

УДК 629.7:519.63:536.21

Н.С. МЕЛЬНИКОВА, А.О. КУЗЬМИЧЕВА

*Федеральное государственное унитарное предприятие
«Московское машиностроительное производственное предприятие «Салют»,
Москва, Россия*

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ ПО ЗАКОНУ $T_{Г}^* = \text{const}$ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕИЗМЕРЯЕМОГО ПАРАМЕТРА ПО ШТАТНО ИЗМЕРЯЕМЫМ

Приведен анализ влияния уровня температуры газа перед турбиной $T_{Г}^*$ на тягово-экономические показатели двигателя. Рассмотрено управление двигателем по закону $T_{Г}^* = \text{const}$, основанное на определении неизмеряемого параметра $T_{Г}^*$ в реальном масштабе времени по регрессионной модели с использованием показаний штатных датчиков двигателя.

двигатель, управление, температура газа, регрессия, численный эксперимент, статистическая информация, неизмеряемый параметр, датчик, ошибка измерений и вычислений

Введение

Для максимального использования заложенных в конструкцию двигателя потенциальных возможностей по обеспечению высоких тягово-экономических показателей, ресурса, надежности и других эксплуатационных характеристик на ФГУП ММП «Салют» при модернизации турбореактивных двухвальных двигателей с форсажной камерой сгорания разрабатываются полнофункциональные цифровые системы управления, реализующие более сложные по сравнению с существующими перспективные алгоритмы управления и диагностики.

В новых алгоритмах используются такие параметры двигателя, как $T_{Г}^*$, G_B , $\alpha_{фкс}$, адиабатические КПД узлов и другие, измерение которых в настоящее время невозможно.

В ОАКБ «Темп» ФГУП ММП «Салют» разработана методика получения алгоритмов управления двигателем, основанная на использовании в реальном масштабе времени показаний штатных датчиков двигателя для вычисления на борту летательного аппарата основных эксплуатационных характеристик двигателя с помощью электронных цифровых регуляторов.

Разработанные алгоритмы позволяют осуществлять оптимальное управление двигателем по выбранной функции цели с учетом изменения характеристик узлов при выработке ресурса в процессе эксплуатации

1. Формулирование проблемы

Основными параметрами рабочего процесса современного авиационного газотурбинного двигателя, определяющими его высотно-скоростные характеристики и конструктивный облик, являются: степень сжатия воздуха в вентиляторе ($\pi_{\text{вo}}^*$), суммарная степень сжатия воздуха в двигателе ($\pi_{\text{к}\Sigma}^*$), температура газа в камере сгорания ($T_{\text{сo}}^*$) и степень двухконтурности (m). В работах известных ученых Шляхтенко С.М., Сосунова В.А., Нечаева Ю.С. и др. [1, 2] указывается что, температура газовой среды (продуктов сгорания топлива) на входе в турбину является одной из основных характеристик газотурбинного двигателя (ГТД), определяющих его тягу R . Так, увеличение температуры газа на входе в турбину на 1% приводит к увеличению тяги на 1,5 – 2%. Этим объясняется стремление к повышению температуры продуктов сгорания топлива в двига-

теле. Основным ограничением повышения температуры газовой среды в ГТД является (при рабочих температурах выше 1200 – 1300 К) ухудшение механических свойств материалов лопаток турбины, что приводит к резкому уменьшению длительной прочности лопаток, а, следовательно, и к уменьшению ресурса двигателя.

Из теории авиационных ГТД известно [1, 2], что при неизменных внешних условиях тяга и экономичность двигателя определяются величинами повышения давления и подогрева рабочего тела в нем, которые для двигателя с форсажной камерой сгорания вполне характеризуются тремя параметрами: степенью сжатия воздуха в компрессоре π_{κ}^* , температурой газа перед турбиной высокого давления $T_{Г}^*$ и температурой газа в форсажной камере сгорания $T_{фк}^*$. Для двигателя без форсажной камеры сгорания остаются первые два параметра, которые позволяют также судить о механических и тепловых нагрузках на конструкцию двигателя, и которые могут быть использованы для решения одной из задач регулирования: сохранения устойчивости рабочих процессов и прочности конструкции двигателя путем предупреждения появления недопустимых механических и тепловых нагрузок на его элементы во время установившихся и переходных режимов работы.

