

демпфирования при одновременном увеличении ресурса, а также влияние виброн нагружения на изменение характеристик предохранительного клапана в процессе ресурсной наработки.

Библиографический список

1. Комаров М.С. Динамика механизмов и машин. - М.: Машиностроение, 1969. - 296 с.
2. Бугаенко В.Ф. Пневматика ракетно-космических систем. - М.: Машиностроение, 1979. - 168 с.
3. Долотов А.М., Комаров М.С. Исследование отскоков в конических клапанных парах с упругим седлом // Вестник Львовского политехнического института: Доклады и науч. сообщения. - Львов: Вища школа, 1979. - № 136. - С. 22-24.
4. Жилкас П.Ю., Гедримас Э.А., Кондрашов Ю.И. Определение динамических нагрузок в клапанных уплотнениях // Динамические процессы в силовых и энергетических устройствах летательных аппаратов. - Куйбышев: КуАИ, 1985. - С. 73-82.

УДК 621.45.00.11.062.3

Ю.К.Кривошугин

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ СИСТЕМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ГТД НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ ЕГО ПАРАМЕТРОВ

Обозначения

- G_T - расход топлива в двигатель;
- $G_{T, макс}$ - значение расхода топлива, заданное для отладки ограничителя максимального расхода топлива;
- $n_{ВД}$ - частота вращения ротора ВД;
- $n_{ВД, макс}$ - значение $n_{ВД}$, заданное для отладки регулятора частоты вращения ротора ВД агрегата дозирования топлива;
- $n_{НД}$ - частота вращения ротора НД;
- $n_{НД, пр}$ - частота вращения ротора НД, приведенная к САУ;

- P_0 - полное давление воздуха на входе в двигатель;
- P - давление окружающего воздуха;
- t_0^* - полная температура воздуха на входе в двигатель;
- t_g^* - температура газов за турбиной полная;
- $t_{г.з.}^*$ - значение $t_{г.з.}^*$, заданное для отладки регулятора средней температуры;
- $t_{г.ф.}^*$ - значение $t_{г.ф.}^*$, соответствующее фактической настройке регулятора средней температуры;
- τ - время;
- Δ - абсолютное отклонение;
- Π - параметр;
черта над обозначением параметра означает относительную величину параметра.

С о к р а щ е н и я

- АДП - агрегат дозирования топлива;
- ВД - высокое давление;
- ВР - ведущий регулятор;
- ВПП - взлетно-посадочная полоса;
- НД - низкое давление;
- ОРГ - ограничитель расхода топлива;
- РСТ - регулятор средней температуры газов за турбиной;
- САР - система автоматического регулирования двигателя;
- САУ - стандартные атмосферные условия;
- СУ - силовая установка;
- ТУ - технические условия;
- ЭРО - электронный регулятор оборотов (частоты вращения ротора НД).

При оценке технического состояния агрегатов системы автоматического регулирования двигателя по полетной информации определяют их фактические настройки. Для того, чтобы оценить настройки агрегатов, необходимо знать, какой из регуляторов (ограничителей) управлял двигателем, т.е. был ведущим. Определять ведущий регулятор необходимо

также в случаях, когда обнаруживается снижение взлетной тяги двигателя ниже нормы ТУ и принимается решение о том, какой из агрегатов требуется проверить и подрегулировать при наземном опробовании двигателя. В случае, если ведущий регулятор не определен по полетной информации, приходится выполнять наземное опробование двигателя и на работающем двигателе проверять несколько агрегатов САР, что приводит к увеличению затрат времени и топлива.

В применяемых в эксплуатации методиках определения ведущего регулятора используется допусковой метод, состоящий в том, что ведущим называется тот регулятор (ограничитель), регулируемый параметр которого находится в заранее заданных пределах. Допусковой метод основан на предположении о малой вероятности следующих событий:

фактическая настройка агрегата находится вне заданных пределов; в заданных пределах находятся одновременно настройки нескольких агрегатов;

