

УДК 629.735.083.621

С.А. Дмитриев, Е.В. Путятин, Д. Агарвал, Х.Низар

МЕТОДИКА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ПАРАМЕТРАМ, ИЗМЕРЯЮЩИМСЯ НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

Приведены результаты эксплуатационных исследований влияния различных видов неисправностей проточной части турбореактивного двигателя на динамические характеристики двигателя, имеющие большое значение для разработки методики оценки технического состояния газотурбинных двигателей по параметрам, регистрируемым на переходных режимах в эксплуатации.

При моделировании статических и динамических характеристик авиационных газотурбинных двигателей с целью оценки их технического состояния в эксплуатации целесообразно использовать упрощенные модели, основанные, в частности, на построении динамической характеристики двигателя. Такая характеристика позволяет существенно снизить трудоемкость и затраты времени при моделировании неустановившихся процессов с достаточной точностью.

Эта характеристика обычно изображается в виде сеток зависимостей $G_{т.пр} = f(n_{пр})$ при различных постоянных значениях приведенного ускорения ротора турбокомпрессора $n_{пр}$. В частности, для одновального газотурбинного двигателя с нерегулируемой площадью сопла динамическая характеристика определяется зависимостью $G_{т.пр} = f(n_{пр}, \dot{n}_{пр})$ [1; 2].

В каждой точке поля динамической характеристики двигателя известны значения всех его приведенных параметров x_{io} . Так как линия регулирования на динамической характеристике есть совокупность точек, то ее аналитически можно задать не только зависимостью $G_{т0} = f(n_0)$, но и зависимостями любого параметра x_{io} от абсциссы или ординаты: $x_{io} = f_1(n_0)$ или $x_{io} = f_2(G_{т0})$, а также зависимостями между разными параметрами вдоль этой же линии: $x_{i0} = f(x_{20})$. В общем случае линия на динамической характеристике может быть описана функцией вида $F(x_{io}) = 0$, а с учетом преобразований подобия для каждого из входящих в формулу параметров - функцией

$$F(x_{io} P^{\pi_i} T^{\theta_i}) = 0,$$

где π_i и θ_i - показатели степеней для коэффициентов приведения.

При выполнении условия подобия для комплекса параметров, т.е. при

$$\sum_{i=1}^K \pi_i a_i = 0 \quad \text{и} \quad \sum_{i=1}^K \theta_i a_i = 0$$

формула регулятора, составленная из физических величин, приведет к закону управления, включающему только приведенные параметры.

Комплексы параметров, построенные на основании изложенных принципов, целесообразно использовать для целей диагностирования проточной части двигателей [3; 4; 5].

Рассмотрим комплексы, пригодные для решения этой задачи. Способы регулирования приемистости и дросселирования существующих газотурбинных двигателей можно разде-

лить на три типа: временное регулирование, регулирование в соответствии с законом газодинамического подобия и регулирование по ускорению частоты вращения [6; 7].

Временное регулирование приемистости. В ряде двигателей дозировка топлива на режиме приемистости определяется скоростью перемещения дозирующей иглы, так как перепад давлений на ней поддерживается постоянным (системы с гидрозамедлителем). Такой автомат приемистости обладает высокой надежностью в работе, но не может обеспечить оптимальность процессов во всех условиях полета. Для обеспечения допустимого запаса ΔK , компрессора газотурбинного двигателя во всей области эксплуатационных режимов при временном регулировании приемистости необходимо закон управления выбирать при условиях $H=\max$, $M_n=\min$. В этом случае для других условий существенно может возрасти время приемистости, что требует корректировки программ по условиям полета.

Из законов управления приемистостью, которые могут быть наиболее просто технически реализованы для таких регуляторов, практический интерес представляют следующие комплексы с размерностью, равной единице:

$$K_1 = G_T / P_k^{*2} = \text{const}; K_2 = G_T / (dn^2/dt) = \text{const}.$$

Используя формулы приведения и правила размерностей, проверяем указанные комплексы:

$$[K_1] = \frac{[G_T]}{[P_k^{*2}]} = \frac{[G_T]}{[t][P_k^{*2}]} = (P\sqrt{TP}) / (\sqrt{TP}P^2) = 1;$$

$$[K_2] = \frac{[G_T][t]}{[n^2]} = \frac{P\sqrt{T}\sqrt{T}}{TP} = 1,$$

где G_T – часовой расход топлива; P_k^{*2} – полное давление за компрессором; t – время; n – частота вращения ротора.

