

УДК 621.452

Х. С. ГУМЕРОВ, И. В. САЛИМОВ

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ОСНОВЕ ПЕРЕХОДНЫХ И ТРАНСПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

Для контроля технического состояния авиационного газотурбинного двигателя в эксплуатации проведены исследования и разработаны алгоритмы контроля параметров рабочего процесса на неустановившихся режимах. *Контроль технического состояния; авиационный газотурбинный двигатель; переходные и транс-переходные процессы*

Система контроля и диагностики технического состояния двигателя существенным образом определяет общую идеологию обслуживания самолета и его систем в эксплуатации. В соответствии с иерархической структурой системы контроля прогнозирование технического состояния двигателя и оценка его ресурса производится в соответствии с целостной концепцией, выработанной для всего самолета.

При эксплуатации двигателя по техническому состоянию контроль его параметров должен осуществляться не только по нормированным предельным величинам, характерным для всей совокупности двигателей, режимов и условий полета, но и на основе индивидуальных особенностей каждого экземпляра двигателя, с этой целью используются как детерминированные зависимости параметров, так и их корреляционные связи.

При использовании детерминированных зависимостей измеряемые параметры для контроля приводятся к стандартным атмосферным условиям и относятся к номинальному значению регулируемого параметра, например, частоты вращения ротора n , или заданной температуры газа t_r^* (а в случае контроля скольжения роторов — одновременно обеих величин).

Для углубленного контроля на основе статистического анализа устанавливается наличие корреляции параметров, и эта связь используется с целью ужесточения контроля состояния двигателя. Так, для двухвального турбореактивного двигателя (ТРД) детерминированная зависимость $n_2 = f(t_r^*)$, так называемая линия скольжения при $n_1 = \text{const}$, для условий эксплуатации может быть использована в виде корреляционной связи $n_2 =$

$= f(t_r^*)$. При этом поле допусков для каждого экземпляра двигателя на каждый контролируемый параметр используется не полностью, а в зависимости от другого коррелированного параметра, корреляция устанавливается для определенного выбранного уровня вероятности, учитывается индивидуальный уровень параметров на основе стендовых испытаний, зауженные таким образом поля допусков на параметры используются для их непосредственного контроля.

Повышение эффективности эксплуатации силовой установки самолета требует постоянного наблюдения за состоянием двигателя как при периодических наземных опробованиях, так и по полетным данным, полученным с бортового устройства регистрации в программно-аппаратном комплексе диагностического контроля (ПАК ДК). Для реализации возможностей комплекса в составе самолета необходимо разработать прикладное программное обеспечение оценки параметров рабочего процесса двигателя. В основу программы положена методика, базирующаяся на статистических дроссельных характеристиках двигателя и учитывающая влияние самолетной компоновки на эти характеристики.

Программа предусматривает допусковый и трендовый контроль состояния двигателя при периодических наземных испытаниях и систематический контроль по каждому полету.

Блок-схема трендового контроля двигателя при периодических наземных испытаниях приведена на рис. 1. На рис. 2 и 3 приведены примеры сообщений оценки трендов.