На практике регулирование ГТД обычно осуществляется по параметрам, косвенно характеризующим π_{κ}^* , $T_{Г}^*$, $T_{фк}^*$, что вызвано сложностью измерения последних. К числу таких косвенных параметров относятся: частоты вращения роторов n (для характеристики π_{κ}^*), температуры газа за турбиной $T_{Г}^*$ и температура лопаток турбины $T_{л}$ (вместо температуры $T_{Г}^*$), комплекс параметров $\frac{G_{ТФ}}{P_{\kappa}^*}$ (вместо коэффициента суммарного избытка воздуха α_{Σ} и $T_{фк}^*$) и ряд других.

В работе [4] указывается, что превышение температуры лопатки на некоторых режимах на 5С

выше нормы может привести к уменьшению ресурса работы на 10%.

При этом одним из важных требований, предъявляемых к характеристикам управления ГТД [1, 2], является высокая точность поддержания заданной температуры газа $T_{Г}^*$ на установившихся и переходных режимах работы, так как качество регулирования на режимах, предельных по температуре газа, является определяющим при получении заданных рабочих характеристик и ресурса двигателя. Ожидаемые погрешности регулирования температуры газа на установившихся режимах не должны превышать в перспективе 5...7 град, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры должна составлять 30 – 50 град за время не более 0,5 – 1 с. При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500 град/с.

На ФГУП «ММП «Салют» по результатам экспериментальных работ, летных испытаний накоплен большой статистический материал, иллюстрирующий разброс параметра $T_{Г}^*$ при управлении двигателем по температуре газа за турбиной по программе $T_m = f(T_{ax})$ (при ухудшении характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации): при незначительном разбросе температуры газа за турбиной $\Delta T_T = \sim 5$ град, (рис. 1), зависящем от настроек двигателей, разброс температуры газа перед турбиной составляет $\Delta T_G = \sim 50...60$ град (рис. 2), что с учетом вышеизложенного может повлечь разброс по тяге до $\Delta R = \sim 6\%$.

Таким образом, для оптимального управления двигателем, с учетом ухудшения характеристик его узлов в процессе эксплуатации, целесообразно использовать такой важный параметр как $T_{Г}^*$. При этом необходимо точно знать текущее значение этого параметра. Но параметр $T_{Г}^*$ в настоящее время не измеряется в процессе работы ГТД. Возникает задача по разработке методики определения неизмеряемого параметра $T_{Г}^*$ по штатным замерам других параметров двигателя с целью формирования в

электронном регуляторе алгоритма управления двигателем в процессе полета.

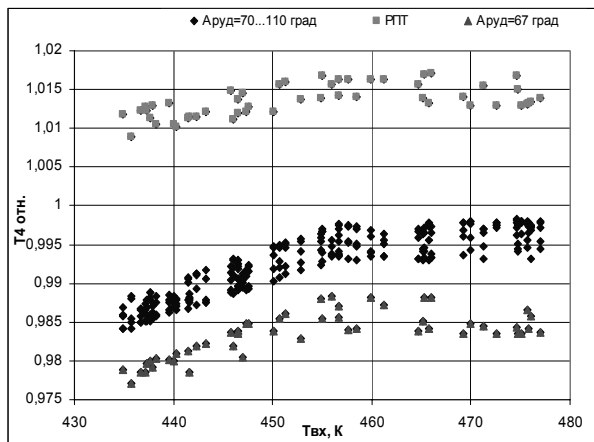


Рис. 1. Программы управления двигателем $T_4 = f(T_{вх})$, разброс связан с настройкой САУ

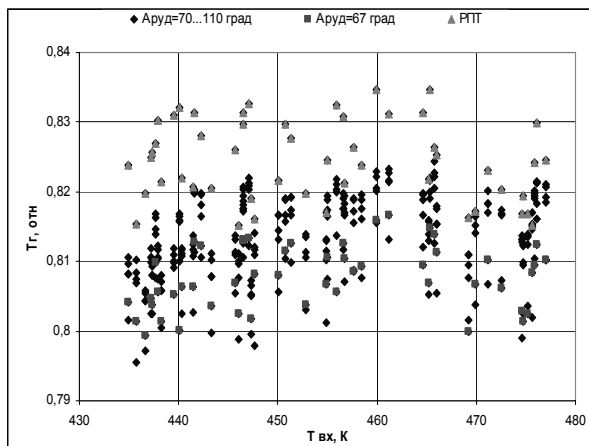


Рис. 2. Разброс температуры $T^*_Г = f(T_{вх})$ на двигателях при выработке ресурса

2. Решение проблемы

На ФГУП «ММП «Салют» разработана с использованием регрессионного анализа методика определения не измеряемых параметров двигателя $T^*_Г$, G_B , $\alpha_{фк\Sigma}$, по показаниям штатных датчиков.

