

Н. С. Мельникова

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСХОДА ВОЗДУХА ЧЕРЕЗ ДВИГАТЕЛЬ В ПОЛЕТЕ В РЕАЛЬНОМ МАСШТАБЕ ВРЕМЕНИ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЗАКОНАХ УПРАВЛЕНИЯ

Представлены результаты формирования регрессионной модели для вычисления в полете расхода воздуха через газотурбинный двигатель. Приведены данные по сравнительной оценке вычисления расхода воздуха по полученной регрессионной зависимости с данными стендовых испытаний 151 двигателя, поступивших в ремонт из эксплуатации. Предложены варианты применения вычисленного значения расхода воздуха в контурах управления механизацией компрессора и расходом топлива в форсажную камеру сгорания. *Газотурбинный двигатель; законы управления; алгоритм; неизмеряемый параметр; расход воздуха через двигатель; регрессионная модель*

Современное развитие электронно-цифровой базы дает возможность на борту летательного аппарата использовать сложные алгоритмы управления газотурбинным двигателем, позволяющие не только оптимально управлять двигателем при условии ухудшения характеристик его узлов из-за выработки ресурса в процессе эксплуатации, но и получать заметные выигрыши в тягово-экономических характеристиках двигателя [1, 2]. К таким алгоритмам следует отнести алгоритмы управления по внутридвигательным параметрам: по температуре газа T_T^* перед турбиной, по расходу воздуха G_V через двигатель, по тяге R . Однако существующие в настоящее время средства измерения позволяют определить названные параметры только при испытаниях двигателя на моторных стендах.

По зарубежным публикациям [3] еще в восьмидесятых годах прошлого столетия ведущие авиационные фирмы США и других зарубежных стран для решения задач оптимального управления авиационным двигателем начали активно применять цифровые системы с принципиально новыми методами управления и диагностики ГТД, в которых используются алгоритмы расчета в реальном масштабе времени основных параметров ГТД в том числе расхода воздуха. Применение таких алгоритмов в цифровой системе DEEC для различных модификаций двигателей F100 (F100-PW-200 и F100-PW-220, F100EMD (PW-1128), PW-1129 (F100-PW-229 и F100-IPE) и др.) позволило существенно повысить летно-технические характеристики самолета и способствовало переходу к эксплуатации ГТД по техническому состоянию.

Примерно в то же время отечественная фирма ПМКБ [4] (в настоящее время ОАО «Стар») при разработке цифрового регулятора РЭД-20 предусматривала управление форсажными режимами двигателя по параметру, характеризующему состав топливовоздушной смеси, – по α_s , для вычисления которого приведенный расход воздуха $G_{вспр}$ определялся табличной зависимостью от приведенной частоты вращения вентилятора. Подобные работы проводились и в ЦИАМ им. П. И. Баранова. Однако по известным причинам указанные работы в России в 90-х годах были прекращены.

В последнее время в зарубежных и отечественных институтах [5, 6] ведется активная научно-исследовательская работа по применению в цифровых системах управления ГТД встроенных бортовых математических моделей двигателя для получения информации о неизмеряемых параметрах. Не оспаривая возможность применения данного метода в САУ двигателя, автор обращает внимание на два аспекта, которые необходимо учесть при использовании встроенной математической модели двигателя на борту. Это, во-первых, необходимость в задачах управления одновременно с применением бортовой модели двигателя осуществлять идентификацию модели в реальном времени на основе характеристик конкретного экземпляра двигателя с учетом того, что его характеристики меняются по мере выработки ресурса. И во-вторых, для применения бортовой математической модели двигателя, дополненной алгоритмами идентификации, требуются бортовые процессоры с высокими вычислительными ресурсами по оперативной памяти и быстродействию.

На ФГУП «ММПП «Салют» разработан и предлагается другой метод вычисления параметров двигателя, которые невозможно в на-

стоящее время измерять в процессе полета, для использования их значений в задачах управления. Этот метод основан на применении на борту регрессионных зависимостей, позволяющих вычислять приведенные выше параметры по комплексу косвенных замеров штатными датчиками. Сами регрессионные зависимости формируются заранее на земле на базе обработки статистических данных, полученных экспериментальным или расчетным путем. Подробно методика определения неизмеряемых параметров газотурбинного двигателя по косвенным замерам приведена в публикациях [7, 8].