Помимо этого методика контроля для оценки технического состояния двигателя

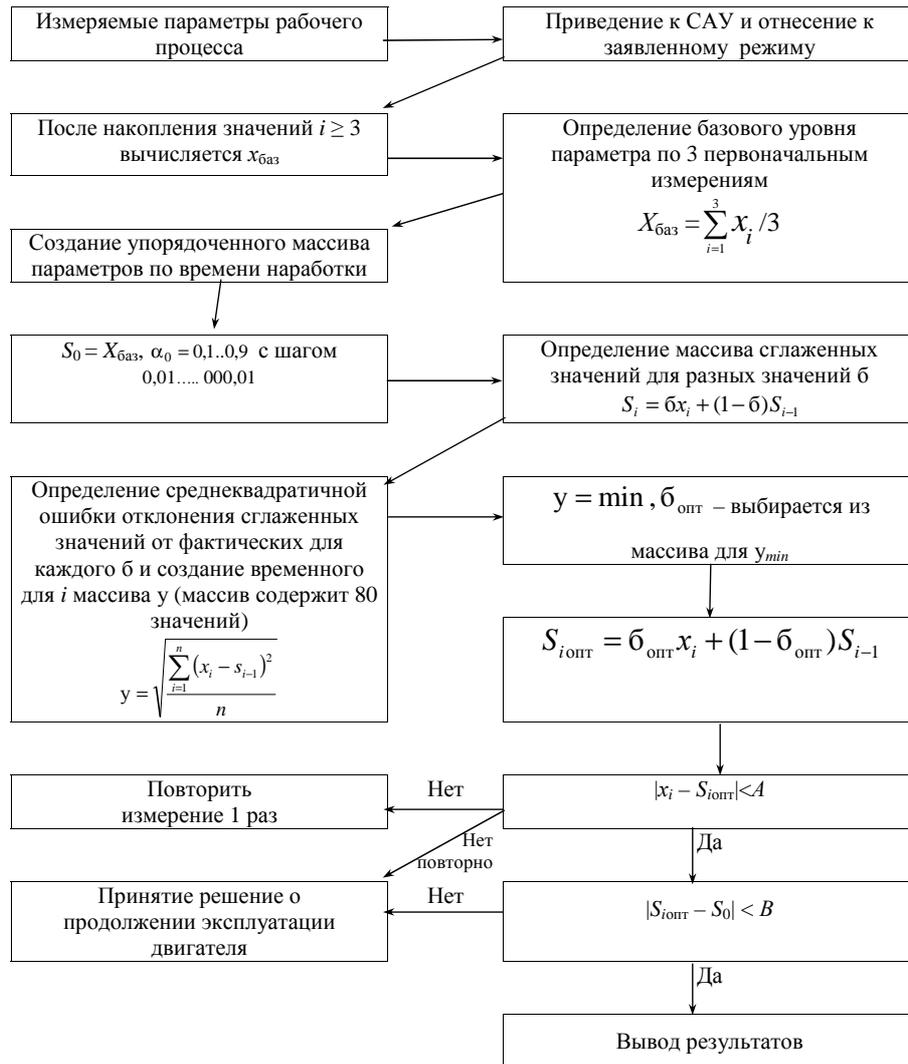


Рис. 1. Блок-схема алгоритма анализа параметров рабочего процесса

предполагается использование дополнительной информации по режимам:

- параметры двигателя на типовых режимах полета и работы двигателя;
- выбег роторов двигателя при останове.

В условиях летной эксплуатации двигателя маневренного самолета характерно, что режимы его работы практически не бывают установившимися. После того как режим работы задан положением рычага управления двигателем, параметры двигателя в течение некоторого времени продолжают изменяться. Это состояние можно назвать «транспереходным».

Характер изменения контролируемых параметров в таком транспереходном состоянии приведен на рис. 4, 5.

При исследовании поведения температуры газа за турбиной ее уровень корректируется для приведения к номинальному значению регулируемого параметра n_1 по линейной за-

висимости

$$t_4^* = t_{4\text{изм}}^* + \frac{\Delta t_4^*}{\Delta n_1} (n_1 - n_{1\text{изм}}), \quad (1)$$

в которой использовался экспериментально полученный коэффициент влияния $\frac{\Delta t_4^*}{\Delta n_1}$, отражающий, кроме прочего, фактор изменения температурного поля газа за турбиной.

Как правило, такие транспереходные процессы стабилизации описываются экспоненциальными зависимостями вида:

$$P = P_{\text{exp}} (1 - a e^{-c\tau^d}). \quad (2)$$

Например, зависимость температуры газа за турбиной от времени при взлете, на режиме «Максималь» (М):

$$T_\tau = T_{\text{exp}} (1 - a e^{c\tau^d}). \quad (3)$$

Коэффициенты уравнения считаются постоянными и получаются из данных для



Рис. 2. Сообщение по параметрическому анализу n_2 (по сглаженным значениям)