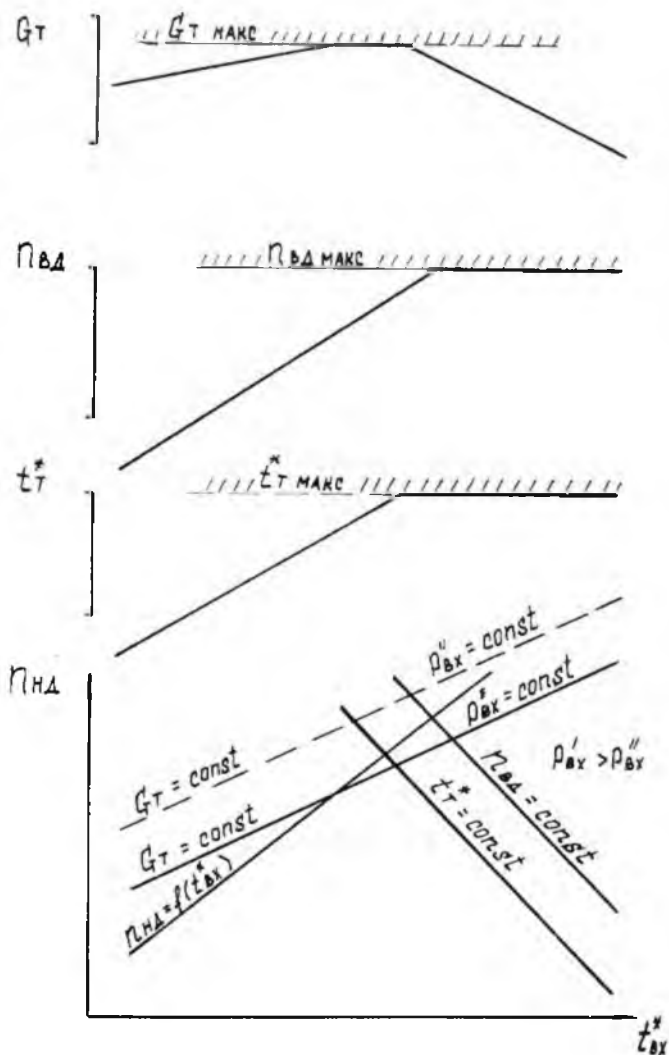
в заданных пределах находится регулируемый параметр агрегата, не управляющего двигателем, и при этом регулируемый параметр ведущего регулятора находится вне заданных пределов.

Опыт эксплуатации двигателей показал, что указанные предположения часто не выполняются. Это и приводит к ошибкам в оценке фактических настроек агрегатов системы регулирования и снижению регулярности их контроля.

Анализ полетной информации и характеристик двигателя показал, что динамика его термогазодинамических параметров на взлетном режиме определяется законом управления, характером изменения параметров воздуха на входе в двигатель, процессом прогрева его узлов. Имеется возможность определять закон управления двигателем (ведущий регулятор) для каждого момента взлета, сравнивая зарегистрированные изменения параметров двигателя с рассчитанными по их зависимостям от температуры и давления воздуха на входе в двигатель и времени работы на взлетном режиме.

Метод определения ведущего регулятора. Рассмотрим основные положения метода на примере одного из ТРДД.

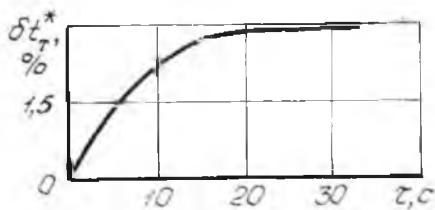
На рис. 1 представлен закон управления этим двигателем на взлетном режиме в виде зависимости частоты вращения ротора НД $n_{нд}$ от температуры воздуха на входе в двигатель $t_{вх}^*$. При низкой температуре воздуха двигателем управляет ЭРО, который поддерживает частоту



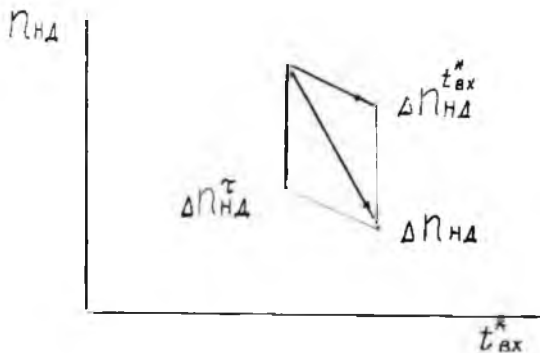
Р и с. 1. Зависимость параметров ТРДЦ от температуры воздуха на входе в двигатель при различных законах управления

ту вращения ротора НД n_{HD} по программе $n_{HD} = C + K_1 (t_{сх}^* - 15)$, соответствующей $n_{HD по} \approx const$, здесь C и K_1 - постоянные величины. В случае отказа ЭРО режим двигателя ограничивает ограничитель максимального расхода топлива по закону $G_T = const$. В средней зоне температуры $t_{сх}^*$ двигателем управляет ОРТ. При высокой температуре $t_{сх}^*$ режим двигателя поддерживает регулятор средней температуры газов за турбиной. В случае его отказа управление переходит к регулятору частоты вращения ротора ВД агрегата дозирования топлива, который выполняет программу $n_{ВД} = const$. На некоторых двигателях данного типа сочетание характеристик таково, что основным ВР в этой зоне температуры $t_{сх}^*$ работает АДТ, а дублером - РСТ.

