

УДК 629.7.036.001

К. МАРАВИЛЛА ХЕРРЕРА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ
ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
НА ВЫРАБОТКУ ЕГО РЕСУРСА В СОСТАВЕ
ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО АГРЕГАТА**

Обработкой результатов регистрации параметров 4-х газотурбинных двигателей газоперекачивающих агрегатов получены их характеристики в виде зависимостей приведенных параметров от приведенной нагрузки. Показано, что наблюдаемое отклонение характеристик от номинальных приводит более чем к двукратному отклонению долговечности рабочих лопаток турбины турбокомпрессора и темпа выработки ресурса у отдельных двигателей. Делается вывод о целесообразности введения эксплуатационного мониторинга характеристик и коррекции регистрируемой выработки ресурсов двигателей.

газотурбинный двигатель, газоперекачивающий агрегат, лопатка турбины, ресурс

Введение

Газотурбинные двигатели (ГТД) компрессоров газоперекачивающих агрегатов (ГПА) обычно, по соображениям экономического порядка, проектируются на ресурс 50 – 100 тысяч часов. Это исключает возможность подтверждения ресурса двигателей путем испытания отдельных экземпляров на полный ресурс, так как требует неадекватно больших затрат времени.

В настоящее время принято подтверждать ресурс ГТД ГПА путем проведения расчетов объемно-напряженного и деформированного состояния критических деталей с использованием трехмерных моделей формы, и расчетов долговечности по известным моделям предельных состояний вследствие ползучести, малоциклового усталости и других факторов [1, 2].

Ресурс вращающихся деталей горячей части двигателя, особенно рабочих лопаток турбины, весьма чувствителен к температуре и частоте вращения. Поэтому изменение эксплуатационных и климатических характеристик двигателя существенно сказывается на темпе выработки его ресурса [3, 4]. Аналогично влияние и отличий характеристик у однотипных двигателей, эксплуатирующихся в сходных условиях.

Расчет ресурса по номинальным характеристикам приводит к пребыванию в эксплуатации двигателей с повышенной вероятностью отказов из-за более высокого у них темпа выработки ресурса.

Расчет ресурса по условиям «красной линии», наихудшего для ресурса отклонения характеристик, или с учетом вероятного разброса характеристик, приводит к преждевременному снятию с эксплуатации двигателей, фактический ресурс которых не выработан.

Очевидно, что для повышения экономической эффективности эксплуатации двигателей желательна корректировка ресурса отдельных экземпляров двигателей исходя из их индивидуальных характеристик.

Цель работы – оценка влияния наблюдаемых отличий характеристик ГТД ГПА на темп выработки ресурса рабочих лопаток 1-й ступени турбины турбокомпрессора.

Объекты исследования – 4 ГПА мощностью 12,5 МВт с турбовальными двигателями со свободной турбиной и одновальным турбокомпрессором. Двигатели, нумеруемые далее 1, 3, 4 установлены на одной компрессорной станции, 2 – на другой.

В качестве исходной информации использовались результаты регистрации в течение 2000 – 4000 часов с

интервалом в 1 час частоты вращения ротора турбокомпрессора n , температуры за компрессором T_K , температуры за турбиной турбокомпрессора T_{TK} , температуры и давления воздуха на входе в двигатель T_H и P_H и др. Использовались также данные об эффективной мощности N_e , рассчитываемые в системе управления. Для построения индивидуальных характеристик двигателей было выполнено приведение результатов регистрации к стандартным атмосферным условиям путем расчета приведенных значений температур, частоты вращения и эффективной мощности по формулам:

$$n_{np} = n \sqrt{\frac{288}{T_H}}; T_{K_{np}} = T_K \frac{288}{T_H}; T_{TK_{np}} = T_{TK} \frac{288}{T_H};$$

$$N_{enp} = N_e \frac{101325}{P_H} \sqrt{\frac{288}{T_H}}.$$

Характеристики двигателей в виде зависимости приведенных температур и частоты вращения от мощности были получены статистической обработкой результатов по каждому двигателю отдельно и обработкой всех результатов для исследуемой группы двигателей (рис. 1).

В дальнейшем анализе как условная номинальная характеристика использовалась линия регрессии всей совокупности результатов приведения соответствующего параметра. Характеристики отдельных двигателей (регрессии их параметров) практически эквидистантны относительно принятой номинальной характеристики.

