

# ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ РОТОРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

И.В. Демьянушко, Н.П. Великанова

*Рассмотрено влияние различных режимов работы, атмосферных условий и эксплуатационной наработки на долговечность роторных деталей (рабочих лопаток и дисков турбин) газотурбинных двигателей (ГТД), применяемых в гражданской авиации. Исследовано влияние наработки на деградацию параметров работы ГТД, механических свойств и жаропрочности материалов деталей турбин ГТД.*

**Ключевые слова:** долговечность, ресурс, рабочая лопатка, диск, повреждаемость, малоцикловая усталость.

## Введение

Система прогнозирования долговечности машин транспортного назначения, которая должна функционировать с момента проектирования на заданный ресурс и действовать на всех этапах жизненного цикла объекта, позволит решить проблему обеспечения ресурсосберегающей эксплуатации этих машин.

Как правило, ресурс ГТД лимитируют наиболее нагруженные детали турбин – рабочие лопатки и диски турбин. В концепции прогнозирования ресурса роторных деталей ответственного назначения должны учитываться опыт эксплуатации машин аналогичного назначения, условия эксплуатации, случайный характер нагружения, деградационные изменения параметров работы машин в процессе длительной эксплуатации и, наконец, влияние наработки на механические свойства и сопротивление материалов деталей различным видам нагружения.

Учет указанных факторов позволит решить достаточно точно задачу прогнозирования назначаемого ресурса деталей.

Цель работы – исследование влияния таких факторов, как атмосферные условия, режимы работы и эксплуатационная наработка на долговечность деталей турбин ГТД, применяемых в гражданской авиации, а также определение за-

кономерностей изменения параметров работы ГТД, механических свойств и жаропрочности материалов рабочих лопаток и дисков турбин ГТД в процессе длительной эксплуатации.

## Постановка задачи

Исследуемыми деталями являлись рабочие лопатки и диски турбин ГТД. Долговечность рабочих лопаток оценивали в часах по пределу длительной прочности, а дисков – в циклах нагружения по параметру малоцикловой усталости.

В процессе исследования детали подвергали нагружению различных видов: рабочие лопатки – воздействию от центробежных сил и сил газового потока, а диски – воздействию от центробежных сил. Кроме того, детали подвергали неравномерному нагреву в радиальном направлении в условиях рабочих температур, составляющих для лопаток 772 – 988 °С; для дисков 140 – 470 °С.

О нагруженности и температурном состоянии деталей ГТД можно судить по частоте вращения ротора  $n$  и температуре газа  $T_r^*$  на входе в турбину. В соответствии с законом регулирования двигателя указанные параметры в общем случае зависят от условий эксплуатации – температуры  $t_n$  и давления  $p_n$  атмосферного воздуха на входе в двигатель:

$$n = f_1(t_n, p_n), \quad (1)$$

$$T_r^* = f_2(t_n, p_n).$$

Для каждой конкретной детали, в данном случае для рабочей лопатки и диска турбины, формулируются зависимости, связывающие действующие напряжения и температуру в расчетном сечении рабочей лопатки и диска и температурный перепад между ободом и ступицей диска с параметрами работы ГТД. Эти зависимости имеют вид для лопаток турбин [1]:

$$\begin{cases} \sigma_{\text{л}} = An^2; \\ t_{\text{л}} = BT_r^* + B_1; \end{cases} \quad (2)$$

для дисков турбин [2]:

$$\begin{cases} \sigma_{\text{д}} = A_1 n^2 + A_2 \Delta t; \\ \Delta t = DT_r^* + D_1, \end{cases} \quad (3)$$

где  $\sigma_{\text{л}}$  и  $t_{\text{л}}$  – суммарное действующее напряжение в лопатке и температура лопатки;  $\sigma_{\text{д}}$  – суммарное действующее напряжение в диске;  $\Delta t$  – температурный перепад между ободом и ступицей диска;  $A, A_1, A_2, B, B_1, D, D_1$  – постоянные коэффициенты для данного ГТД и конкретной детали.