Регулирование приемистости в соответствии с законом газодинамического подобия. Для рационального использования динамических возможностей двигателя во всей области эксплуатационных режимов по высоте и скорости полета режимы приемистости целесообразно осуществлять в соответствии с законами газодинамического подобия. При этом значения комплексов параметров следует выбирать из условий заданного использования запасов устойчивости ΔK_y и минимального времени приемистости.

Для рассматриваемых регуляторов необходимо выделить комплекс параметров

$$K_3 = \frac{G_T}{nP_k^*} = \text{const}.$$

Размерность указанного комплекса равна единице:

$$[K_3] = \frac{[G_T][t]}{[n][P_k^{*2}]} = (P\sqrt{T}) / (\sqrt{TP}) = 1.$$

Из таких комплексов можно составлять комбинации, добиваясь того, чтобы эти комбинации оставались постоянными вдоль заданной линии регулирования. При этом можно комбинировать как сами комплексы, так и их составные части.

В качестве примера комбинации комплексов, подчиняющихся правилу размерности суммы, отметим следующий:

$$K_4 = \frac{G_T}{nP_k^*} + C \frac{P_k^*}{P_b^*} = \frac{G_T}{nP_k^*} + C_{\pi_k}^*,$$

где C - любая постоянная величина.

Наиболее просто добиться постоянства значения комплексов вдоль заданной линии регулирования для таких комбинаций:

$$K_5 = \frac{G_T}{n(P_K^* + CP_B^*); \quad K_6 = \frac{G_T}{n(P_K^* + CP_B^*)}$$

Как отмечалось ранее, существуют комплексы, размерности которых равны $[T^a]$, например, $K_7 = G_T/P_K^* = \text{const}$.

Использование в комплексе K_3 частоты вращения ротора компрессора или вентилятора преобразует траекторию приемистости в линию с постоянным наклоном, параллельно смещаемую при изменении K_3 .

Для более равномерного использования запасов ΔK_y в процессе приемистости необходимо усложнение комплексов K_3 и K_7 . Так, широко используются функции вида

$$(G_T/P_K^*) = f(n); \quad (G_T/P_K^*) = f(n_{\text{пр}}); \quad (G_T/P_K^*) = An + B,$$

где A, B - постоянные величины.

Причем параметры A и B достаточно чувствительны к изменению технического состояния двигателя. Некоторые неисправности могут приводить к изменениям значения параметра B , (т.е. к параллельному смещению линии приемистости в поле зависимости $G_T/P_K^* = f(n)$), а другие неисправности к изменению параметра A (изменению угла наклона линии приемистости). Отсюда следует, что информация о неисправностях связана с параметрами A и B . Основная задача при диагностировании двигателя сводится к оценке этих параметров по искаженным шумами данным о переходном режиме и выявлению корреляции между этими параметрами и условиями возникновения неисправностей.

Регулирование приемистости по ускорению частоты вращения. Программы $K_8 = n_k/P_K^*$ и $K_9 = n_b/P_K^*$ предусматривают в любой момент процесса приемистости подачу такого количества топлива, при котором ускорение ротора будет пропорциональным давлению воздуха за компрессором. Регулирование по программе $K_8 = \text{const}$ или $K_9 = \text{const}$ обеспечивает положение линии приемистости вблизи линий $T_r^*/T_n^* = \text{const}$ на характеристике компрессора, что позволяет равномерно использовать запасы ΔK_y .

Комплексы K_8 и K_9 очень чувствительны к ухудшению характеристик двигателя из-за уменьшения КПД узлов с наработкой. Уменьшение КПД компрессоров или турбин требует для обеспечения заданной приемистости при таком управлении увеличения избытков топлива, что вызывает уменьшение величины запаса ΔK_y .

Одним из целесообразных законов управления приемистостью является комбинация комплексов

$$K_{10} = n/(P_K^* + CP_B^*).$$

В общем случае дозирование топлива при приемистости для всех типов регуляторов должно подчиняться следующему соотношению:

$$(n_k/P_K^*) \leq G_T \leq (G_T/P_K^* n_k).$$

Левое ограничение для часового расхода топлива G_T выбирается из условия защиты двигателя от потери управляемости, а правое - по допустимой величине ΔK_y .

