

А. С. Гишваров, А. А. Рыжов, А. Г. Алгушаев, А. Р. Фатыхова

ОБОСНОВАНИЕ ПРОГРАММ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК МНОГОВАРИАНТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Рассматриваются последовательность обоснования программы ускоренных испытаний на надежность и ресурс маршевого авиационного газотурбинного двигателя, устанавливаемого на беспилотном летательном аппарате, предназначенном для эксплуатации по шести профилям полета и обоснование программы испытаний авиационной вспомогательной газотурбинной силовой установки, эксплуатируемой на трех типах самолетов. *Газотурбинный двигатель многовариантного применения, ускоренные ресурсные испытания, исследование, оптимальная область, программа испытаний, надежность, ресурс*

ОБОСНОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННОЙ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ ГАЗОТУРБИНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Авиационная вспомогательная газотурбинная силовая установка устанавливается на трех типах самолетов и эксплуатируется по своим циклам нагружения. Общее число циклов нагружения установки в каждом варианте эксплуатации равно соответственно 2130, 1028 и 900 циклам [1–3].

Требуется определить объем, режимы и длительность ускоренных ресурсных испытаний, если по априорным данным известно, что надежность силовой установки определяют:

- малоцикловая прочность дисков ротора Π_{11} ;
- длительная прочность рабочей лопатки первой ступени турбины Π_{22} ;
- контактная прочность радиально-упорного подшипника опоры Π_{33} ;
- контактная прочность ведущей шестерни редуктора Π_{43} .

Обобщенная модель расходования ресурса рассматриваемой силовой установки имеет вид [4–6]:

$$\begin{cases} \Pi_{11}[P_{0.11}; T_r^*(\tau), T_n(\tau), \bar{n}(\tau), N_r(\tau), N_z(\tau); \tau] = 0; \\ \Pi_{22}[P_{0.22}; T_r^*(\tau), T_n(\tau), \bar{n}(\tau), N_r(\tau), N_z(\tau); \tau] = 0; \\ \Pi_{33}[P_{0.33}; T_r^*(\tau), \bar{n}(\tau); \tau] = 0; \\ \Pi_{43}[P_{0.43}; \bar{n}(\tau), N_r(\tau); \tau] = 0; \\ R(\tau) = [T_r^*(\tau), T_n(\tau), \bar{n}(\tau), N_r(\tau), N_z(\tau)]^T \in G_R; \\ P_0 = idem, \end{cases}$$

где T_r^* – температура газа перед турбиной, К; T_n – температура воздуха на входе в установку, К; \bar{n} – частота вращения ротора, %; N_r – нагрузка генераторов постоянного и переменного токов, кВт; N_z – число циклов нагружения; P_0 – область исходного состояния установки, соответствующая техническим требованиям на его изготовление.

Область определения параметров режима нагружения двигателя во всех трех вариантах применения соответствует ограничениям:

$$G_{Rz} : \begin{cases} 650 \leq T_r^* \leq 1080 \text{ К}; & 0 \leq N_r \leq 100 \text{ кВт}; \\ 223 \leq T_n \leq 320 \text{ К}; & 900 \leq N_z \leq 2556; \\ 60 \leq \bar{n} \leq 105 \%. \end{cases}$$

Уровень адекватности моделей характеризуется остаточной дисперсией, а значения весовых коэффициентов приняты следующими [2]:

$$\begin{matrix} b_{11} = 0,2; & b_{22} = 0,33; \\ b_{33} = 0,25; & b_{43} = 0,17. \end{matrix}$$

Значения коэффициентов ρ_{ij} , характеризующих значимость элементов, выбраны из условия, что отказ элемента ведет к отказу силовой установки в целом [3]:

$$\rho_{ij} = 0,25; \quad i = 1,4; \quad j = 1,3.$$

Результаты оптимизации параметров ускоренных ресурсных испытаний приведены в табл. 1, откуда видно, что общее число возможных вариантов испытаний силовой установки равно 6. Данные в столбцах 3, 4 и 5 табл. 1 означают номера испытываемых силовых установок. Например, данные второй строки означают, что надежность силовой установки в 1-м и 2-м эксплуатационных вариантах применения проверяется в одних испытаниях (столбец 3), а его надежность в 3-м эксплуатационном варианте применения – в других испытаниях (столбец 4) и т.д.