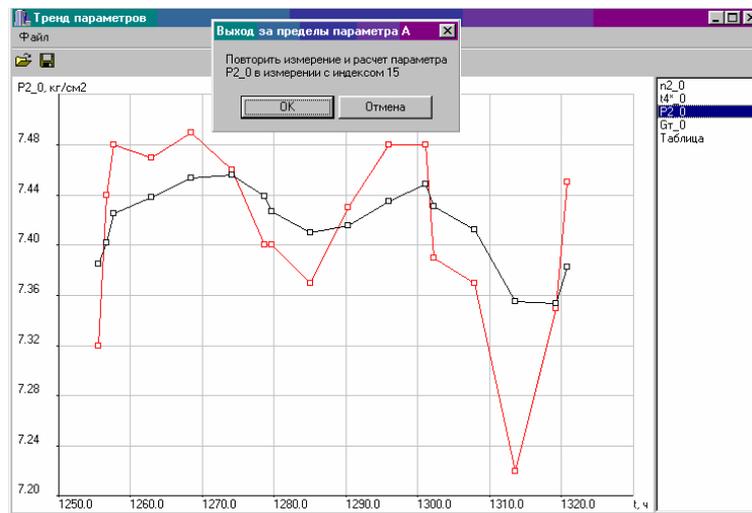


Рис. 3. Сообщение по параметрическому анализу $P2_0$ (по измеренным значениям)

нескольких записей взлетов на режиме М. Величина T_{exp} для каждого взлета и каждого двигателя в общем случае несколько отличаются.

Предлагается следующий алгоритм определения установившегося уровня температуры (T_{exp}) на основе обработки полетных данных.

В каждый момент времени ϕ по известной текущей величине T_{ϕ} с использованием зависимости (3) вычисляется величина T_{exp} — асимптота кривой. Для того, чтобы уменьшить ошибку определения T_{exp} начальные точки, удаленные от асимптотического участка, учитываются с уменьшенным весом; для принятия веса используется так же экспоненциальная зависимость. Например:

$$W = 1 - 0,5e^{-0,1\tau}. \quad (4)$$

Тогда средний уровень асимптоты определяется так:

$$T_{exp\text{ ср}} = \frac{\sum_{i=1}^N T_{exp\ i} W_i}{\sum_{i=1}^N W_i}, \quad (5)$$

где N — порядковый номер текущего значения параметра в момент времени ϕ .

Исследовались параметры на максимальном режиме в условиях взлета самолета.

Для тестирования метода берутся разные, сокращенные участки записи параметров. Погрешности оценки уровня асимптоты в худшем случае не превышают 0,5% для температуры газов за турбиной. Динамика зависимости t_4^* в транспереходном процессе с использованием выражения вида (2) приведена на рис. 4.

В самых неблагоприятных случаях, когда время выдержки на режиме сильно ограничено, удастся на основе короткой записи воспроизвести и оценить параметры на режиме, близком к установившемуся.

Аналогичным образом исследовано поведение частоты вращения ротора высокого давления (n_2) для двухвального ТРД.

Частота вращения n_2 приводилась к номинальному значению регулируемого параметра — частоте вращения ротора низкого давления n_1 по линейной зависимости

$$n_2 = n_{2\text{изм}} + \frac{\Delta n_2}{\Delta n_1} (n_1 - n_{1\text{изм}}), \quad (6)$$

в которой использовался экспериментальный коэффициент влияния $\frac{\Delta n_2}{\Delta n_1}$.

Аппроксимация изменения n_2 в переходном процессе с использованием зависимости вида (2) приведена на рис. 5.

Вычисление величины n_{exp} производится по уравнениям вида (2) и собственным коэффициентами a , c и d .

Полученные, как описано выше, оценки установившейся частоты вращения ротора высокого давления и температуры газа за турбиной в каждом полете ($T_{\text{exp ср}}$ и $n_{\text{exp ср}}$) используются для последующего трендового анализа.

Линия скольжения — зависимость $t_4^* = f(n_2)$, перемещение по которой для одного режима работы по n_1 , H и $V_{\text{пр}}$ происходит под влиянием изменения температуры воздуха на входе в двигатель, знание которой не обязательно: анализируется отклонение $T_{\text{exp ср}}$ от базовой зависимости.