Таким образом, для любого конкретного типа газотурбинного двигателя по результатам его испытаний на переходных режимах всегда можно подобрать один или несколько комплексов параметров, которые остаются постоянными вдоль линии регулирования. Для выявления корреляционных связей между комплексами параметров и условиями возникновения неисправностей необходимо провести экспериментальные исследования переходных режимов работы различных типов двигателей.

Для выявления комплекса, по которому работает регулятор, целесообразно траектории переходных процессов представить в координатах $G_T/P_k^* = f(n)$. С целью экспериментальной проверки работоспособности рассмотренных комплексов параметров были проведены исследования на автоматизированном стенде на базе газотурбинного двигателя РУ 19А-300. На рис. 1 показаны траектории приемистости турбореактивного двигателя при исследуемых видах неисправностей его проточной части. В момент первоначального броска топлива комплекс G_T/P_k^* резко возрастает. В диапазоне частот вращения $7500 \leq n \leq 12000$ об/мин ($0,45 \leq n \leq 0,75$) наблюдается плавный рост этого комплекса, а вблизи максимальной частоты вращения (выход на ограничение по температуре T^*) G_T/P_k^* интенсивно уменьшается.

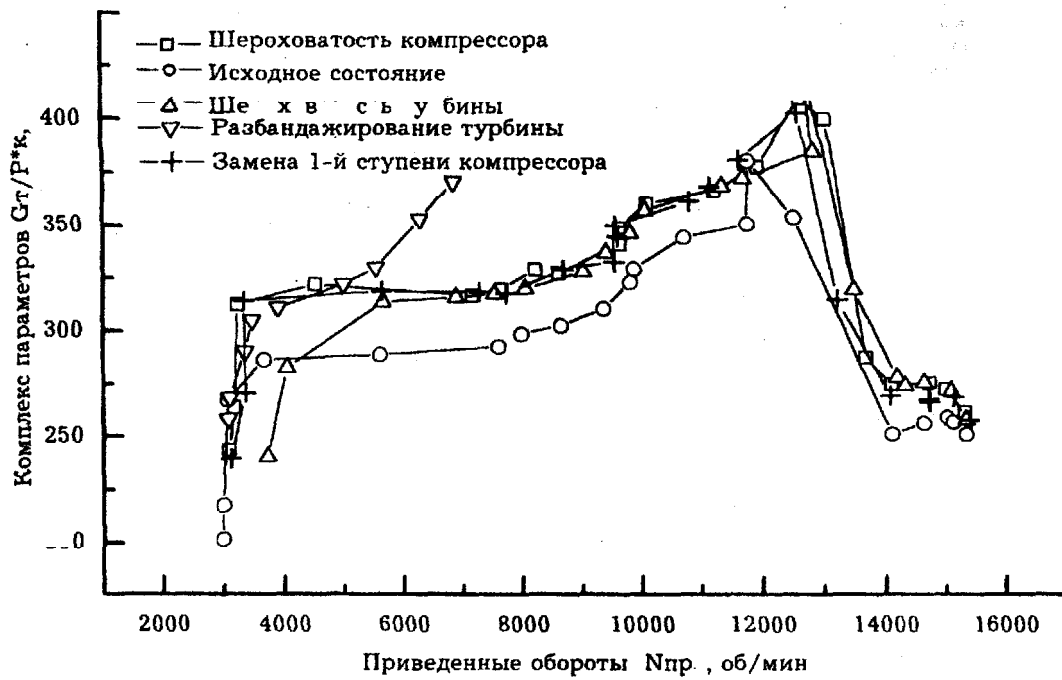
Аппроксимация траектории приемистости на участке плавного изменения данного комплекса показала, что максимальный коэффициент корреляции получается для линейного закона, поэтому закон управления на выбранном участке линии приемистости можно описать уравнением прямой: $G_T/P_k^* = An + B$ (рис. 1,б).

При возникновении неисправностей проточной части двигателя происходит смещение линий приемистости в сторону больших значений комплекса G_T/P_k^* , причем такое смещение определяется значениями констант A и B . Так, практически для всех моделируемых видов неисправностей константа $A=0,407$, а константа B изменялась в зависимости от вида и степени повреждения: при исходном состоянии $B=244$, при шероховатости компрессора $B=272,5$, при шероховатости турбины $B=276,3$. Это значит, что во всех отмеченных случаях параллельно смещаются линии приемистости в сторону больших значений G_T/P_k^* относительно базовой линии. Однако при разбандажировании турбины произошло изменение обеих констант $A=0,18$, $B=305$, т.е. линия приемистости сместилась значительно выше и изменила угол наклона к оси координат. При данном виде повреждения турбины в процессе приемистости компрессор вышел на срывной режим.