Систематическое отклонение индивидуальных характеристик от номинальной характеристики составило: для частоты вращения +160 –80 об/мин, температуры за компрессором +15 –8 К, температуры за турбокомпрессором +35 –15 К (табл. 1).

Так как на температуру лопатки существенно влияют температурные условия, была проведена оценка температуры торможения перед турбиной, исходя из равенства работ турбины и компрессора

$$T_T = T_{TK} + \frac{1}{(1 + \bar{G}_T)\eta_m} (T_K - T_H),$$

где \bar{G}_T – отношение массовых расходов топливного

газа и воздуха; η_m – к.п.д. трансмиссии турбокомпрессора.

Таблица 1

Средние значения систематического отклонения параметров

№ ДВИГАТЕЛЯ	Δn_{np} , об/мин	$\Delta T_{K_{np}}$, К	$\Delta T_{TK_{np}}$, К
1	-50	-6	-5
2	+160	+5	-10
3	+40	+15	+35
4	-80	-8	-11

Это позволяет оценивать систематическое отклонение приведенной температуры перед турбиной по формуле

$$\Delta T_{T_{np}} = \Delta T_{TK_{np}} + \frac{1}{(1 + \bar{G}_T)\eta_m} \Delta T_{K_{np}}. \quad (1)$$

Для оценки температуры лопатки используем выражение [5]:

$$T_{L_{np}} = T_{T_{np}} - \Theta(T_{T_{np}} - T_{K_{np}}), \quad (2)$$

где Θ – постоянная величина, характеризующая систему охлаждения лопатки.

Из выражения (2) следует формула систематического отклонения приведенной температуры лопатки от номинального приведенного значения:

$$\Delta T_{L_{np}} = (1 - \Theta)\Delta T_{T_{np}} + \Theta\Delta T_{K_{np}}. \quad (3)$$

По формулам (1) – (3) при оценочных значениях входящих в них коэффициентов ($\eta_m = 0,99$, $\bar{G}_T \approx 0,014$, $\Theta \approx 0,35$) получены оценки температуры лопаток (рис. 2) и относительного значения ее систематического отклонения δT_L от номинального значения (табл. 2).

Для оценки долговечности лопаток при длительном статическом нагружении можно воспользоваться формулой Ларсона-Миллера

$$\lg \tau_p = \frac{P(\sigma)}{T} - 20, \quad (4)$$

где τ_p – время нагружения до разрушения, ч; T – температура, К; $P(\sigma)$ – экспериментальная функция нагружения.