Работа по построению регрессионной модели определения температуры газа перед турбиной по замерам штатных датчиков проводилась по следующим этапам:

- отбор параметров влияния на двигатель, изменение которых в процессе эксплуатации влияет на основные показатели двигателя и ресурс;
- формирование матрицы планирования эксперимента;

– создание идентифицированной математической модели «двигатель + САУ»;

– выбор вида опорной (целевой) функции – функции определения $T^*_Г$;

– генерация статистической информации на основе численного эксперимента;

– формирование и оптимизация регрессионной зависимости для опорной функции;

– оценка прогнозирующих свойств регрессионной модели определения $T^*_Г$.

Получение точной модели определения целевой функции (в нашем случае $T^*_Г$) с использованием экспериментальных данных предполагает проведение широкомасштабных испытаний на реальном объекте, что при ограниченных сроках исследования и минимизации финансовых затрат не представляется возможным. Для генерации статистической информации на основе матрицы планирования вместо натурального эксперимента был проведен численный эксперимент на ЭВМ с использованием поэлементной динамической математической модели объекта, идентифицированной с реальным двигателем, прошедшим государственные испытания.

2.1. Отбор параметров влияния на состояние двигателя. Формирование матрицы планирования эксперимента. Предварительно были рассмотрены различные параметры двигателя и их влияние на его состояние среди которых на основании экспертных оценок были выявлены 20 основных параметров и определены диапазоны их изменения (табл. 1).

Основной задачей [4] при генерации массива статистических данных являлась минимизация затрат при получении максимальной информации, что было достигнуто использованием теории планирования эксперимента.

Формирование матрицы планирования включает в себя:

- 1) трансформирование многофакторного пространства в единичную гиперсферу путем нормирования переменных:

Таблица 1

Параметры влияния на состояние двигателя и диапазоны их изменения

№	Обозначение параметра	Параметры влияния	max отклонение	min отклонение
1	T_{BX}	Отклонение внешних условий от МСА	+10°	-10°
2	P_{BX}		+5%	-5%
3	η_{MEH}	Изменения мех. КПД	+1%	-1%
...
19	$\Delta\eta_{mвд}$	Отклонения характеристик ТВД	+0,01%	-0,03%
20	$\Delta G_{mвд}$		+3%	-3%

– нормированное значение переменной $\tilde{\chi}_{ij}$ определяется по формуле:

$$-1 \leq \tilde{\chi}_{ij} = \frac{X_{ij} - X_{cpi}}{\Delta X_i} \leq 1;$$

– обратный пересчет в натуральную форму производится как:

$$X_{ij} = \tilde{\chi}_{ij} \cdot \Delta X_i + X_{cpi},$$

где $X_{cpi} = \frac{X_{\max i} + X_{\min i}}{2}$ – центр эксперимента;

$$\Delta X_i = \frac{X_{\max i} - X_{\min i}}{2} \text{ – диапазон варьирования}$$

от максимального $X_{\max i}$ до минимального значения $X_{\min i}$ переменной;

2) случайную выборку значения параметра из диапазона варьирования с выполнением условия:

$$P(-1 \leq \tilde{\chi} \leq 1) = const;$$

3) ортонормирование вектора состояния двигателя, включающее в себя:

а) приравнивание нулю скалярного произведения векторов:

$$(\tilde{\chi}_l \cdot \tilde{\chi}_r) = 0;$$

б) полную ортогонализацию плана эксперимента по рекуррентным формулам Грама-Шмидта:

$$\tilde{X}_1 = X_1; \tilde{X}_i = X_i - \sum (\tilde{\chi}_k \cdot X_i) \cdot \tilde{\chi}_k;$$

$$\tilde{\chi}_{ij} = \frac{\tilde{\chi}_i}{\|\tilde{X}_i\|},$$

где X_i – исходный вектор;

\tilde{X}_i – ортогональный вектор;

$\tilde{\chi}_i$ – ортонормированный вектор.