При законах управления $n_{ВД} = const$ и $t_T^* = const$ частота вращения ротора НД снижается с увеличением температуры $t_{сх}^*$ в соответствии с дроссельными характеристиками двигателя. Кроме того, на частоту вращения n_{HD} при ведущем РСТ существенное влияние оказывает процесс прогрева деталей турбины в начальный период времени после выхода на взлетный режим. При этом в первые 20 с наблюдается увеличение отклонения температуры газов за турбиной t_T^* до 3% от характеристики полностью прогретого двигателя, как показано на рис. 2. Поэтому при разгоне самолета по ВПШ, когда температура $t_{сх}^*$ монотонно растет, при ведущем РСТ ($t_T^* = const$) снижение частоты вращения n_{HD} происходит с еще большим темпом, чем при $n_{ВД} = const$, как показано на рис. 3.



Р и с. 2. Изменение отклонения температуры газов за турбиной от характеристики прогретого двигателя



Р и с. 3. Изменение частоты вращения ротора НД при законе управления $t_{ax}^* = const$: $\Delta n_{HD}^{t_{ax}^*}$ - изменение частоты вращения в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель;

Δn_{HD}^{τ} - изменение частоты вращения в зависимости от времени прогрева двигателя; Δn_{HD} - результирующий вектор изменения частоты вращения ротора

При работе двигателя под контролем ОРТ ($G_T = const$) изменение частоты вращения n_{HD} определяется в основном изменением двух факторов: температуры t_{ax}^* и давления P_{ax}^* . Влияние давления P_{ax}^* оказывается преобладающим, как показано на рис. 4.

На основе вышеизложенного модели изменения частоты вращения ротора НД в процессе взлета будут иметь вид (индексы НД опущены):

$$\text{для ЭРС } \Delta n_3 = K_1 \Delta t_{ax}^*, \quad K_1 > 0;$$

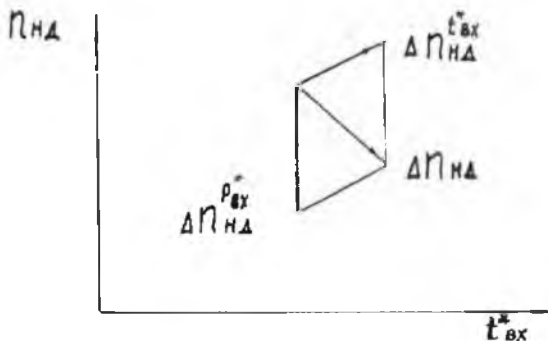
$$\text{для АДТ } \Delta n_2 = K_2 \Delta t_{ax}^*, \quad K_2 < 0;$$

$$\text{для РСТ } \Delta n_7 = K_2 \Delta t_{ax}^* - K_3 \Delta \tau, \quad K_3 \leq 0;$$

$$\text{для ОРТ } \Delta n_{ТОП} = K_4 \Delta t_{ax}^* + K_5 \Delta P_{ax}^*, \quad K_4 > 0, \quad K_5 \ll 0.$$

По результатам сравнения измеренных изменений частоты вращения n_{HD} на участках взлета с рассчитанными по моделям делается вывод о ВР при выполнении условия

$$\Delta n_{HD} = \Delta n_x \pm \Delta_x,$$



Р и с. 4. Изменение частоты вращения ротора НД при управлении по закону $G_T = const$: $\Delta n_{HD}^{t_{вх}^*}$ - изменение частоты вращения под влиянием температуры воздуха; $\Delta n_{HD}^{P_{вх}^*}$ - изменение частоты вращения под влиянием давления воздуха

где Δn_{HD} - измеренное изменение n_{HD} ; Δn_{HD} - изменение n_{HD} , рассчитанное по модели; Δx - допускаемое отклонение. Эффективность этого подхода основана на существенном различии значений коэффициентов влияния K .

Для повышения надежности определения ВР используются дополнительные признаки. Так признаком ВР является постоянство во времени его регулируемого параметра. Однако на практике значения регулируемого параметра, зарегистрированные в течение взлета, не остаются постоянными из-за изменения загрузки турбокомпрессора и наличия нечувствительности, статизма регуляторов, случайных погрешностей системы измерений, дискретности регистрации параметров.

На основе данных о нестабильности агрегатов САР, о дискретности регистрации параметров, а также по статистике полетной информации автоматизированной системы диагностирования рассматриваемого двигателя определены диапазоны варьирования измерения регулируемых параметров ΔP . На их основе сформированы признаки, отклоняющие гипотезу о ВР, представляющие собой выполнение условия для соответствующего регулятора:

$$\Delta P_{\zeta} = \Delta P,$$

где $\Delta P = \max(P_{\zeta}) - P_{\zeta}$, $\zeta = 1, \dots, N$; P_{ζ} - значение регулируемого параметра в ζ -й замере; N - количество замеров параметров, зарегистрированных при данном взлете; ΔP - постоянная для данного регулируемого параметра.