Для сравнения в строке 6 приведены параметры испытаний, оптимизация которых проведена без учета критерия, характеризующего уровень дифференцированного «зачета» в ускоренных ресурсных испытаниях эксплуатационных вариантов применения силовой установки, начиная от наименее нагруженного и кончая наиболее нагруженным вариантом, и позволяет, даже в случае отказа силовой установки в испытаниях, не браковать всю партию (в зачет которой проводятся испытания), а признавать изделия годными к эксплуатации по тем вариантам, эксплуатационная повреждаемость которых выработана до момента отказа [4, 7]. Видно, что для рассматриваемой силовой установки учет данного критерия позволил существенно повысить уровень дифференцированного «зачета» эксплуатационных вариантов применения (при этом уровень «недифференцируемости» снизился с 47,1 до 0).

Из множества Парето-оптимальных значений $N_{ик}$, $R_{ик}(\tau)$, τ_k за окончательный выбран вариант под номером 5, для которого получены наилучшие значения критериев эффективности Φ_1 , Φ_2 , Φ_3 и Φ_4 .

Согласно данному варианту ускоренные ресурсные испытания проводятся на одной силовой установке с реализацией циклов нагружения, приведенных на рис. 1.

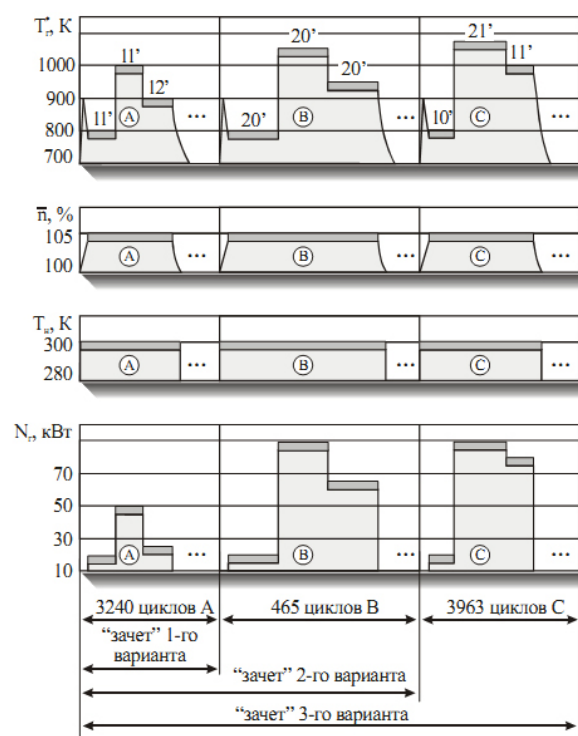


Рис. 1. Циклы нагружения авиационной газотурбинной силовой установки в оптимальном варианте ускоренных ресурсных испытаний:
 — поле допуска на параметр режима;
 11', 12', ... — длительность работы силовой установки на участках нагружения (в мин)

№	N _и	N _к			τ _{и.к.}			«Зачет» в испытаниях эксплуатационных вариантов при τ ₃ (N _и)			Общая длительность, час	Значения критериев эффективности (Φ _i = min)			
		k=1	k=2	k=3	k=1	k=2	k=3	1-го	2-го	3-го		Φ ₁	Φ ₂	Φ ₃	Φ ₄
1	3	(1)	(2)	(3)	1674	749	594	1674 (2556)	749 (1235)	594 (1080)	3017	0	0	1	0,74
2	2	(1,2)	(3)	—	1674	594	—	1674 (2556)	749 (1235)	594 (1080)	2268	0	0	0,67	0,55
3	2	(1,3)	(2)	—	1674	749	—	1674 (2556)	749 (1235)	594 (1080)	2423	0	0	0,67	0,60
4	2	(2,3)	(1)	—	749	1674	—	1674 (2556)	749 (1235)	594 (1080)	2423	0	0	0,67	0,60
5	1	(1,2,3)	—	—	1674	—	—	1674 (2556)	749 (1235)	594 (1080)	1674	0	0	0,38	0,41
6	1	(1,2,3)	—	—	1674	—	—	1674 (2556)			1674	0	47,1	0,33	0,41
7	3*	(1)	(2)	(3)	2140	1370	1370	2140 (2556)	1370 (1235)	1370 (1080)	4880	0	0	1	1,20