Использование зависимостей (2) и (3) позволяет провести анализ влияния различных факторов реального нагружения на долговечность деталей. Долговечность  $\tau_p$  рабочей лопатки по пределу длительной прочности  $\sigma$  оценивается по зависимости Ларсона – Миллера [3]:

$$\sigma = f(P_{L-M}), \quad P_{L-M} = T(C + \lg \tau_p), \quad (4)$$

где  $T$  – температура испытаний, К;  $C$  – постоянная (как правило, принимают  $C=20$ ).

Удельную повреждаемость лопатки вычисляли как величину, обратную долговечности  $\tau_p$  (в часах) [4]:

$$P_{0\tau} = \frac{1}{\tau_p}. \quad (5)$$

Циклическую долговечность  $N_p$  диска определяли по методу, предложенному в работах [5, 6], с использованием схематизированной диаграммы деформирования материала диска и зависимости Мэнсона [7], в соответствии с которой

$$\Delta \varepsilon = \frac{3,5\sigma_b}{E} N_p^{-0,12} + \left( \ln \frac{1}{1-\psi} \right)^{0,6} N_p^{-0,6}, \quad (6)$$

где  $\Delta \varepsilon$  – размах упругопластической деформации детали;  $\sigma_b$  – предел прочности, определяемый при рабочей температуре материала в расчетной точке детали;  $E$  – модуль упругости;  $N_p$  – число циклов до разрушения;  $\psi$  – относительное поперечное сужение материала в расчетной точке.

Удельную повреждаемость диска определяли как величину, обратную долговечности  $N_p$  диска (в циклах) [4]:

$$P_{0N} = \frac{1}{N_p}. \quad (7)$$

Одним из факторов, влияющих на нагруженность деталей турбин ГТД, является режим работы ГТД. Типичный профиль полета самолета гражданской авиации включает в себя ряд обязательных участков, соответствующих пред-

Таблица 1

Параметры работы ГТД при различных атмосферных условиях для рабочей лопатки турбины

| Режим работы ГТД            | $n_{\text{вд}}$ , об/мин | $T_r^*$ , К | $\sigma_{\text{л}}$ , МПа | $t_{\text{л}}$ , °С | $\tau_p$ , ч     | $P_{0\tau}$ , ч <sup>-1</sup> | $\frac{6,9 \cdot 10^{-3}}{P_{0\tau}}$ |
|-----------------------------|--------------------------|-------------|---------------------------|---------------------|------------------|-------------------------------|---------------------------------------|
| Взлетный, при $t_n = 30$ °С | 7560                     | 1280        | 179,7                     | 988                 | 145              | $6,9 \cdot 10^{-3}$           | 1                                     |
| Взлетный, при $t_n = 15$ °С | 7290                     | 1205        | 167,9                     | 913                 | 3632             | $2,8 \cdot 10^{-4}$           | 25                                    |
| Взлетный, при $t_n = 0$ °С  | 7060                     | 1143        | 158,2                     | 852                 | $7 \cdot 10^4$   | $1,4 \cdot 10^{-5}$           | 493                                   |
| Номинальный, при САУ        | 7030                     | 1115        | 151,4                     | 824                 | $3,3 \cdot 10^5$ | $3 \cdot 10^{-6}$             | $2,3 \cdot 10^3$                      |
| Крейсерский, при САУ        | 6880                     | 1074        | 145,0                     | 783                 | $3,3 \cdot 10^6$ | $3 \cdot 10^{-7}$             | $2,3 \cdot 10^4$                      |

Примечание. В табл. 1  $n_{\text{вд}}$  – частота вращения ротора турбины высокого давления.

полетной подготовке, работе на исполнительном старте на взлетном режиме, взлету, набору высоты, крейсерскому полету по маршруту, снижению высоты, заходу на посадку, рулению на полосе посадки. Каждый из этих участков характеризуется собственным режимом работы ГТД и нагруженностью деталей турбин.