Для трендового анализа технического состояния двигателя целесообразно использовать параметры рабочего процесса для нескольких режимов работы и условий полета, но обязательно близких в разных полетах.

В данном случае рассматривается максимальный режим работы двигателя в условиях взлета самолета.

$$t_{40}^* = t_{4\text{exp ср}}^* + (n_{2\text{баз}} - n_{2\text{exp ср}}) \frac{\Delta t_4^*}{\Delta n_2}. \quad (7)$$

На рис. 6 показаны отклонения температуры газа за турбиной от базовой линии скольжения на режиме М в условиях взлета.

При анализе этой зависимости следует учесть, что она отражает изменения состояния двигателя сразу по двум контролируемым параметрам — температуре газа за турбиной и частоте вращения ротора высокого давления, поэтому тренд, скорее всего, выявит

появление кластера состояния, а не монотонного изменения $Дt_4^*$.

Так, например, ухудшение состояния газогенератора вызовет рост температуры и снижение частоты, то есть произойдет почти скачкообразное изменение кривой тренда. На основании анализа тренда параметров нескольких экземпляров двигателей, с учетом результатов анализа состояния их после снятия с борта, могут быть установлены критерии принятия решения о дальнейшей эксплуатации.

Одним из важных способов определения исправности проточной части двигателя является определение времени его выбега (времени инерционного вращения роторов после выключения двигателя).

Время выбега роторов может характеризовать состояние подшипников опор трансмиссии двигателя, подшипников и шестерен коробки агрегатов, состояние приводных агрегатов (топливных, масляных и гидронасосов, электрогенераторов) лабиринтных уплотнений, осевых и радиальных зазоров между ротором и статором, загрузку агрегатов и т. п. Опыт эксплуатации ГТД показывает, что на новых двигателях, когда еще не произошла приработка трущихся пар, время выбега турбокомпрессора минимальное и увеличивается постепенно с увеличением наработки двигателя. Большую диагностическую ценность, как правило, представляет не величина времени выбега, а его тенденция к уменьшению [2].

В отличие от регламента ручного контроля, когда контролируется время от установки РУД на упор «Стоп» до полного прекращения вращения роторов, при использовании программно-аппаратного комплекса не удастся с достаточно высокой точностью регистрировать частоты вращения ниже $\sim 4\%$ (рис. 7–9). В связи с этим предлагается контролировать время выбега от режима малого газа до частоты вращения РНД и РВД (n_1 и n_2), равной 4%.

Даже при четком нормировании интервала регистрации параметров, вероятно, потребуются анализ рассеивания времени в зависимости от эксплуатационных факторов, например, общей наработки двигателя, прогрева (исходного режима), загрузки агрегатов, атмосферных условий и т. п.

Такие данные могут быть получены на основе ретроспективного анализа записей полетных данных, имеющихся в базе данных по результатам опытной эксплуатации программно-аппаратного комплекса.