Ранее в работах [9] были представлены материалы по формированию регрессионной зависимости для вычисления на борту среднемассовой температуры газа T_g^* в камере сгорания двигателя и ее применения в алгоритмах управления. В данной статье автором приведены результаты исследований по разработке регрессионной зависимости для вычисления другого определяющего параметра двигателя – расхода воздуха G_B .

Актуальность применения в алгоритмах управления двигателя данного параметра очевидна, так как алгоритмы, построенные на определении расхода воздуха G_B совместно с величиной температуры газа T_g^* , позволяют непосредственно влиять на тяговые характеристики и экономичность двигателя, в том числе и в эксплуатации при выработке ресурса.

По рекомендациям работ [7, 8] для искомой регрессионной зависимости в качестве опорной рассматривалась функция в виде произведения степеней аргументов:

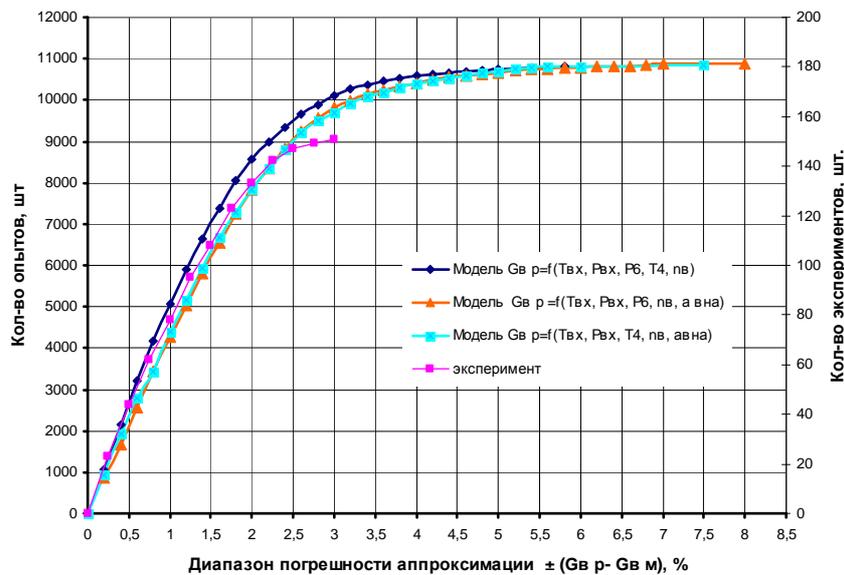
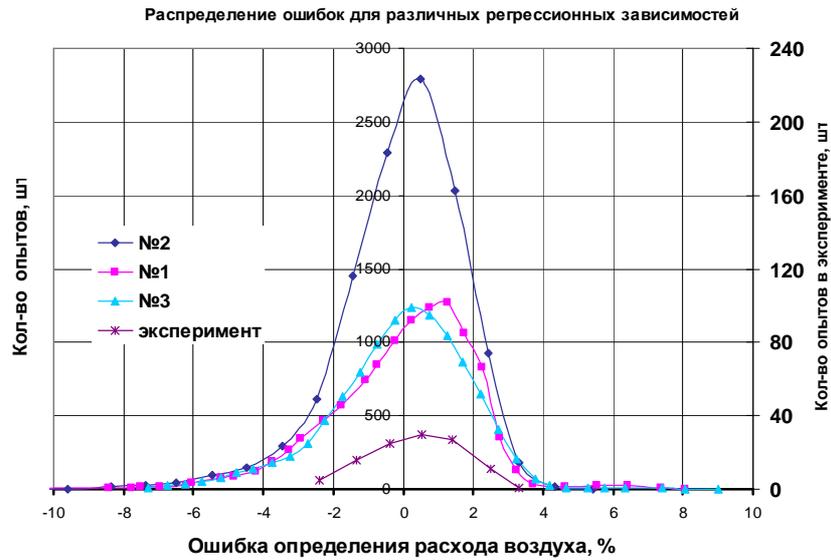
$$G_B = c_{0i} * \prod_1^i X_i^{a_i}, \quad (1)$$

где X_i – аргумент (измеряемый параметр), i – количество измеряемых параметров-аргументов.