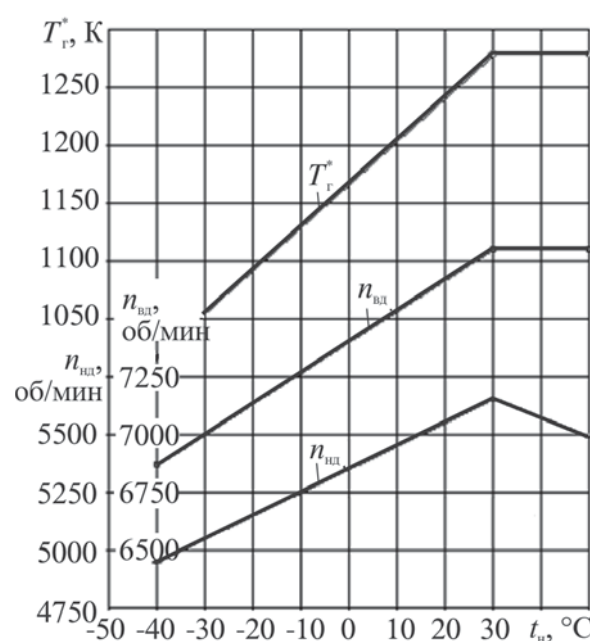
### Результаты исследования

Параметры работы ГТД самолета гражданской авиации при различных атмосферных условиях, в том числе при стандартных атмосферных условиях (САУ), а также действующие напряжения  $\sigma_d$  в рабочей лопатке турбины высокого давления, долговечность  $\tau_p$  лопатки по пределу длительной прочности и удельная повреждаемость лопатки  $\Pi_{0\tau}$  на наиболее характерных участках полета приведены в табл. 1 [8]. В последней графе табл. 1 приведено отношение удельной повреждаемости на взлетном режиме при  $t_n = 30^\circ\text{C}$  ( $6,9 \cdot 10^{-3} \text{ч}^{-1}$ ) к удельной повреждаемости на остальных приведенных режимах  $\Pi_{0\tau}$ .

Параметры работы ГТД этого же самолета при различных атмосферных условиях, в том числе при САУ, а также действующие упругие напряжения в диске турбины высокого давления  $\sigma_{\Sigma d}^e$ , расчетная циклическая долговечность  $N_p$  (в циклах) до образования трещины малоциклового усталости и удельная повреждаемость  $\Pi_{0N}$  на наиболее характерных участках полета для диска турбины приведены в табл. 2. В последней графе табл. 2 приведено отношение удельных повреждаемостей, аналогичное отношению удельных повреждаемостей из табл. 1.

Из данных табл. 1 и 2 следует, что повреждающее воздействие на детали при взлетном режиме значительно превосходит повреждающее воздействие при всех остальных режимах работы ГТД особенно на рабочую лопатку турбины. Соотношения удельных повреждаемостей отдельных режимов работы можно считать типичными для ГТД с неохлаждаемыми рабочими лопатками турбины [8].

Параметры работы авиационного ГТД существенно зависят от внешних условий работы и, в первую очередь от температуры и давления атмосферного воздуха на входе в ГТД. На рисунке приведена зависимость основных параметров работы ГТД (частоты вращения роторов турбин



Зависимость основных параметров работы ГТД НК-86 от температуры  $t_n$

Таблица 2

Параметры работы ГТД при различных атмосферных условиях для диска турбины

| Режим работы ГТД                       | $n_{вд}$ , об/мин | $T_g^*$ , К | $\sigma_{\Sigma d}^e$ , МПа | $N_p$            | $\Pi_{0N}$          | $\frac{4,3 \cdot 10^{-3}}{\Pi_{0N}}$ |
|----------------------------------------|-------------------|-------------|-----------------------------|------------------|---------------------|--------------------------------------|
| Взлетный, при $t_n = 30^\circ\text{C}$ | 5640              | 1280        | 1486,3                      | $2,3 \cdot 10^4$ | $4,3 \cdot 10^{-3}$ | 1                                    |
| Взлетный, при $t_n = 15^\circ\text{C}$ | 5510              | 1205        | 1155,5                      | $6,9 \cdot 10^4$ | $1,4 \cdot 10^{-3}$ | 3                                    |
| Взлетный, при $t_n = 0^\circ\text{C}$  | 5380              | 1143        | 1095,4                      | $8,2 \cdot 10^4$ | $1,2 \cdot 10^{-3}$ | 3,6                                  |
| Номинальный, при САУ                   | 5120              | 1115        | 1008,0                      | $1 \cdot 10^5$   | $9,5 \cdot 10^{-4}$ | 4,5                                  |
| Крейсерский, при САУ                   | 4920              | 1074        | 941,1                       | $1,3 \cdot 10^5$ | $7,6 \cdot 10^{-4}$ | 5,6                                  |

высокого  $p_{вд}$  и низкого  $p_{нд}$  давления и температуры газа перед турбиной  $T_r^*$ ) на взлетном режиме от температуры воздуха на входе в ГТД.

