

УДК 629. 735.036.001.57

С.А. Дмитриев, А.Е. Карпов, В.В. Ратынский, С.Ш. Шаабдин

ОЦЕНКА ПОВТОРЯЕМОСТИ ПРОТЕКАНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрены вопросы повышения эффективности диагностирования газотурбинных двигателей на переходных режимах, приведены результаты экспериментальных исследований на газодинамических стендах повторяемости переходных процессов и динамическая информативность параметров рабочего процесса.

Чувствительность любого метода диагностирования газотурбинных двигателей зависит от повторяемости протекания рабочего процесса двигателя при регистрации его параметров штатной контрольно-измерительной аппаратурой. Основными характеристиками измерительной системы являются частота выборки и измерительный шум. Результаты исследований показывают [1; 2; 3], что наилучшая эффективность диагностики на переходных режимах достигается при частотах выборки $f_s \geq 50$ Гц, однако чувствительность метода остается приемлемой при понижении f_s до 10 Гц.

Дроссельные характеристики газотурбинных двигателей на установившихся режимах работы с достаточно высокой точностью определяются по данным статических испытаний. Погрешности измеренных значений сводятся к минимуму за счет выдержки двигателя на постоянном режиме в течение длительного времени. Такая выдержка обеспечивает уменьшение неравномерного прогрева деталей в компрессорах и турбинах, а также нестационарного тепловыделения в камере сгорания. Однако на неустановившихся режимах работы того же двигателя (приемистость, дросселирование, запуск) динамические характеристики могут получаться различными вследствие газодинамической и тепловой нестационарности, различия внешних условий, процедуры перекачки рычага управления двигателем.

Для оценки повторяемости переходных процессов газотурбинных двигателей были проведены экспериментальные исследования на газодинамических стендах [4] с контрольно-измерительной аппаратурой, позволяющей регистрировать параметры с частотой опроса $f = 50$ Гц. Испытания проводились при исходном техническом состоянии двигателя в диапазоне температур наружного воздуха $-10 \leq t_n \leq 24^\circ \text{C}$.

На рис. 1 представлены результаты измерения параметров рабочего процесса двигателя РУ19А-300 вдоль линий приемистости. Экспериментальные точки получены по результатам двенадцати испытаний двигателя на переходных режимах его работы. Причем после каждого запуска газотурбинного двигателя исследования переходных процессов проводились несколько раз, что позволило оценить влияние прогрева деталей проточной части на повторяемость результатов измерения. Значения измеренных параметров, приведенные к САУ, были аппроксимированы соответствующими полиномами, в результате чего получены линии приемистости. Относительно этих линий на рис. 1 штриховой линией нанесены границы допусков, определяемых погрешностью соответствующего измерительного канала.

