a_2} \cdot L_{\text{диGT}}^{a_2} \cdot F_c^{a_4} \cdot \varphi_{\text{на}}^{a_5} \cdot \varphi_{\text{ак}}^{a_6} \cdot P_{\text{вх}}^{a_7} \cdot P_K^{a_8}}{T_{\text{вх}}^{a_9} \cdot P_4^{a_{10}} \cdot T_4^{a_{11}} \cdot L_{\text{диGTF}}^{a_{12}}}$$

Седьмой этап. На этом этапе осуществляется оценка значимости аргументов и чувствительности регрессионной зависимости к погрешности их значений.

При слабом влиянии i -го аргумента на величину вычисляемого по регрессионной зависимости параметра во всем диапазоне его изменений регрессионную зависимость можно упростить за счет замены

мало влияющего аргумента постоянным членом аппроксимирующей зависимости.

На рис. 5 приведена диаграмма значимости аргументов ($\bar{x}_i^a$), то есть оценка вклада сомножителей в расчет суммарного расхода воздуха через двигатель во всей области эксплуатационных режимов полета.

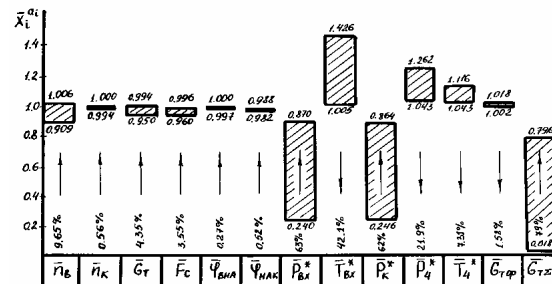


Рис. 5. Диаграмма значимости аргументов в регрессионных зависимостях для расчета $G_{B\Sigma}$ и α_Σ

На основании данных, представленных на рис. 5, регрессионная зависимость для вычисления расхода воздуха через двигатель может быть значительно упрощена и представлена следующей формулой:

$$G_{B\Sigma} = K_{G_{B\Sigma}} \frac{P_{\text{вх}}^{a_1} \cdot n_B^{a_2} \cdot P_K^{a_3}}{T_{\text{вх}}^{a_4} \cdot T_4^{a_5}}$$

Аналогичные формулы могут быть получены и для других параметров.

Например, для вычисления тяги оптимизированная регрессионная зависимость в степенном виде имеет следующий вид

$$R = K_R \frac{P_{\text{вх}}^{d_1} \cdot n_B^{d_2} \cdot P_K^{d_3}}{T_{\text{вх}}^{d_4} \cdot T_4^{d_5}} \cdot (L_{\text{диGT}} + L_{\text{диGTF}})^{d_6},$$

а коэффициент суммарного избытка воздуха в дополнительной камере сгорания можно вычислить по следующему выражению:

$$\alpha_\Sigma = K_\alpha \frac{P_{\text{вх}}^{c_1} \cdot n_B^{c_2} \cdot P_K^{c_3}}{T_{\text{вх}}^{c_4} \cdot T_4^{c_5} \cdot L_{\text{диGTF}}^{c_6}}$$

Для сравнения результатов расчета по регрессионным зависимостям с данными измерения этих параметров использована информация, полученная при испытании нескольких двигателей РДЗЗ в ТБК в 16 различных высотно-скоростных условиях, охватывающих полный эксплуатационный диапазон высот и

скоростей полета для данного типа двигателей. Общее число точек сравнения превышало 150. Диапазон изменения расхода воздуха составлял от 8,5 до 140 кг/с. Так как данные этих испытаний не использовались при составлении регрессионных алгоритмов, то в данном случае проводилось абсолютно независимое сравнение. Данные сравнения показывают, что различие между экспериментальными данными и расчетом не превышает $1 \div 2\%$ от **измеренной** величины. Наибольшие различия соответствовали условиям полета с большими и малыми приведенными частотами вращения вентилятора. Поэтому введение в регрессионную зависимость коррекции $k = f(n_{пр})$ позволяет снизить погрешность вычисления расхода воздуха, коэффициента суммарного избытка воздуха и тяги двигателя до 0,5%. Следует отметить, приведенные выше данные получены с учетом реальных погрешностей датчиков штатно измеряемых параметров.