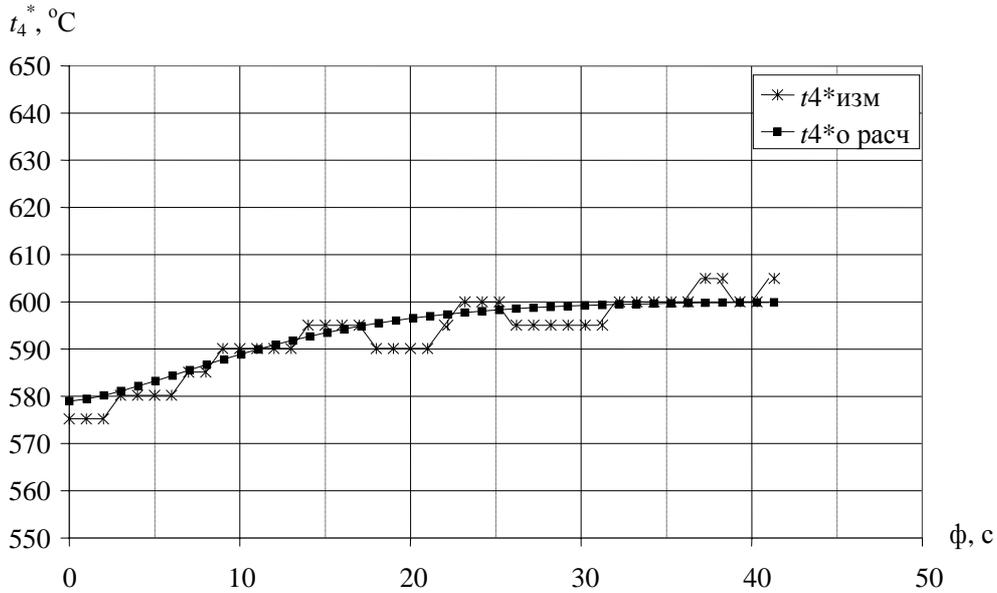


Рис. 4. Динамика зависимости $t_4^* = f(\phi)$ в транспереходном процессе

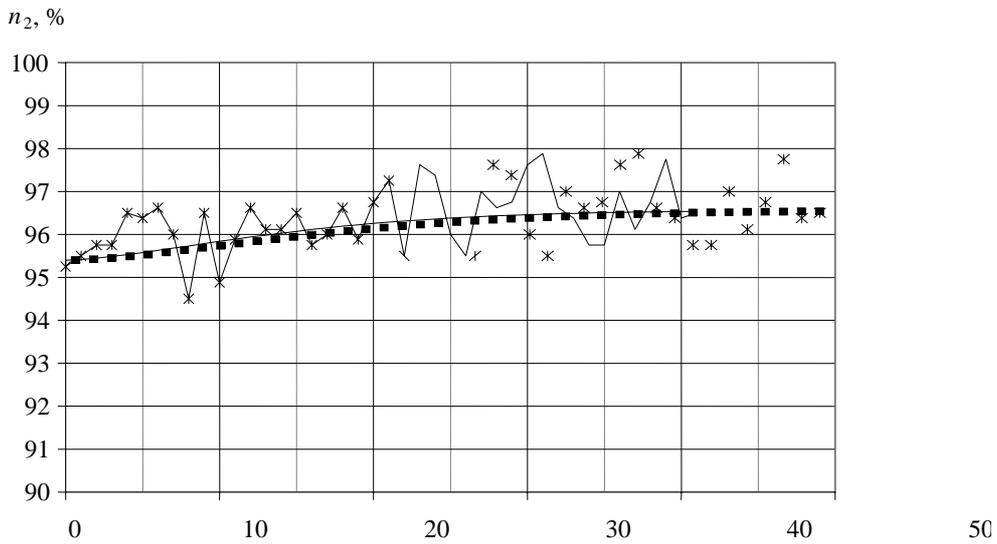


Рис. 5. Динамика зависимости $n_2 = f(\phi)$ в транспереходном процессе

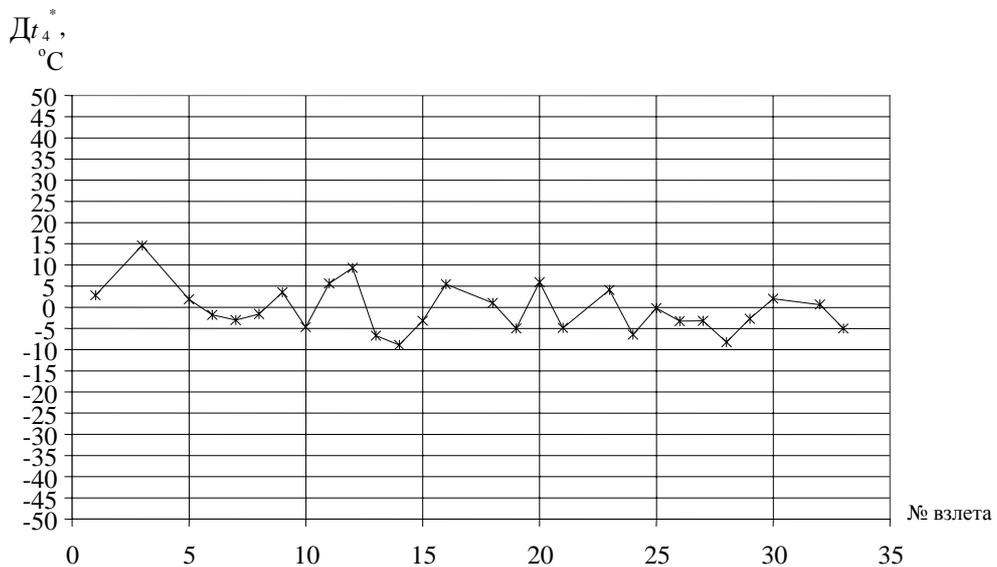


Рис. 6. Тренд температуры газа за турбиной по наработке

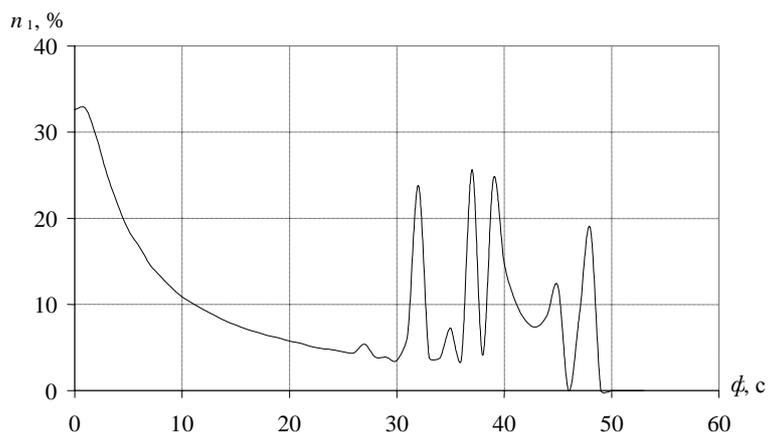