Неизвестные показатели степеней при аргументах были найдены методом наименьших квадратов по числовому материалу, сгенерированному на базе численного эксперимента, проведенного с использованием полной динамической математической модели «двигатель-САУ» [10] для виртуального парка авиационных двигателей типа АЛ-31ФМ1. Этот виртуальный парк состоит из 51 двигателя с различным техническим состоянием, ухудшающимся в процессе выработки ресурса в эксплуатации.

В 16 высотно-скоростных условиях полета от $H = 0$ и $M = 0$ до $H = 20000$ м и $M = 2,35$ для 14 различных положений РУД от $\alpha_{руд} = 25$ град до $\alpha_{руд} = 30$ град были рассчитаны установившиеся режимы работы двигателя. По результатам расчетов была сформирована обучающая матрица $[10926 \times 16]$, в которой каждый из 1...15 столбцов – это значения аргументов X_{ij} , а 16-й столбец – это значения искомой функции G_{Bi} . По числовому материалу этой матрицы были вычислены неизвестные показатели степеней при параметрах-аргументах.

Относительный параметр	Базовое значение параметра	Показатели степеней при аргументах в регрессионных зависимостях		
		№ 1	№ 2	№ 3
Свободный член C_0		0,226577	0,116294	-0,0632534
$\overline{T_{BX}}$	400, К	-1,02486	-0,98494	-0,448306
$\overline{P_{BX}}$	3, кг/см ²	1,00193	0,811266	0,212143
$\overline{P_X}$	6, кг/см ²	–	0,190003	0,790200
$\overline{T_{TI}}$	1100, К	-0,13248	–	-0,345355
$\overline{n_B}$	100, %	1,26778	0,973643	0,609469
$\overline{\alpha_{ВНА}}$	37, град	0,123771	0,079570	–
Среднеквадратичное отклонение σ^2		0,000272	0,000282	0,0001838
Коэффициент корреляции ρ		0,999579	0,999564	0,9999
Критерий Фишера по информативности F_i		1175,94	1135,87	1740,24
Критерий Фишера по адекватности F_a		0,00235	0,002264	0,003455



Из множества сочетаний из 15 измеряемых параметров для построения регрессионной зависимости вычисления расхода воздуха автор остановился на следующих трех:

№ 1: $G_{вp} = f(T_{вх}, P_{вх}, T_4, пв, авна)$;

№ 2: $G_{вp} = f(T_{вх}, P_{вх}, P_6, пв, авна)$;

№ 3: $G_{вp} = f(T_{вх}, P_{вх}, P_6, T_4, пв)$.

В таблице представлены показатели степени при выбранных аргументах, а также критерии регулярности: среднеквадратические отклонения σ , коэффициенты корреляции ρ , критерии Фишера по информативности F_i и адекватности F_a для предложенных выше трех регрессионных зависимостей.

Для каждой из этих зависимостей были получены распределения ошибок аппроксимации

при определении расхода воздуха по регрессионной зависимости $G_{вр}$ в сравнении со значением расхода воздуха, вычисленным по полной динамической математической модели $G_{вм}$, см. рис. 1. На рис. 2 представлены графики, интерпретирующие зависимость количества проведенных численных экспериментов, попадающих в различные диапазоны погрешности аппроксимации $\pm(G_{вр} - G_{вм}) \%$.