В нашем случае составленная матрица планирования эксперимента представляет собой числовой массив размером [50 x 20]. Комплекс параметров каждой строки этой матрицы можно рассматривать как ухудшения некоего двигателя. Таким образом, мы получили парк из 50 виртуальных двигателей одного типа для проведения численного эксперимента на ЭВМ по выявлению влияния параметров ухудшения на изменения характеристик двигателя.

2.2. Основные сведения о математической модели. Математическая модель представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений в обыкновенных производных с переменными коэффициентами.

Решение дифференциальных уравнений производится численным интегрированием по явной схеме методом Эйлера. Для обеспечения устойчивости численного решения был принят шаг интегрирования $\Delta t = 0,0002$ с.

В модели учтены следующие динамические факторы: инерция вращающихся масс роторов газогенератора; сжимаемость газа в емкостях основной и форсажной камер сгорания, во втором контуре и межтурбинном пространстве; накопление тепловой энергии в массе газа в камерах сгорания; отбор воздуха из компрессора на охлаждение турбин; уча-

стие части охлаждающего воздуха в работе турбин – охлаждение воздуха, направляемого на охлаждение турбины в теплообменнике второго контура; полнота сгорания топлива; изменение показателя адиабаты удельной теплоемкости и теплосодержания воздуха и газа по тракту газогенератора; механические коэффициенты полезного действия роторов; гидравлические потери полного давления по тракту.

Характеристики компрессоров низкого и высокого давлений задаются в табличной форме в виде стандартных функций приведенного расхода воздуха и адиабатического коэффициента полезного действия в зависимости от приведенной частоты вращения ротора, степени сжатия воздуха и положения лопаток входного или направляющих аппаратов:

$$G_{np} = f(n_{knp}, \varphi_{на}, \pi_k);$$

$$\eta_k = f(n_{knp}, \varphi_{на}, \pi_k).$$

Характеристики турбин высокого и низкого давлений задаются таблично в виде функций коэффициента приведенного расхода газа и адиабатического коэффициента полезного действия в зависимости от приведенной частоты вращения ротора и степени расширения газа:

$$A = f(n_{mnp}, \pi_T); \quad \eta_T = f(n_T, \pi_T).$$

Модель включает в себя также модели агрегатов гидромеханической и электронной частей САУ, в которых реализован весь комплекс программ управления рассматриваемого двигателя: «двигатель + САУ».

Была проведена идентификация математической модели «двигатель + САУ» с реальным двигателем, прошедшим государственные испытания, на установившихся режимах (рис. 3) и на переходных режимах работы двигателя при сбросе (рис. 4) и приемистости (рис. 5).

2.3 Генерация статистической информации.

Для генерации статистической информации, предназначенной для получения регрессионных модели определения T_G , были рассчитаны параметры рабочих процессов для 51 виртуального двигателя в 16-ти высотно-скоростных условиях эксплуатации на высотах от $H = 0$ до H_{max} при скоростях полета от

$M = 0$ до M_{max} на дроссельных и форсажных режимах при изменении положения рычага управления двигателем от малого газа до полного форсажа. Общее количество расчетных опытов составило 14154 штук.