На основании вышеизложенного разработаны методика и алгоритм (ЭВМ СМ-3) определения ведущего регулятора по полетной информации, выполнена их проверка.

В качестве исходных данных использованы выборки (измерения) осредненных за 8 с значений параметров с отбраковкой ежесекундных измерений по ζ -критерию оценки аномальных результатов наблюдений при известном среднеквадратическом отклонении и неизвестном генеральном среднем (ГОСТ II.002-73).

Результаты проверки алгоритма определения ВР по данным полетной информации. Проверка алгоритма определения ВР выполнена по данным восьми двигателей НК-86 двух самолетов ИЛ-86 десяти полетов (564 замера). По этим же исходным данным выполнено определение ВР по допусковым методам, применяемым в эксплуатации в настоящее время.

Результаты определения ВР по обеим методикам сравнивались с экспериментальными оценками, полученными с использованием всего объема полетной информации, данных для отладки системы регулирования контрольных испытаний на заводе-изготовителе из формулировок двигателей, результатов проверок фактических настроек агрегатов САР (четыре двигателя) при наземном опробовании. Результаты сравнения приведены в таблице.

Из таблицы видно, что отношение количества замеров, в которых ведущий регулятор определен правильно, к общему количеству обработанных (аффективность) составляет для допускового метода - 0,58; разработанного метода - 0,91.

Достоверность результатов составляет для: допускового метода - 70%, разработанного метода - 96%.

Случаи недостоверного определения ВР, количество которых для допускового метода составляет 30%, приводят к ошибкам в определении фактической настройки агрегатов. При этом методическая ошибка

№ соста- ляща	Пара- метр	Количество замеров, в которых распознавался ведущий регулятор			
		допускным методом		по предлагаемому алгоритму	
		шт	%	шт	%
1	N _c	163	100	163	100
	N ₊	61	37	157	96
	N ₋	34	21	1	1
	N ₀	68	42	6	3
2	N _c	401	100	401	100
	N ₊	267	67	358	89
	N ₋	106	26	19	5
	N ₀	28	7	24	6
Итого	N _c	564	100	564	100
	N ₊	328	58	515	91
	N ₋	140	25	20	4
	N ₀	96	17	29	5

достигает величины 100% от допуска и более. Поэтому высокая достоверность является существенным преимуществом разработанного алгоритма.

В ы в о д ы

1. Разработаны метод и алгоритм определения ведущего регулятора ГТД, основанный на оценке динамики изменения его термодинамических параметров.

2. Проверка разработанного алгоритма по полетной информации восьми двигателей показала, что его эффективность составляет 91%, достоверность — 96% против 58% и 70% для допускowego метода.

3. Более высокая достоверность разработанного метода позволяет существенно снизить методическую погрешность определения фактической настройки агрегата.

4. Разработанный метод обеспечивает возможность при использова-

нии его в эксплуатации повысить регулярность и точность контроля системы регулирования двигателя, принимать рациональные решения при ее техническом обслуживании, снизить затраты времени и топлива.

УДК 536.244:534.213

И.П.Ревва, Р.Г.Галиуллин

РЕЗОНАНСНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ГАЗА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С ИЗОТЕРМИЧЕСКОЙ СТЕНКОЙ

Для решения проблем неустойчивости горения в энергетических установках, развития волновой техники, интенсификации технологических процессов представляют интерес динамические и тепловые явления при резонансных колебаниях газа в каналах с открытым концом /1/. Известно, что увеличение амплитуды колебаний газа приводит к образованию струйного истечения из открытого конца канала /2/. В работе ставится задача теоретического исследования резонансных колебаний газа и генерированных ими тепловых потоков в цилиндрическом канале с изотермической стенкой для случая, когда струйные потери с открытого конца намного превышают акустическое излучение.

Рассмотрим цилиндрический канал длиной L , радиусом $R \ll L$, один конец канала открыт, на другом колеблется поршень с амплитудой $l \ll L$ и частотой ω , близкой к собственной частоте канала.

Движение и теплообмен вязкого, сжимаемого и теплопроводного газа описываются уравнениями неразрывности, движения, энергии совместно с уравнением состояния идеального газа, записанными в цилиндрических координатах с осевой симметрией /1/.

Для случая $U/(\omega L) \ll 1$, где U — амплитуда колебаний скорости газа в канале, и $(\omega R)/U \ll 1$ решения системы уравнений ищутся в виде разложений по степеням малого параметра $\epsilon \sim M^2$, где M — число Маха движения поршня, $M = \omega l / c_0$, c_0 — скорость звука в невозмущенной среде /3/.

Граничное условие на поршне запишем в виде

$$u(x=0) = \omega l \cos \omega t, \quad (1)$$

где u — осевая компонента скорости; x — осевая координата.