Рис. 7. Выбег ротора низкого давления

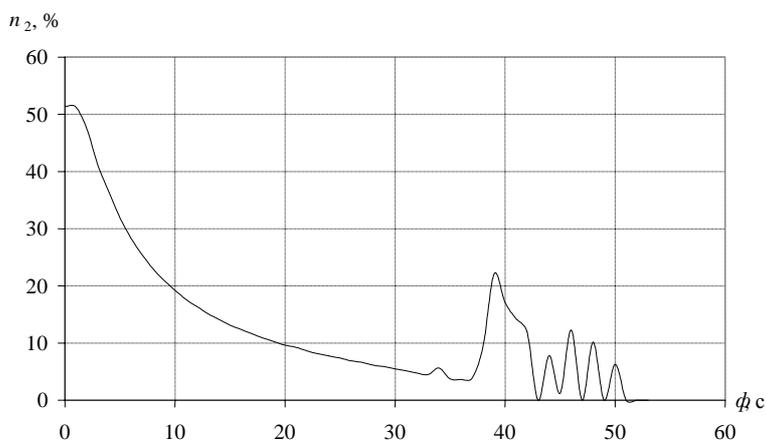


Рис. 8. Выбег ротора высокого давления

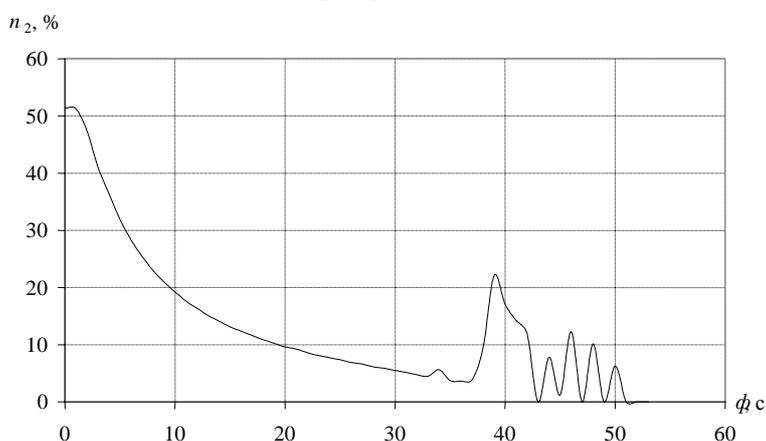


Рис. 9. Изменение температуры газов за турбиной при выбеге роторов

Для анализа фиксируем температуру газов за турбиной на момент начала выбега и конец выбега, исследуем корреляцию времени выбега левого и правого двигателей (рис. 10–12).