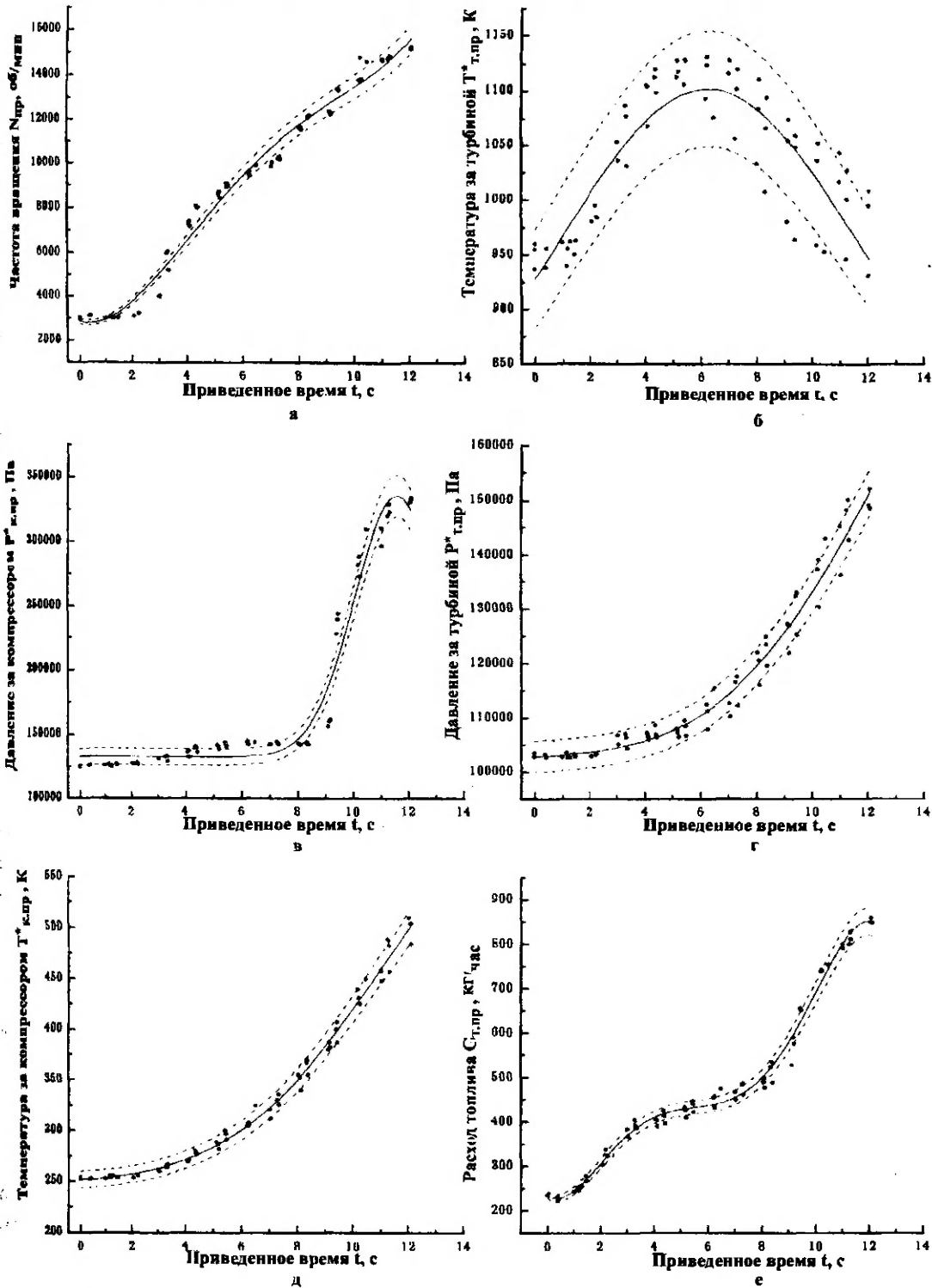


Рис.1. Разброс измеряемых параметров рабочего процесса одновального турбореактивного двигателя при премистости;

а - частота вращения; б - температура газов за турбиной; в - давление воздуха за компрессором; г - давление газа за турбиной; д - температура воздуха за компрессором; е - расход топлива ;

• - экспериментальные значения; — - линия разгона; - - - - Граница допуска

Полученные данные свидетельствуют об удовлетворительной повторяемости протекающих процессов приемистости двигателя практически по всем регистрируемым параметрам. Выход некоторых экспериментальных точек за границы допусков объясняется неадекватностью аппроксимации переходного процесса гладкой функцией. Это относится к таким параметрам, как приведенная частота вращения ротора $n_{пр}$ и приведенное давление воздуха за компрессором $P^*_{к.пр}$. Выход экспериментальных точек за границу допуска по температуре заторможенного потока газа за турбиной $T^*_{т.пр}$ (рис. 1) характерен для непрогретого двигателя. Этот факт объясняется влиянием нестационарности теплообмена на приемистость газотурбинных двигателей [5]. При изменении режима работы двигателя, особенно в большом диапазоне частот вращения ротора, между газом и металлом узлов двигателя возникают сильные тепловые потоки.

Интенсивность указанных тепловых потоков определяется начальным уровнем температур, поэтому могут быть выделены два типа процессов приемистости:

перевод двигателя с режима малого газа на максимальный режим, причем начальный уровень температур элементов конструкции соответствует режиму малого газа («холодный двигатель»);

перевод двигателя на максимальный режим после дросселирования с максимального режима и кратковременного выдерживания на режиме малого газа, так что температуры элементов конструкции мало отличаются от их температур на максимальном режиме («горячий двигатель»).