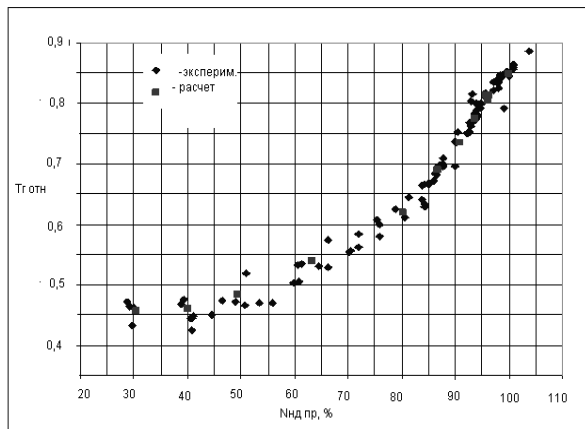


Рис. 3. Результаты идентификации двигателя по T_G на установившихся режимах

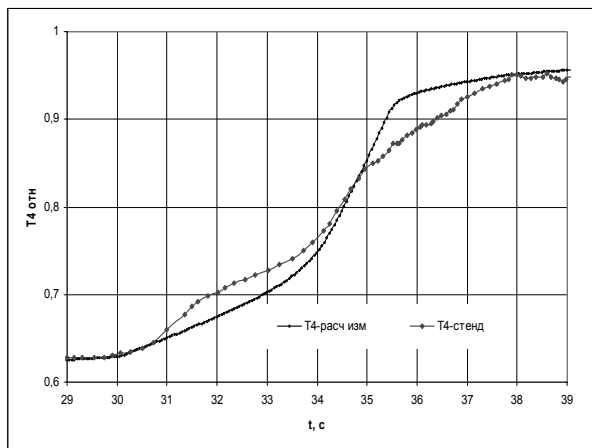


Рис. 4. Идентификация двигателя по T_4 на переходном режиме частичной приемистости

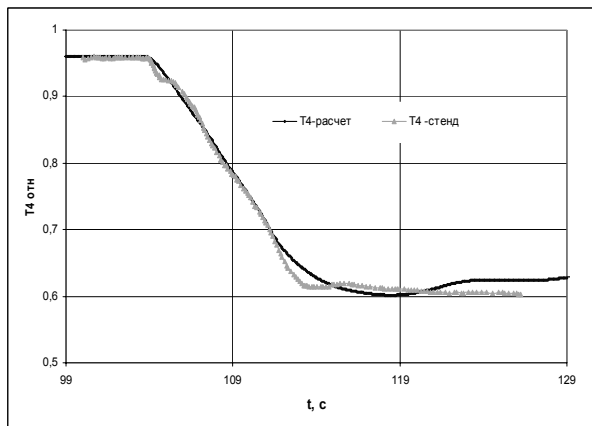


Рис. 5. Идентификация двигателя по T_4 на переходном режиме сброса

Для генерации статистической информации, предназначенной для оценки прогнозирующих свойств регрессионных зависимостей с помощью математической модели дополнительно были рассчитаны 2856 режимов в 4 высотно-скоростных условиях эксплуатации.

В дальнейшем этот числовой материал используется для построения регрессионной модели определения температуры газа перед турбиной по показани-

ям штатных датчиков: условно числовой материал делится на обучающий, на основании которого определяют коэффициенты регрессионной зависимости, и экзаменационный, с помощью которого проверяют прогнозирующие свойства регрессионной модели.

В табл. 2 представлен общий вид обучающего и прогнозирующего массивов.

Таблица 2

Генерация статистической информации для построения регрессионной модели и оценки ее прогнозирующих свойств

Опыты	Аргументы (измеряемые параметры)						Расчетные параметры					
	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_n	$T_{Г}$	$\sigma_{ФЭГ}$	η	Y_i		
Числовой материал для расчета регрессии												
1												
2												
...
141501												
Числовой материал для оценки прогнозирующих свойств регрессии												
1												
2												
...												
2856												

2.4. Выбор функции отклика и построение регрессионной модели для температуры газа.

Будем рассматривать в качестве искомой функции температуру газа перед турбиной, в качестве аргументов – показания штатных датчиков, т. е. в общем случае:

$$T_{Г} = f(X_1, X_2, X_3, \dots, X_i),$$

где X_i – аргументы, т.е. сигналы от штатных датчиков двигателя.

Был выбран следующий вид опорной (целевой) функции для определения $T_{Г}$ по штатно измеряемым параметрам:

$$T_{Гj} = c_{0j} \cdot \prod_1^i X_i^{a_{ji}},$$

где $T_{Гj}$ – температура газа перед турбиной;

c_{0j} – постоянный коэффициент;

a_{ji} – показатель степени i -го аргумента для j -ой функции.

Такой вид целевой функции выбран не случайно: многие процессы в двигателе описываются уравнениями, представляющими из себя произведения степеней компонент векторов параметров (уравнения расходов газа, степеней сжатия и расширения и др.).

Коэффициенты регрессионной модели определялись с использованием обучающего массива по известному методу наименьших квадратов. Первоначальная регрессионная модель содержала 15 измеряемых параметров, но для использования таких громоздких моделей в бортовом электронной регу-

ляторе требуется большое количество датчиков на двигателе.

Из теории планирования эксперимента известно, что величина ошибки определения косвенного параметра по показаниям штатных замеров возрастает с ростом количества датчиков и средств измерения.