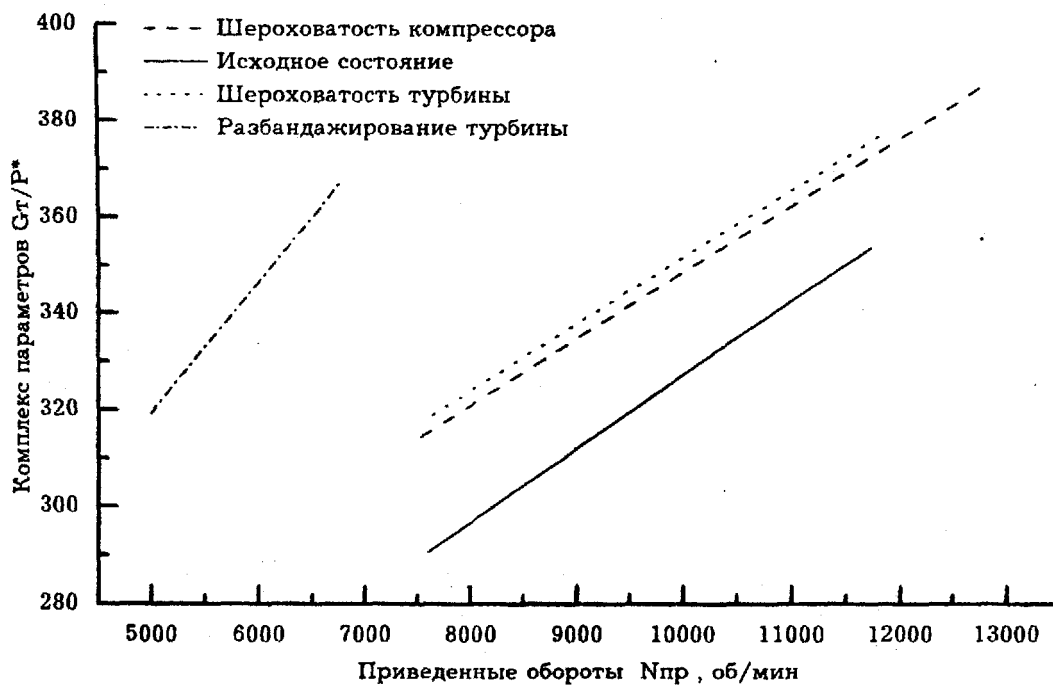
Из рассмотрения других динамических параметров (рис.2) следует, что идентифицировать состояние двигателя по узлам можно с помощью коэффициентов усиления $K_{нТ}^*$ и $K_{нР}^*$. В частности, при уменьшении КПД турбины эти коэффициенты увеличиваются, а при уменьшении КПД компрессора - уменьшаются по отношению к их значениям при исходном состоянии двигателя на одинаковых частотах вращения ротора.

Следовательно, для достоверной оценки технического состояния на режимах приемистости и дросселирования турбореактивного двигателя с глубиной диагностирования до узла в качестве диагностических признаков необходимо использовать комплексы параметров, которые остаются постоянными вдоль линии регулирования, и коэффициенты усиления $K_{нТ}^*$ и $K_{нР}^*$.

Результаты эксплуатационных исследований влияния различных видов неисправностей проточной части турбореактивного двигателя на динамические характеристики двигателя имеют большое значение для разработки методики оценки технического состояния газотурбинных двигателей по параметрам, регистрируемым на переходных режимах в эксплуатации.