Сравнение изменений основных параметров в процессе приемистости «холодного» и «горячего» двигателя показывает, что линии данного переходного процесса существенно расслаиваются. Избыточная мощность в процессе приемистости «холодного» двигателя больше «горячего». Поэтому для обеспечения высокой повторяемости результатов измерений пробу приемистости целесообразно осуществлять на «горячем» двигателе, либо после запуска газотурбинного двигателя и его прогрева в течение времени $t \geq 2$ мин на режиме $0,8N$.

Достоверность оценки технического состояния газотурбинных двигателей параметрическими методами диагностирования в значительной мере зависит от величины измерительного шума в каналах регистрации [1]. Это обусловлено, в основном, возникающей неоднородностью в оценке параметров, задаваемую интервалом $\pm 2b$ около средних значений (b – среднее квадратичное отклонение измерительного шума). В свою очередь, данная неопределенность характеризует минимальные изменения параметров неисправности, которые могут быть зарегистрированы при испытаниях газотурбинных двигателей.

Для определения диагностической информативности измеряемых параметров рабочего процесса двигателя при возникновении неисправности нами предложен следующий критерий – коэффициент чувствительности K_{nj} :

$$K_{nj} = C / Ш = (P_{ji} - P_{bi}) / (P_{bi} - \delta P_j),$$

где C – сигнал; $Ш$ – шум; P_{ji} – значение j -го параметра при i -й частоте вращения ротора; P_{bi} – базовое значение параметра; δP_j – относительная погрешность j -го измерительного канала.

При значении параметра K_{nj} в интервале $\pm 1,0$ существует неопределенность в его оценке, так как сигнал меньше или равен шуму. С увеличением (либо уменьшением) коэффициента чувствительности по отношению к указанному интервалу растет достоверность получаемого сигнала по данному измерительному каналу о возникновении неисправности. В

идеальном случае, когда относительная погрешность $\delta \Pi_j$, параметр K_{π} стремится к бесконечности, т.е. полученный сигнал является абсолютно информативным.

Анализ результатов экспериментальных данных показал, что коэффициент чувствительности по каждому параметру существенно зависит от частоты вращения ротора, места и величины неисправности, режима работы двигателя (установившийся или неустановившийся). Так, на рис. 2 представлены значения коэффициентов чувствительности по каждому измеряемому параметру одновального турбореактивного двигателя РУ19А-300 в процессе приемистости, дросселирования и на установившихся режимах при уменьшении КПД компрессора на $\delta \eta^*_{\kappa} = -2,26\%$ от базового значения. В этом случае наблюдается максимальное значение коэффициентов чувствительности по давлению и температуре заторможенного потока за компрессором на режимах приемистости и дросселирования. Причем максимальное значение коэффициентов чувствительности по давлению воздуха за компрессором $P^*_{\kappa.пр}$ наблюдается при частотах вращения $n_{пр} = 0,8$ ($K_{p_{\kappa}}^* = -0,3$ – при приемистости, $K_{p_{\kappa}}^* = -4,5$ – при дросселировании), а по температуре воздуха за компрессором $T^*_{\kappa.пр}$ – на пониженных частотах вращения $n_{пр} = 0,4$ ($K_{T_{\kappa}}^* = 3,5$ – при приемистости, $K_{T_{\kappa}}^* = 2,5$ – при дросселировании).

Коэффициенты чувствительности по этим параметрам на установившихся режимах практически во всем диапазоне частот вращения находятся в интервале неопределенности и только при частоте вращения $n_{пр} \approx 0,9...1,0$ становятся больше единицы. Чувствительность давления газов за турбиной $P^*_{т.пр}$ и температуры газа за турбиной $T^*_{т.пр}$ при возникновении неисправностей компрессора ниже чем измеренных параметров за компрессором. Однако при дросселировании двигателя на частотах вращения $n_{пр} \approx 0,95$ наблюдаются большие значения коэффициентов чувствительности ($K_{T_{т.пр}}^* = 7,0, K_{P_{т.пр}}^* = -3,0$).

Аналогичные данные получены при возникновении неисправностей турбины. Так, при уменьшении КПД турбины ($\delta \eta^*_{\tau} = -1,46\%$) наряду с высокой чувствительностью параметров $P^*_{\kappa.пр}$ и $T^*_{\kappa.пр}$ на переходных режимах наблюдается высокая чувствительность температуры газа за турбиной $T^*_{\kappa.пр}$. Наиболее существенно этот факт проявляется при дросселировании двигателя во всем диапазоне режимов его работы. При уменьшении КПД турбины становится чувствительным параметр $K_{p_{\kappa}}^*$ на установившихся режимах (при $n_{пр} = 0,8$ $K_{p_{\kappa}}^* = -4,0$).