Из рассмотренных моделей автор рекомендует для дальнейшего использования зависимость № 2, так как комплекс параметров, реализованный в ней, позволяет однозначно определять расход воздуха $G_{в}$ через двигатель в полете в режиме реального времени: параметры $T_{вх}$ и $пв$ определяют $п_{впр}$, параметры $p_{вх}$ и p_6 дают отношение давлений $\pi_в$ на вентиляторе, $п_{впр}$ и $\pi_в$

совместно с углом установки закрылков ВНА $\alpha_{\text{ВНА}}$ по известной для рассматриваемого двигателя характеристике вентилятора $G_{\text{В}} = f(\alpha_{\text{ВНА}}, \pi_{\text{В}}, n_{\text{Впр}})$ дают значение расхода воздуха $G_{\text{В}}$ через вентилятор.

На рис. 1 и 2 также приведены графики, иллюстрирующие точность вычисления расхода воздуха по полученной регрессионной зависимости в сравнении с данными натурных испытаний 151 двигателя, поступивших из эксплуатации в ремонт на ФГУП ММП «Салют» в различное время.

Рассмотренные двигатели отличались различным временем выработки ресурса и, соответственно, различной степенью износа узлов и проточной части. Следует подчеркнуть, что данные этих испытаний предварительно не использовались ни для идентификации элементной модели двигателя, по которой затем генерировалась исходная информация для определения коэффициентов регрессионных зависимостей, ни для комплектации или вкрапления этих данных в исходную информацию. То есть значения расхода воздуха, полученные по регрессионным зависимостям и в испытаниях двигателей на стенде, являются абсолютно независимыми.

Разработка новых методов вычисления основных неизмеряемых параметров двигателя в реальном масштабе времени дает возможность

применять новые законы управления двигателем по внутريدвигательным параметрам.

Автором рассмотрены два направления в применении определяемого расхода воздуха в перспективных алгоритмах управления:

- регулирование положения входных направляющих аппаратов компрессора низкого давления по программе управления: $G_{\text{Впр}} = f(n_{\text{пр}})$;
- управление подачей топлива в форсажную камеру сгорания по параметру $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$.

Здесь $G_{\text{Впр}}$ – приведенный расход воздуха через двигатель; $n_{\text{пр}}$ – приведенная частота вращения компрессора низкого давления; α_{Σ} – коэффициент, определяющий состав топливовоздушной смеси.

В первом случае обеспечивается заданное положение линии рабочих режимов (ЛРР) на напорной характеристике компрессора, что позволяет в течение полета сохранить необходимые запасы газодинамической устойчивости двигателя, а также обеспечить работу компрессора с максимальным адиабатическим коэффициентом полезного действия. Указанный способ управления ВНА компрессора может быть реализован в замкнутом контуре управления, структурная схема одного из вариантов которого приведена на рис. 3 [11].