Из приведенных на рисунке данных следует, что параметры работы ГТД изменяются по линейному закону до начала работы ограничителей при  $t_n = 30^\circ\text{C}$ . Следовательно, уровень нагруженности и истощение ресурса деталей турбины ГТД также зависят от атмосферных условий.

В табл. 3 приведены результаты оценки ресурса рабочей лопатки и диска турбины ГТД при работе на взлетном режиме (средние значения) в трех аэропортах базирования в сравнении с обобщенным полетным циклом (ОПЦ) ГТД, в соответствии с которым проведены ресурсные испытания [4]. Рассматривали данные по всем взлетам самолетов за год эксплуатации. Уровень эксплуатационной наработки самолетов был примерно одинаковым.

Из табл. 3 следует, что при работе ГТД на взлетном режиме различное сочетание внешних условий на входе в ГТД существенно влияет на повреждаемость рассматриваемых деталей турбин.

В процессе длительной эксплуатации при термомеханическом нагружении изменяются механические свойства и характеристики долговечности материалов деталей турбин авиационных ГТД. При этом прочностные свойства материалов (предел прочности  $\sigma_b$ , предел текучести  $\sigma_{0,2}$ ) остаются практически исходными, а характеристики пластичности (относительное удлинение  $\delta$ , относительное сужение  $\psi$ ), существенно снижаются, особенно для материалов дисков.

Для количественной оценки снижения пластичности материала дисков методом наименьших квадратов была построена регрессионная модель [2], которой соответствует зависимость

$$\bar{\psi}_\tau = \bar{\psi}_{исх} \tau^\alpha, \quad (8)$$

*Результаты оценки ресурса рабочей лопатки и диска турбины ГТД при работе для трех различных аэропортов базирования самолетов в сравнении с обобщенным полетным циклом ГТД*

| Аэропорт | $\frac{P_{0\tau}}{P_{0i}}$ | $\frac{P_{0N}}{P_{Ni}}$ |
|----------|----------------------------|-------------------------|
| № 1      | 0,98                       | 0,92                    |
| № 2      | 0,76                       | 0,8                     |
| № 3      | 0,94                       | 0,9                     |
| ОПЦ      | 1                          | 1                       |

Примечание. Приняты обозначения:  $P_{0i}$ ,  $P_{Ni}$  – удельные повреждаемости лопатки и диска, соответствующие ОПЦ.

где  $\bar{\psi}_{исх}$  – среднее относительное сужение в исходном состоянии;  $\tau$  – эксплуатационная наработка, ч.

Зависимость (8) используется при оценке циклической долговечности дисков по эмпирической зависимости Мэнсона.

Долговечность материала для рабочих лопаток  $\tau_p$  в процессе эксплуатации снижается. Для количественной оценки этой характеристики на основе анализа данных, полученных при испытании образцов, вырезанных из рабочих лопаток турбин после различных эксплуатационных наработок, была построена регрессионная модель [9], которой соответствует зависимость

$$\bar{\tau}_p = \bar{\tau}_{pисх}^{(1-\beta\tau)}, \quad (9)$$

где  $\beta$  – константа для данного материала рабочей лопатки и данного ГТД;  $\bar{\tau}_{pисх}$  – средняя долговечность материала лопаток в исходном состоянии.

Зависимость (9) позволяет оценить снижение жаропрочности материала рабочих лопаток.

Влияние эксплуатационной наработки на параметры работы ГТД оценивали по результатам контрольно-сдаточных испытаний новых и прошедших ремонт ГТД. На основе этих данных в работе [10] были построены степенные регрессионные зависимости, характеризующие деградационные изменения параметров работы двигателя в процессе эксплуатации:

$$\begin{cases} \overline{\Delta n} = k_1 \tau^{\alpha_1}; \\ \overline{\Delta T_r^*} = k_2 \tau^{\alpha_2}, \end{cases} \quad (10)$$

где  $\overline{\Delta n}$  – приращение средних частот вращения ротора;  $\overline{\Delta T_r^*}$  – приращение средней температуры газа;  $\tau$  – наработка, ч;  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  – константы для рассматриваемого ГТД.