Синтезированные регрессионные зависимости позволяют с достаточной точностью воспроизводить основные параметры и на неустановившихся режимах. Для примера, на рис. 6, 7 представлены результаты сравнения расчета переходных режимов в двигателе от малого газа до полного форсированного режима, полученные по регрессионным зависимостям и по нелинейной имитационной модели двигателя

Как следует из графиков, приведенных на рис. 6, 7, переходный процесс неустановившихся режимов двигателя, рассчитанный по регрессионной зависимости, полностью отражает характер протекания переходного

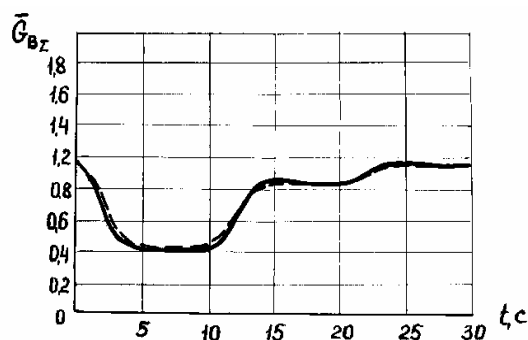


Рис. 6. Изменение расхода воздуха при дросселировании, приемистости и включении форсажа в условиях $H = 11$ км, $M = 1,8$, рассчитанного по регрессионной зависимости и по нелинейной имитационной модели

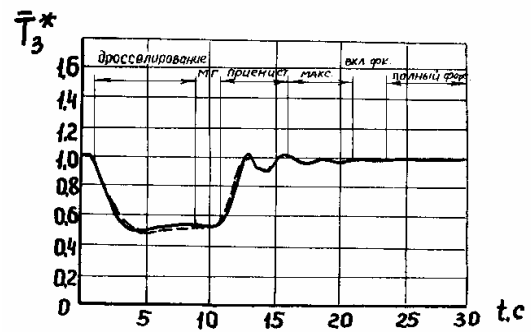


Рис. 7. Изменение температуры газа перед турбиной при дросселировании, приемистости и включении форсажа в условиях $H = 0$ км, $M = 0$, рассчитанной по регрессионной зависимости и по нелинейной имитационной модели

го процесса, полученного по нелинейной имитационной модели. Количественное различие в процессах, вычисленное двумя способами, незначительно. Аналогичные результаты получены и для других высотно-скоростных условий.

На рис. 8 представлено различие коэффициента суммарного избытка воздуха в процессе дросселирования, приемистости и включения форсажа, вычисленного по регрессионной зависимости от точного значения. При этом значение α_{Σ} изменялось в диапазоне $5,25 \dots 1,03$. Анализ графика показывает, что ошибка в вычислении на режимах включения форсажа не превышает $1 \dots 1,5\%$ от текущего значения. Максимальная мгновенная ошибка $\Delta \alpha_{\Sigma}$, равная примерно 4,2%, возникает кратковременно при раскрытии сопла перед подачей топлива в пусковой коллектор форсажной камеры.

Анализ чувствительности регрессионных зависи-

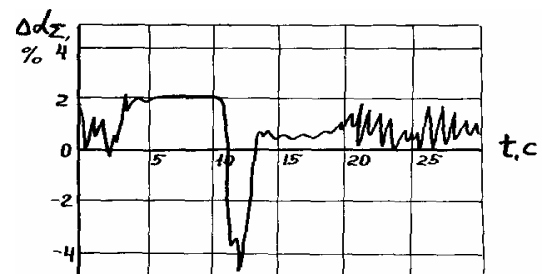


Рис. 8. Отличие коэффициента суммарного избытка воздуха при дросселировании, приемистости и включении форсажа в условиях $H = 6,0$ км, $M = 1,5$, рассчитанного по регрессионной зависимости и по нелинейной имитационной модели

мостей к отклонению внешних условий от стандартных (от МСА) и к отклонению характеристик узлов двигателя от исходных показал, что точностные характеристики уравнений регрессии не ухудшаются.