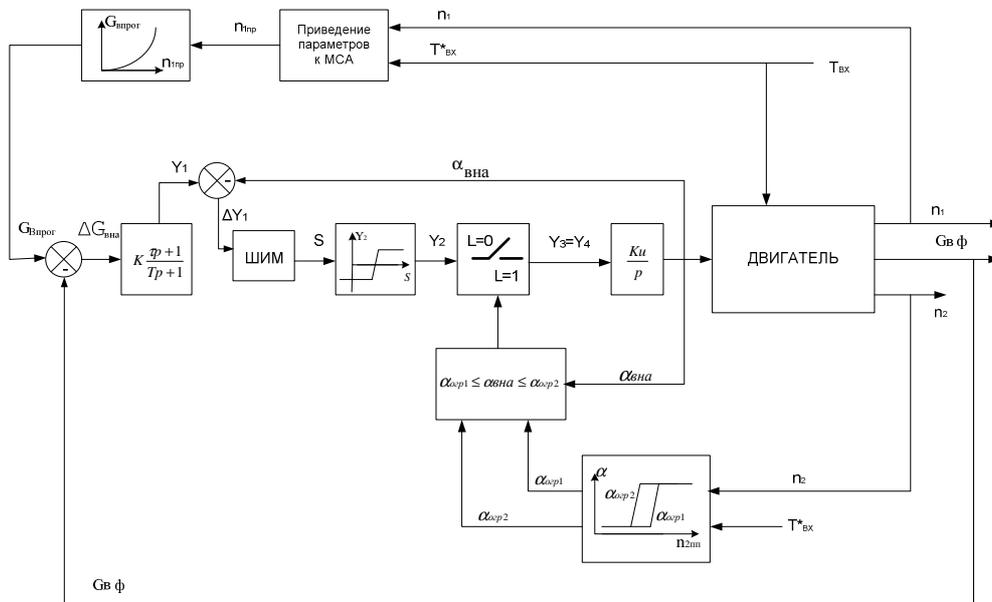


Рис. 3. Структурная схема замкнутого контура управления ВНА по программе $G_{\text{Впр}} = f(n_{\text{пр}})$ с местной обратной связью по $\alpha_{\text{ВНА}}$, в электронном исполнении

На рис. 4 показано протекание ЛРР для 51-го двигателя с различным техническим состоянием.

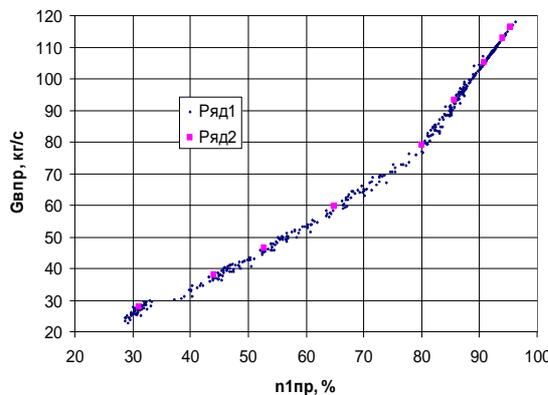


Рис. 4. Приведенный расход воздуха для каждого из 51 двигателя при управлении ВНА по программе $G_{впр} = f(n_{пр})$

Из рис. 4 следует, что программа регулирования ВНА $G_{впр} = f(n_{пр})$ позволяет при ухудшении характеристик узлов и проточного тракта в эксплуатации при выработке ресурса сохранить практически неизменной зависимость приведенного расхода воздуха от частоты вращения ротора компрессора, при этом углы поворота лопаток ВНА не выходят за допустимые пределы, определяемые из условий обеспечения заданных вибрационных напряжений механическими упорами САУ.

Данная программа управления ВНА представляет особый интерес, так как поддержание необходимой величины расхода воздуха через двигатель средствами механизации вентилятора и совместное обеспечение заданного значения температуры газа за счет управления подачей топлива в основную камеру сгорания позволят обеспечить прямое управление двигателем по величине тяги с сохранением ее стабильности в эксплуатации по мере выработки ресурса двигателя.

Во втором случае значение расхода воздуха используется для вычисления текущего значения коэффициента α_{Σ} по известной формуле:

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{G_{в}}{K_{стм} \cdot (q_0 + q_{\phi})},$$

здесь $K_{стм}$ – коэффициент стехиометрии для применяемого топлива; q_0 , q_{ϕ} – секундный расход топлива в основную и форсажную камеры сгорания, соответственно.

Реализация замкнутого регулирования подачи топлива позволяет оптимально управлять составом топливоздушного смеси, поступающей в форсажную камеру сгорания, и, как след-

ствие, парировать ухудшение тяговых характеристик и экономичности двигателя на форсированных режимах в процессе эксплуатации. На рис. 5 [12] показаны потери по тяге и удельному расходу топлива в случае отклонения от оптимального значения, возникающие при штатном управлении подачей топлива.