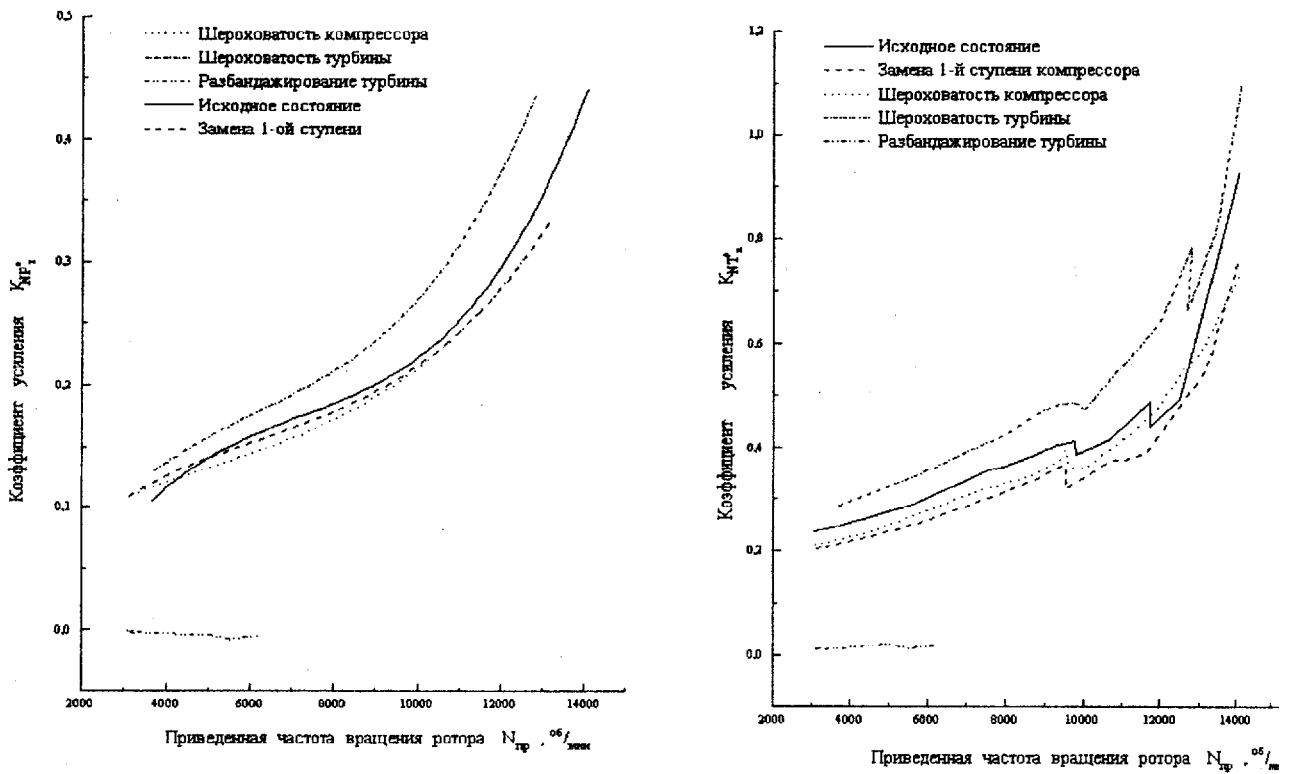


а



б

Рис. 1. Траектория приемистости одновального турбореактивного двигателя при изменении технического состояния его узлов:
 а - экспериментальные данные; б - аппроксимированные



а

б

Рис.2. Зависимости динамических параметров турбореактивного двигателя от частоты вращения ротора при изменении технического состояния проточной части в процессе приемистости:

а - $K_{дп}^*$; б - $K_{дт}^*$

Список литературы

1. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. - М.:Машиностроение, 1975.-216 с.
2. Черкасов Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. - М. Машиностроение, 1988.-359 с.
3. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Кучер А.Г. Управление техническим состоянием авиационных газотурбинных двигателей в эксплуатации // Техническая диагностика и неразрушающий контроль в Украине: Тез. докл. науч.- техн. конф., 26-28 окт. 1994 г.- Днепропетровск: КБ " Южное" им. М.К. Янгеля, 1994.- С.38.
4. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Моисеев Б.М. Диагностирование ГТД на переходных режимах его работы по комплексам газодинамических параметров //Промышленная теплотехника. - К. - 1996. Т.18.- №6. - С.43-51.
5. Дмитриев С.А., Иванов Н.А., Моца В.Г., Шпакович Н.И. Газодинамический расчет элементов и эксплуатационных характеристик газотурбинных двигателей. - К.: КИИГА, 1994.-116 с.
6. Добрянский Г.В., Мартыанова Т.С. Динамика авиационных ГТД. - М.: Машиностроение, 1989.-240 с.
7. Любомудров Ю.В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей.- М.:Машиностроение, 1971.-200 с.