Как видно из графиков, наблюдается корреляция времени выбега ротора высокого и низкого давления до 4% между левым и правым двигателями.

Для контроля времени выбега необходимо назначить «границы», т. е. отклонения пара-

метров от выявленной корреляционной зависимости.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенные разработки служат для выполнения требований по существенному снижению стоимости обслуживания авиадвигателей в эксплуатации и повышению времени работы двигателя без съема с крыла.

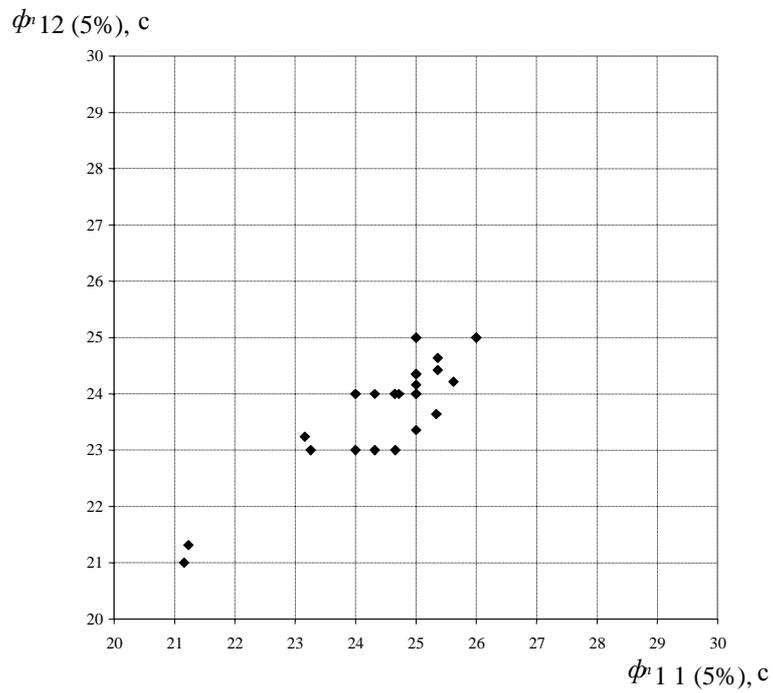


Рис. 10. Корреляция времени выбега РНД левого и правого двигателей

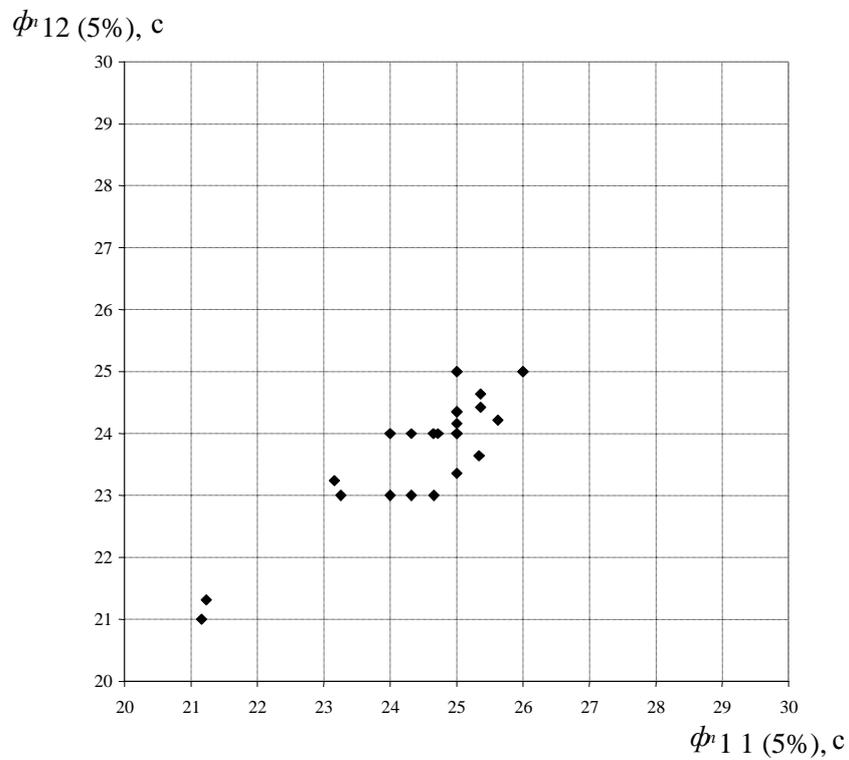


Рис. 11. Корреляция времени выбега РВД левого и правого двигателей

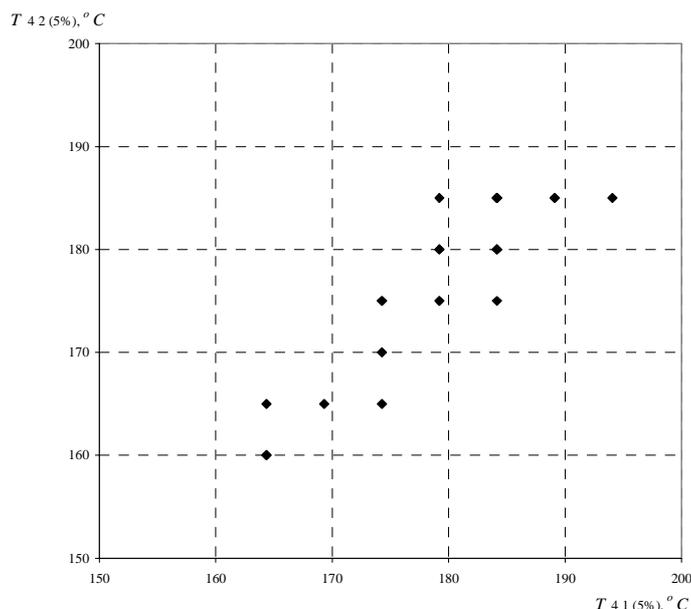


Рис. 12. Корреляция температуры газов за турбиной левого и правого двигателей при вылете

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Скибин, В. А.** Работы ведущих авиадвигательностроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (Аналитический обзор) / под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. М. : ЦИАМ, 2004. 424 с.
2. **Кеба, И. В.** Диагностика авиационных газотурбинных двигателей / И. В. Кеба. М. : Транспорт, 1980. 248 с.