Разработанная методика формирования регрессионной зависимости, основанная на статистических методах, является универсальной и позволяет получать бортовые алгоритмы вычисления диагностических признаков состояния узлов двигателя, прогнозировать параметры конкретного двигателя в высотно-скоростных условиях по данным испытаний в стендовых условиях и решения множества других подобных задач.

Например, на рис. 9 показаны (●) результаты определения по регрессионной зависимости адиабатического КПД турбины по показаниям датчиков штатно измеряемых параметров двигателя для различных условий полета и при трансформации характеристики турбины $\eta_{ад}^* = f(n_{пр}, \pi_t) - \Delta\eta_{ад}^*$ на величину $\Delta\eta_{ад}^*$ в процессе выработки ресурса или ухудшения в результате возникновения дефекта. На этом же рисунке приведены результаты моделирования по математической модели двигателя.

В математическую модель двигателя в 3, 10 и 19

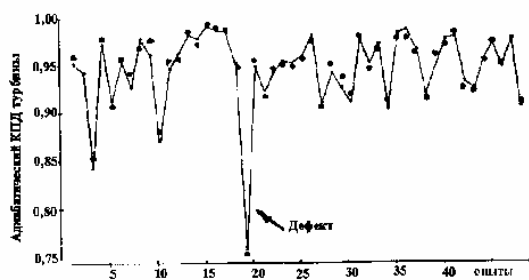


Рис. 9. Вычисление адиабатического КПД турбины по регрессионной зависимости

опытах введены различные ухудшения адиабатического КПД турбины. Показания штатно измеряемых параметров, полученных по математической модели, использовались как аргументы для расчета по регрессионной зависимости. Из графика видно, что регрессионная зависимость воспроизводит введенный дефект. Аналогичные результаты были получены и для других узлов двигателя.

По данным стендовых «холодных» испытаний более 350 экземпляров двигателей, с помощью регресси-

онной зависимости было спрогнозировано значение температуры газа за турбиной при $T_3^* = \text{const}$ в высотных условиях. Результаты сравнения с испытаниями этих двигателей на стенде с подогревом показали, что средняя ошибка не превышает $0,84^\circ\text{C}$ при среднеквадратичном отклонении $5,3^\circ\text{C}$ и доверительном интервале $\pm 10^\circ\text{C}$ для $p = 0,95$. Одновременно, для трех двигателей была выявлена некондиционность результатов испытаний (несоответствие результатов испытаний физическим процессам в двигателе, вызванное ошибками измерений из-за дефектов датчиков или системы регистрации стенда).

Таким образом, алгоритмы вычисления основных параметров двигателя и диагностических признаков его технического состояния на основании предлагаемой методики построения регрессионных зависимостей по данным, полученным по математической модели номинального двигателя, с помощью статистического ортонормированного плана, справедливы для двигателей с произвольным сочетанием отклонений индивидуальных характеристик узлов и настроек топливо-регулирующей аппаратуры во всей области высот и скоростей полета на установившихся и переходных режимах.

Разработанные регрессионные зависимости достаточно просты, не требуют больших вычислительных мощностей и могут быть рекомендованы для построения перспективных цифровых систем управления и диагностики, вновь создаваемых и модернизируемых двигателей, а также для обработки стендовых и летных испытаний, в том числе и непосредственно на борту.

Поступила в редакцию 19.05.03

Рецензент: д-р техн. наук, профессор С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.