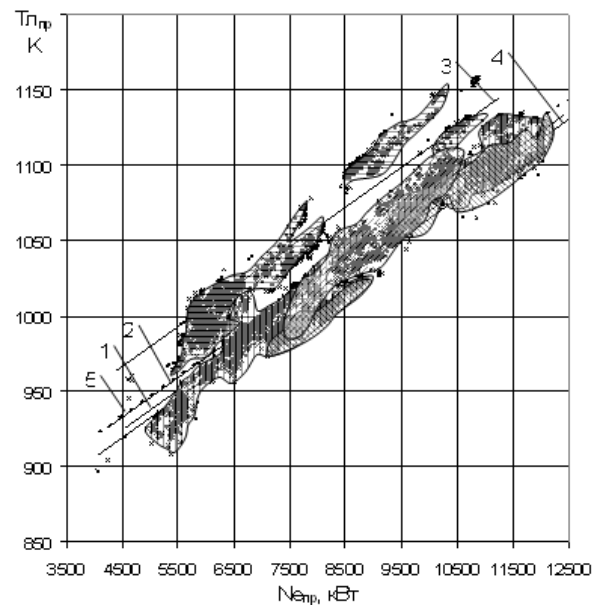
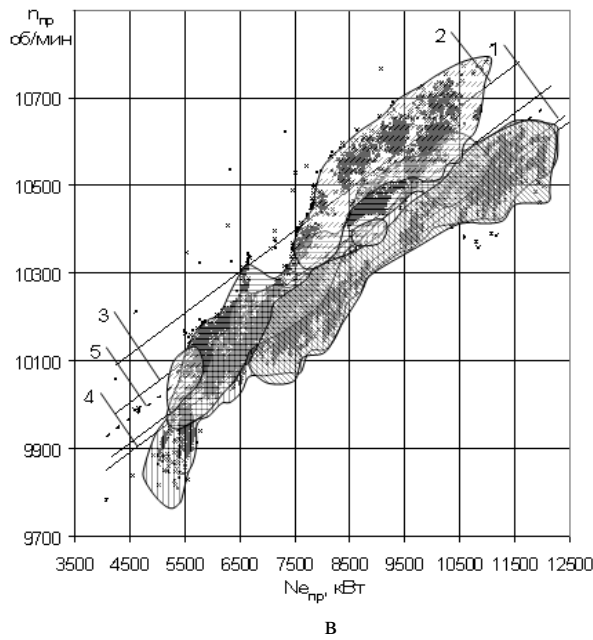
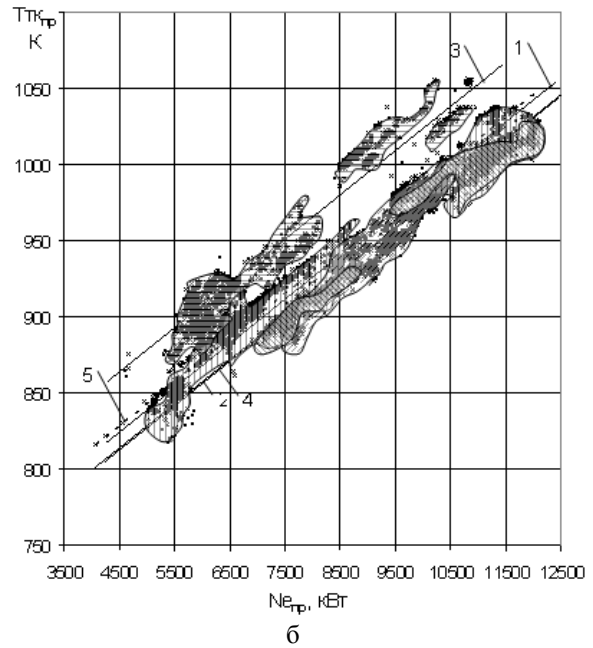
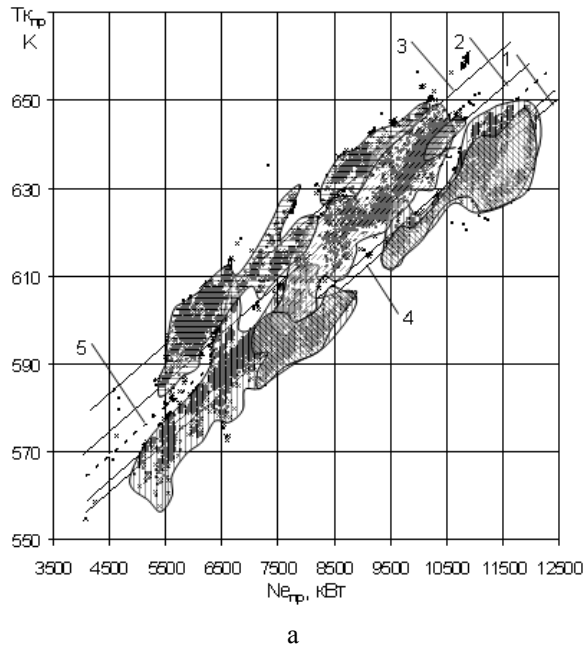


Рис. 1. Характеристики двигателей (а, б, в): 1, 2, 3, 4 – индивидуальные; 5 – номинальные.

Области рассеивания параметров двигателей:



Относя долговечность лопатки к ее долговечности в двигателе с номинальными характеристиками, можно получить выражение для относительной долговечности. При малых относительных отклонениях параметров двигателя будем иметь:

$$\eta = \frac{\tau_p}{\tau_p^\circ} = 10^{\frac{P^\circ}{T^\circ}(\delta P - \delta T)}$$

Рис. 2. Приведенная температура лопаток: 1, 2, 3, 4 – двигателей; 5 – номинальная.