В связи с этим решалась задача минимизации регрессионной модели с целью получения допустимых ошибок измерений и аппроксимации при управлении двигателем по косвенным параметрам.

При этом анализировались весовые коэффициенты каждого аргумента (рис. 6).

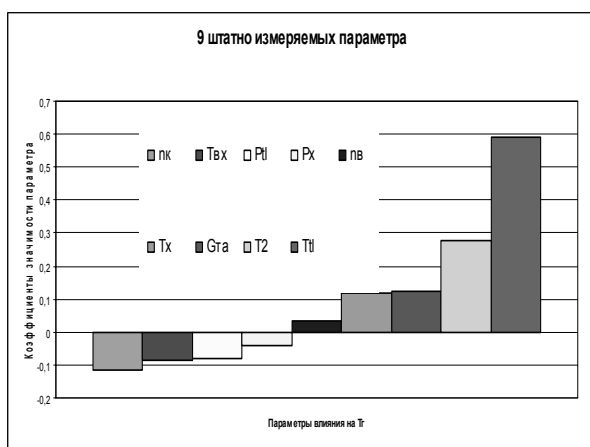


Рис. 6. Весовые коэффициенты аргументов регрессионной модели

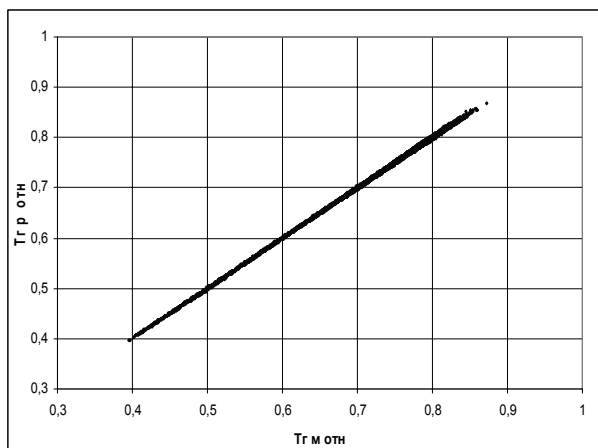


Рис. 7. Сравнение результатов расчета $T_{Г^*}$ по регрессионной и математической моделям для 10926 опытов

Аргументы, весовые коэффициенты которых были ниже некоторого условного уровня, отбрасывались. На следующем уровне селекции проводили формирование новой регрессионной модели с ос-

тавшимися аргументами и т.д. На каждом этапе селекции модели анализировали ошибки определения $T_{Г^*}$ по регрессионной модели и по полной математической модели $T_{Г^*}$ во всем высотно-скоростном диапазоне эксплуатации двигателя (рис. 7).

На рис. 8 представлены диаграммы распределения ошибки аппроксимации по трем регрессионным моделям: для 15, 13 и 9 аргументов, соответственно. При доверительной вероятности $p = 0,95$ ошибка аппроксимации составляет ± 5 град.

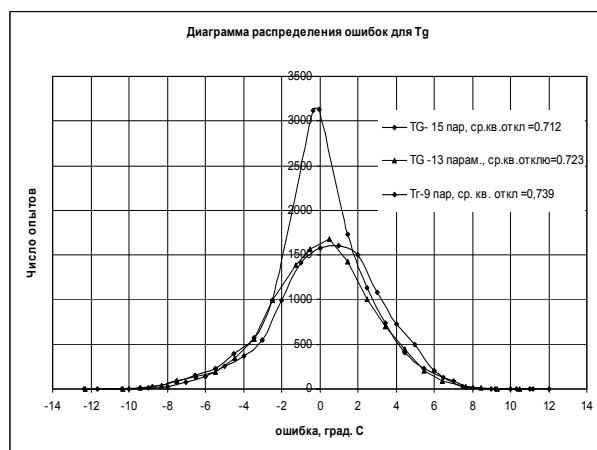


Рис. 8. Диаграмма распределения ошибок аппроксимации различных регрессионных моделей определения $T_{Г^*}$