Примечание: τ₃ — время «зачета» эксплуатационного варианта, час; (N_и) — число циклов нагружения в испытаниях, соответствующее времени «зачета» τ₃; (1), (2), ..., (1,2,3) — множество эксплуатационных вариантов, проверяемых в каждом испытании; * - испытания полностью соответствуют эксплуатационным

В процессе ускоренных ресурсных испытаний «засчитываются»:

- первый эксплуатационный вариант применения на 1674 часа (2556 циклов нагружения);
- второй эксплуатационный вариант применения на 749 часа (1235 циклов нагружения);
- третий эксплуатационный вариант применения на 594 часа (1080 циклов нагружения).

Таким образом, для рассматриваемой силовой установки, ускоренные ресурсные испытания позволяют обоснованно сократить время на проверку ее надежности в $K = 4880 / 1674 \approx 3$ раза.

ОБОСНОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ НА НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС МАРШЕВОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Маршевый двигатель устанавливается на беспилотном летательном аппарате, эксплуатируемом по двум профилям полета в каждой из трех климатических зон «САУ», «ЗИМА» и «ЛЕТО», т.е. по 6 вариантам применения. Режимы нагружения задаются температурой ($T_{вх}^*$) и давлением ($P_{вх}^*$) воздуха на входе в двигатель, частотой вращения ротора (n), а также длительностью нагружения (τ). Циклы нагружения двигателя приведены на рис. 2–7.

На предприятии-изготовителе надежность двигателя проверяется по программе серийных ускоренных ресурсных испытаний (рис. 8).

Рассмотрим возможность повышения эффективности программы серийных ускоренных ресурсных испытаний двигателя.