Таким образом, максимальная чувствительность всех рассмотренных параметров одновального турбореактивного двигателя на установившихся режимах наблюдается при частотах вращения, близких к максимальным. На пониженных частотах вращения коэффициенты чувствительности, в основном, находятся в интервале неопределенности. На переходных режимах чувствительность тех же параметров в полтора - два, а в ряде случаев и более раз выше, чем на установившихся практически во всем диапазоне частот вращения ротора. Причем чувствительность параметров «холодной» части двигателя (P^*_{κ} и T^*_{κ}) выше при приемистости, а «горячей» части (P^*_{τ} и T^*_{τ}) при дросселировании двигателя.

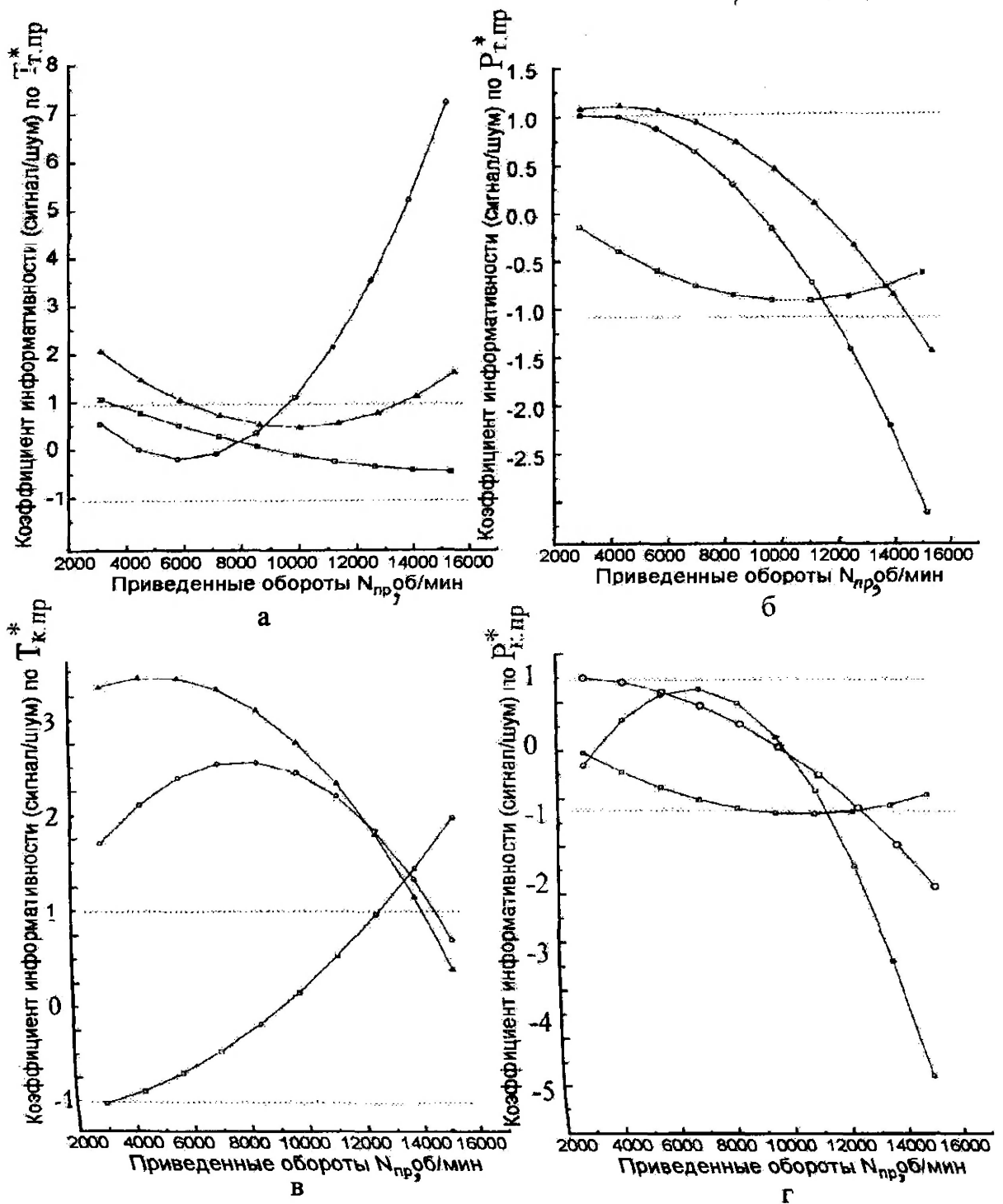


Рис.2. Зависимость коэффициента информативности параметров от оборотов ротора при $\delta\eta = -2.26\%$ (шероховатость компрессора):