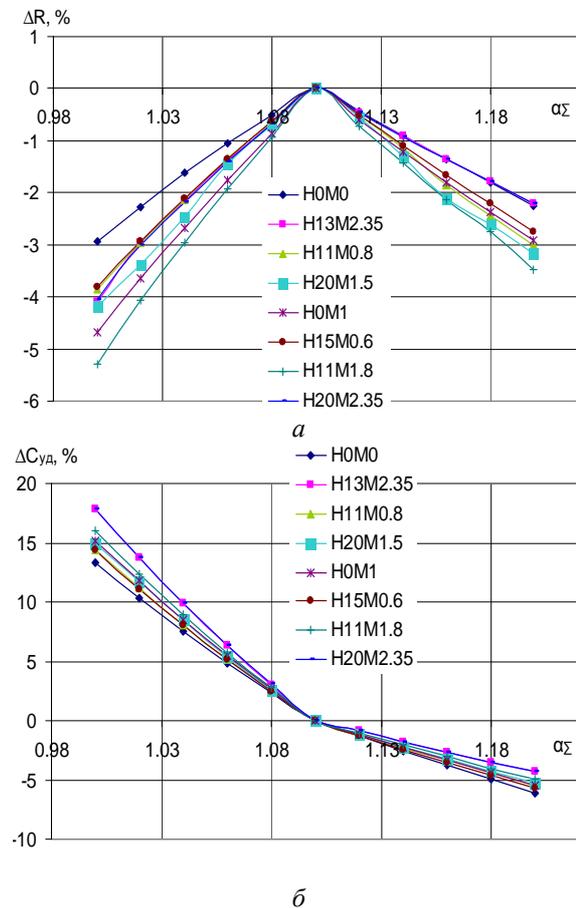


Рис. 5. Изменение тяги и экономичности двигателя в различных высотно-скоростных условиях при отклонении α_{Σ} от оптимального значения (режим «ПФ»):
а – изменение тяги; б – изменение экономичности

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Добрянский Г.В., Зазулов В.И.** Электронно-гидравлические системы управления ГТД самолетов нового поколения // Сб. тезисов докл. науч.-техн. конгресса по двигателестроению, НТКД-2006.
2. Цифровые электронные системы управления авиационными двигателями / В. А. Абрамов [и др.] // Авиационная промышленность. 2009. № 2. С.17–19.
3. **Ronald J Ray, Lavrenee P. Myers.** Peal-Tine in flight thrust calculation in a Digital Electronil Engine Control – EQUIPPED F100 Engine in a F-15 Airoplane NASA №86-25355, 1987.
4. **Кухарчук В. Г.** Исследование принципов управления форсажным контуром ТРДДФ: Дисс. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук. Пермь, ПАКБ, 1978г.

5. Schiermeister U., Ardey S., Jeschke P. Multi-disziplinare Triebwerks-Vorauslegung: Zielgerichteter Einsatz des integrierten Programmsystems MOPEDS.MTU Aero Engines GmbH

6. Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С. Применение в САУ ГТД бортовой поузловой динамической математической модели двигателя // Сб. тезисов докл. науч.-техн. конгресса по двигателестроению, НТКД-2008.

7. Мельникова Н. С. Методика определения неизмеряемых параметров ГТД по комплексу косвенных измерений в эксплуатации и серийном производстве // Двигатель. 2008. № 6 (60). С. 16–17.

8. Мельникова Н. С., Добрянский Г. В. Патент РФ № 87467. Система определения неизмеряемого параметра газотурбинного двигателя по комплексу косвенных сигналов, 2009.

9. Мельникова Н. С., Добрянский Г. В. Вычисление в процессе эксплуатации ТРДДФ температуры газа в камере сгорания для формирования алгоритмов управления // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 11, № 2 (28). С. 28–33

10. Мельникова Р. С., Кузьмичева А. О. Управление двигателем по закону $T_T^* = \text{const}$ с при-

менением регрессионной модели определения T_T^* // Полет. 2009. № 2. С. 29–37.

11. Мельникова Н. С., Добрянский Г. В. Определение в полете величины расхода воздуха на входе в газотурбинный двигатель // Авиационная промышленность. 2010. № 1.

12. Ионов Д. А., Ионов Дм. А., Мельникова Н. С. Регрессионные модели для перспективных алгоритмов управления и диагностики модернизируемых двигателей АЛ-31Ф // Сб. тезисов докл. науч.-техн. конгресса по двигателестроению, НТКД-2008.

ОБ АВТОРЕ



Мельникова Нина Сергеевна,
Начальник отдела ФГУП «Московское машиностроительное производственное предприятие «САЛЮТ». Канд. техн. наук.