Области рассеивания в двигателях:



где $\delta P = \Delta P(\sigma) / P(\sigma^\circ)$; $\delta T_{лг} = \Delta T_{лг} / T_{лг}^\circ$ – относительные отклонения параметра Ларсона-Миллера и температуры лопатки; индекс $^\circ$ отмечает значения величин, в двигателе с такой же нагрузкой N_e и номинальных характеристиках.

Величину δP можно выразить через отклонение напряжений, а воспользовавшись пропорционально-

стью напряжений в лопатке и квадрата частоты вращения, – через относительное отклонение частоты вращения:

$$\delta P = \frac{\sigma^\circ}{P(\sigma^\circ)} \frac{\partial P}{\partial \sigma} \Big|_{\sigma=\sigma^\circ} \delta \sigma \approx \frac{2\sigma^\circ}{P(\sigma^\circ)} \frac{\partial P}{\partial \sigma} \Big|_{\sigma=\sigma^\circ} \delta n. \quad (5)$$

Таблица 2
Относительные значения систематических отклонений параметров и темпа выработки ресурса

№ ДВИГАТЕЛЯ	$\delta T_{Л}, \%$	$\delta \sigma, \%$	η_r
1	-1,0	-1,1	0,64
2	0,1	2,8	1,16
3	3,2	0,7	3,8
4	-1,4	-1,6	0,54

При выводе использовано свойство, вытекающее из близости режимов и малости относительных отклонений:

$$\delta \sigma = \frac{n_{np}^2 - n^{\circ 2}}{n^{\circ 2}} \approx 2 \frac{\Delta n}{n^{\circ}} = 2 \delta n.$$

Для лопаток из сплава ЖС6-К в области значений $\tau_p \approx 50\,000$ ч, $T_{Лnp} \approx 1070$ К, что дает $\sigma^\circ \approx 300$ МПа, $P(\sigma^\circ) \approx 26400$, из формул (4), (5) следует

$$\eta = 1,08^{-\delta\% \sigma} \cdot 1,5^{-\delta\% T_{Л}} = 1,15^{-\delta\% n} \cdot 1,5^{-\delta\% T_{Л}}, \quad (6)$$

где $\delta\%$ – значение относительного отклонения в %.

Для отдельного двигателя величину $\eta_r = 1/\eta$, обратную η :

$$\eta_r = 1,15^{\delta\% n} \cdot 1,5^{\delta\% T_{Л}}, \quad (7)$$

можно рассматривать как относительный (к двигателю с номинальными характеристиками) темп выработки ресурса.

Формулы (6), (7) указывают на относительно большее влияние отклонений температуры на долговечность лопаток, по сравнению с напряжением или частотой вращения. Однопроцентное (~10К) отклонение температуры приводит к полуторакратному изменению долговечности и, следовательно, темпа выработки ресурса, такое же отклонение частоты вращения – к 15-и процентному.

Результаты расчетов относительного темпа вы-

работки ресурса для четырех исследуемых двигателей приведены в табл. 2. Они указывают на более чем двукратное отклонение темпа выработки ресурса у отдельных двигателей при допустимых отклонениях их характеристик.

Очевидна целесообразность введения эксплуатационного мониторинга двигателей ГПА с целью непрерывного контроля их характеристик и коррекции по ним выработки ресурсов двигателей. Простейшей формой такой коррекции может быть коррекция регистрируемой наработки двигателей коэффициентом η_r .

Литература

1. Лебедев А.С., Симин Н.О. Стратегия ресурсного проектирования новой энергетической установки ГТЭ-180 // Механика материалов и конструкций: Труды СПбГПУ. – С.-Пб. – 2004. – № 489. – С. 184-191.
2. Михайлов А.Л., Волгин А.В. Особенности проектирования диска ГТД средствами ANSYS // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 52-55.
3. Олейник А.В. Сравнительная оценка погрешностей методов мониторинга выработки ресурсов авиационных газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 40-44.
4. Маравилла Херрера К. Мониторинг выработки ресурса газотурбинного двигателя газоперекачивающей станции // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 9 (45). – С. 226-227.
5. Основы проектирования турбин авиадвигателей / А.В. Деревянко, В.А. Журавлев, В.В. Зикеев и др.; Под ред. С.З. Копелева. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.

Поступила в редакцию 16.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.