Выбранная на данном этапе работ регрессионная модель определения $T_{Г^*}$ имеет следующий вид:

$$\bar{T}_G = \exp^{B_0} \cdot \left(\frac{\bar{T}_X^{B_1} \cdot \bar{T}_2^{B_2} \cdot \bar{T}_{П1}^{B_3} \cdot \bar{n}_B^{B_4} \cdot \bar{G}_{ТО}^{B_5}}{\bar{P}_X^{B_6} \cdot \bar{T}_{ВХ}^{B_7} \cdot \bar{P}_{П1}^{B_8} \cdot \bar{n}_K^{B_9}} \right),$$

где $T_{ВХ}$ – относительная температура воздуха на входе в двигатель; \bar{T}_X – относительная температура воздуха перед компрессором; \bar{T}_2 – относительная температура воздуха за компрессором; $\bar{T}_{П1}$ – относительная температура за турбиной; \bar{P}_X – относительное давление перед компрессором; $\bar{P}_{П1}$ – относительное давление за турбиной; $\bar{G}_{ТО}$ – относительный расход топлива через основную камеру сгорания; \bar{n}_B, \bar{n}_K – относительные частоты вращения вентилятора и компрессора.

Суммарная относительная погрешность определения параметра $T_{Г^*}$ по регрессионной модели включает в себя:

- ошибку измерения штатных параметров, входящих в модель;
- ошибку аппроксимации (вычисления по регрессионной модели).

$$\Delta \bar{T}_{Гсум}^2 = \Delta \bar{T}_{Гизм}^2 + \Delta \bar{T}_{Гвычисл}^2;$$

$$\Delta \bar{T}_{Гизм}^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\bar{T}_Г}{\bar{X}_i} \cdot a_{ij} \cdot \Delta \bar{X}_i \right)^2,$$

где $\Delta \bar{X}_i$ – относительная ошибка измерения параметра X_i -го датчика, вычисляется как:

$$\Delta \bar{X}_i = \frac{\Delta X_i}{X_{i0}}.$$

Ошибка измерения T_G по показаниям используемых на рассматриваемом двигателе датчиков при современной точности измерений составляет

$$\Delta T_{Гизм} = \pm 6,06^\circ.$$

Были рассчитаны показатели точности вычисления по регрессионной модели для T_G . При этом:

– среднеквадратичная ошибка составляет

$$\sigma = 3,6978 \text{ град};$$

– индекс корреляции приближается к единице

$$\rho = 0,99987;$$

– критерий Фишера по информативной способности регрессионной модели очень высокий и составляет

$$F_{и} = 41377041,43;$$

– математическое ожидание

$$m = 0,04487 \text{ град}.$$

Суммарная среднеквадратичная ошибка получения среднemasсовой температуры газа по регрессионной модели составляет $\Delta T_{Грег} = \pm 6,6$ град при доверительной вероятности $p = 0,95$.

На основании полученной выше регрессионной модели определения среднemasсовой температуры газов в камере сгорания перед турбиной по показаниям комплекса датчиков, установленных на двигателе, проведен синтез регулятора управления расходом топлива в основную камеру сгорания двигателя.

Результаты расчета показали, что во всех высотно-скоростных условиях эксплуатации с учетом изменения характеристик двигателя в процессе выра-

ботки ресурса обеспечивается поддержание заданного значения T_G с погрешностью ΔT_G на статических режимах, не превышающей $\pm 5^\circ\text{C}$. Динамическая ошибка на режиме приемистости не превышает 50°C , кратковременно, в течение 0,5 с.

Заключение

Представлен краткий анализ влияния уровня температуры газа перед турбиной ГТД на тягово-экономические показатели двигателя.

Показана целесообразность управления двигателем по косвенному параметру по программе $T_G^* = f(T_{ex})$.

Разработана методика построения регрессионной модели определения параметра T_G^* , основанная на использовании в реальном масштабе времени показаний штатных датчиков двигателя для вычисления на борту летательного аппарата текущего фактического значения T_G^* с помощью электронного цифрового регулятора.

Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. д.т.н. профессора С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. – М., Машиностроение, 1978. – Ч. 1. – 312 с. – Ч. 2. – 367 с.
3. Khan M.A., Allemand C., Eagar T.W. Non-contact temperature measurement. *Revue of Scientific Instruments*. – 1991. – V. 62, № 2. – Н 392-409.
4. Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский А.А. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – М.: Наука, 1976. – 360 с.

Поступила в печать 21.05.2008

Рецензент: д-р тех. наук Г.В. Добрянский, ФГУП ММП «Салют» Москва, Россия.