Поскольку параметры работы ГТД в процессе эксплуатации увеличиваются, то и нагруженность деталей турбин увеличивается. В то же

Таблица 3

время при снижении жаропрочности материала лопаток и уровня пластичности материала дисков долговечность деталей уменьшается.

На основе расчетных и экспериментальных исследований [9, 11] было установлено, что долговечность рабочих лопаток турбины из сплава ЖС6У-ВИ в интервале эксплуатационной наработки от 0 до 10 500 ч уменьшается на 35 % от исходной, а циклическая долговечность диска турбины из сплава ЭИ698-ВД при наработке от 0 до 18 000 ч – на 25 % при снижении пластичности материала диска на 34 %.

### Закключение

Проведенные исследования являются основой для совершенствования методики прогнозирования ресурсов ответственных деталей при проектировании авиационных двигателей и наземных газотурбинных энергетических установок.

### Список литературы

1. Великанова Н.П., Закиев Ф.К. Сравнительный анализ прочностной надежности рабочих лопаток турбин авиационных ГТД большого ресурса // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 80–83.
2. Королев А.Н., Великанова Н.П., Закиев Ф.К. Влияние эксплуатационных факторов на долговечность дисков турбины авиационных ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. 2001. № 23. С. 116–118.
3. Larson F.R., Miller J. A time-temperature relationship for rupture and creep stresses // Trans. ASME. 1952. Vol. 74. P. 765–775.
4. Демьянушко И.В., Великанова Н.П., Корноухов А.А. Прогнозирование долговечности роторных деталей с учетом реального нагружения // Авиационно-космическая техника и технология. 2001. № 23. С. 119–120.
5. Демьянушко И.В., Темис Ю.М. Определение циклической долговечности при проектировании роторов авиационных ГТД // Проблемы динамики и прочности в авиадвигателестроении. Вып. 2 (ЦИАМ. Труды № 996). М.: ЦИАМ, 1982. С. 24–38.
6. Демьянушко И.В. Прогнозирование долговечности и ресурса машин и их элементов на этапах жизненного цикла // Прочность и ресурс автомобильных и дорожных конструкций. М.: МАДИ, 1986. С. 5–18.
7. Мэнсон С.С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость. М.: Машиностроение, 1974. – 450 с.
8. Кузнецов Н.Д., Гриценко Е.А., Корноухов А.А., Федорченко Д.Г. Установление и увеличение ресурсов авиационных ГТД: учеб. пособие. Самара, 1998. – 207 с.
9. Великанова Н.П., Киселев А.С. Анализ влияния эксплуатационной наработки на долговечность жаропрочного сплава рабочих лопаток турбин авиационных ГТД // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2011. № 1. С. 23–26.
10. Мухин А.А., Нестеров Е.Д., Симкин Э.Л., Перевозкин Г.С. Влияние наработки в летной эксплуатации на изменение характеристик ТРДД // Испытания авиационных двигателей. 1975. № 3. С. 180–187.
11. Великанова Н.П. Статистический анализ результатов экспериментального исследования малоциклового усталости жаропрочного сплава ЭИ689-ВД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 25–29.

Материал поступил в редакцию 27.06.2011

#### ДЕМЬЯНУШКО Ирина Вадимовна

E-mail: [demi-ir@mail.ru](mailto:demi-ir@mail.ru)  
Тел. +7 (499) 155-03-03

Доктор технических наук, профессор, заведующая кафедрой строительной механики МАДИ. Сфера научных интересов – динамика и прочность машин. Автор 145 научных работ.

#### ВЕЛИКАНОВА Нина Петровна

E-mail: [pvelikanov@mail.ru](mailto:pvelikanov@mail.ru)  
Тел.: +7 (8435) 17-08-99

Кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей и энергетических установок КНИТУ им. А.Н. Туполева-КАИ. Сфера научных интересов – динамика и прочность машин, конструкция и расчет тепловых двигателей. Автор 35 научных работ.