3. **Мокроус, М. Ф.** Применение методов диагностической обработки и анализа термодинамических параметров при стендовых испытаниях авиационных ГТД / М. Ф. Мокроус // Испытания авиационных двигателей : межвуз. науч. сб. Уфа : УАИ. 1977. № 5. С. 164.
4. **Гумеров, Х. С.** Научно-исследовательская и экспериментальная работа по разработке методов и программного обеспечения анализа состояния двигателя Р95Ш : науч.-техн. отчет (заключительный) / Х. С. Гумеров, И. В. Салимов [и др.]. Уфа : УГАТУ, 2004.
5. **Internet.** Комплексы эксплуатационного контроля авиатехники от концерна «КЭМЗ» [Электронный ресурс] (<http://www.aerogview.ru>).
6. **Internet.** «Лекарь» для истребителей [Электронный ресурс] (<http://www.aviaport.ru/news/2002/07/22/32502.html>).

7. **Сиротин, Н. Н.** Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей : учебник / Н. Н. Сиротин. М. : РИА «ИМ-Информ», 2002. 442 с.

ОБ АВТОРАХ



Гумеров Хайдар Сагитович, проф. каф. авиац. двиг. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1958). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (УАИ, 1988). Иссл. в обл. проектир. и доводки авиац. двигателей.



Салимов Ильдар Вакилевич, асп. той же каф. Дипл. спец.-инж. по авиац. двиг. и энергетич. установкам (УГАТУ, 2004). Готовит дис. по контролю техн. сост. авиац. ГТД.