- а - по температуре газа за турбиной; б - по давлению газа за турбиной;
 в - по температуре воздуха за компрессором; г - по давлению воздуха за компрессором;
 —□— - установившийся режим; —△— - приемистость; —○— - дросселирование

Повышение чувствительности измеряемых параметров на переходных режимах по отношению к установившимся объясняется ростом «энтропии» системы, которую в статистическом толковании можно трактовать как вероятность возможных состояний двигателя:

$$S = k \ln W,$$

где k – константа вероятности; W – термодинамическая вероятность состояния.

Увеличение вероятности возможных состояний газотурбинных двигателей на неустойчивых режимах определяется влиянием факторов нестационарности.

Влияние нестационарности на протекание переходных процессов определяет максимальное значение коэффициентов информативности на средних частотах вращения практически по всем измеряемым параметрам, а вблизи минимальных и максимальных режимов работы газотурбинных двигателей эти коэффициенты уменьшаются.

Проведенный анализ информативности измеряемых параметров при возникновении неисправности соответствующего узла двигателя свидетельствует о большей чувствительности метода диагностирования на переходных режимах по сравнению с установившимися. Поэтому полученные результаты имеют важное прикладное значение для разработки методик оценки технического состояния газотурбинных двигателей в эксплуатации, и в частности, при локализации места неисправности.

Список литературы

1. *Меррингтон*. Диагностика неисправностей газотурбинных двигателей по результатам измерений в переходном режиме //Современное машиностроение. Сер. А. – 1989. – № 11. – С. 43-50.
2. *Меррингтон, Квон, Гудвин, Карлсон*. Обнаружение и диагностика дефектов в газовых турбинах //Современное машиностроение. – Сер. А. – 1991. – № 7. – С.97-104.
3. *Методика* оценки правильности измерений параметров ГТД в эксплуатации //Новое в зарубежном авиадвигателестроении. – 1980. – № 5. – С.9-12.
4. *Дмитриев С.А.* Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей на переходных режимах работы. – К.: КМУГА. – 1996. – 120 с.
5. *Добрянский Г.В., Мартянова Т.С.* Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

Стаття надійшла до редакції 28 січня 1999 року.

Сергій Олексійович Дмитрів (1953) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1977 році. Доктор технічних наук, професор кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Має понад 50 наукових праць в галузі діагностики авіаційних двигунів.

Sergiy O. Dmitriev (b. 1953) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers (1977). DSc (Eng), professor of Aviation Engine Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Author of more than 50 publications in the field of aviation engines diagnosis.

Олександр Євгенович Карпов (1968) закінчив Оренбурзьке вище авіаційне льотне училище в 1989 році. Аспірант кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації.

Olexandr E. Karpov (b. 1968) graduated from Orenburg Higher Aviation Flight School (1989). Post-graduate of Aviation Engine Department of Kyiv International University of Civil Aviation.

Валерій Валерійович Ратинський (1969) закінчив Київський міжнародний університет цивільної авіації в 1995 році. Асистент кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Галузь наукових досліджень – діагностування авіаційних двигунів.

Valeryi V. Ratynsky (b. 1969) graduated from Kyiv International University of Civil Aviation (1995). Assistant of Aviation Engine Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Specializes in the field of diagnostic of the aircraft engines.

Шаабдієв Сергій Шахамідович (1964) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1988 році. Начальник відділу Харківського авіаційного заводу. Займається питаннями параметричної діагностики газотурбінних двигунів. Автор шести наукових публікацій.

Sergiy Sh. Shaabdiev (b. 1964) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers (1988). Head of Department of Krarkov Aviation plant. Specializes in the field of parameter diagnostics of gas turbine engines. Author of six publications.