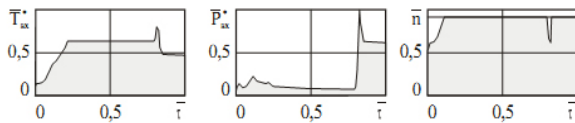


Рис. 2. Цикл нагружения двигателя в 1-м эксплуатационном варианте применения

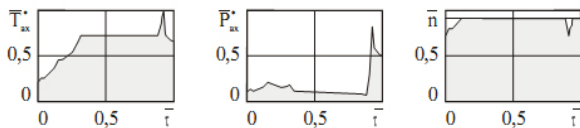


Рис. 3. Цикл нагружения двигателя во 2-м эксплуатационном варианте применения

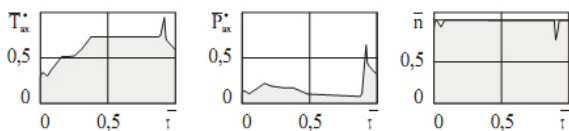


Рис. 4. Цикл нагружения двигателя в 3-м эксплуатационном варианте применения

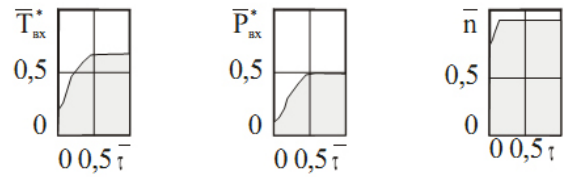


Рис. 5. Цикл нагружения двигателя в 4-м эксплуатационном варианте применения

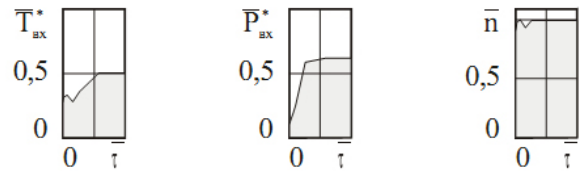


Рис. 6. Цикл нагружения двигателя в 5-м эксплуатационном варианте применения

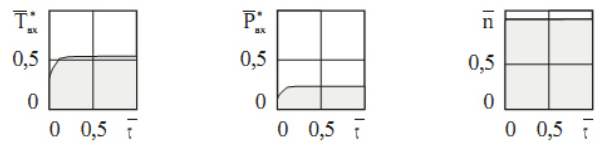


Рис. 7. Цикл нагружения двигателя в 6-м эксплуатационном варианте применения

Исходными данными для рассматриваемого двигателя являются [3, 4, 8]:

- данные по эксплуатации, приведенные в виде типовых полетных циклов на рис. 2–7;
- типовой цикл нагружения двигателя в стендовых испытаниях (рис. 8);
- результаты термогазодинамических и прочностных расчетов двигателя.

Элементами, определяющими надежность двигателя в эксплуатации, повреждаемость которых обусловлена влиянием режимов и длительности нагружения, являются:

- рабочая (ЛТ) и сопловая (СА) лопатки турбины;
- рабочая (ЛК) и направляющая (НА1) лопатки первой ступени компрессора;
- направляющая лопатка последней ступени компрессора (НА2);
- корпус камеры сгорания (КС);
- радиально-упорный подшипник ротора (Под);
- ведущая шестерня привода агрегатов (Шк).

Определяющими характеристиками расхода ресурса являются длительная статическая, контактная и изгибная прочность.

Область определения параметров режима нагружения соответствует эксплуатационной и задана ограничениями:

$240 \leq T_{ax}^* \leq 623 \text{ К}$; на режиме «О»:
 $0,7 \leq P_{ax}^* \leq 10 \text{ кг/см}^2$;
 $\bar{n} = 94\%$ при $T_{ax}^* < 339 \text{ К}$.

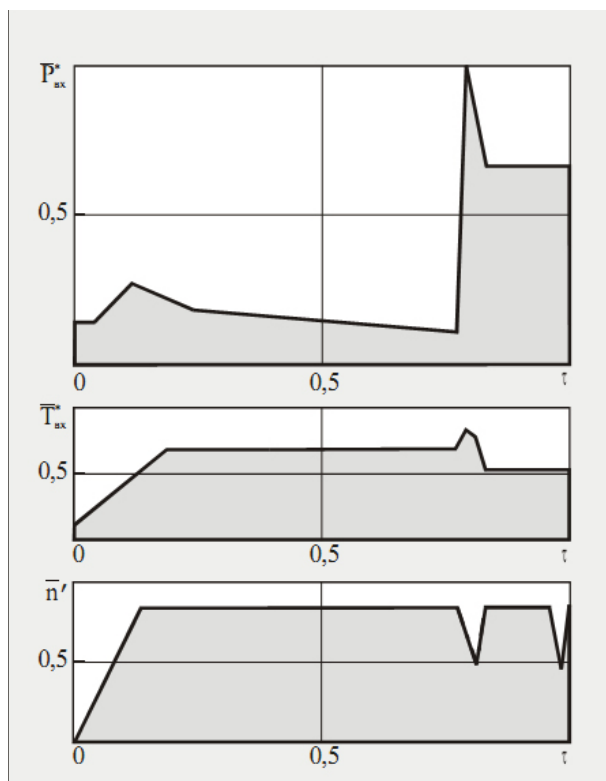


Рис. 8. Цикл нагружения двигателя в серийных испытаниях: P_{ax}^* , T_{ax}^* , \bar{n} – относительные значения соответственно давления и температуры воздуха на входе в двигатель, а также частоты вращения ротора

ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Обобщенная модель повреждаемости двигателя представляет собой систему моделей повреждаемости его элементов: ЛТ, СА, ЛК, НА1, НА2, КС, Под и Шк.

Поскольку $P_0 = idem$, то формула для расчета повреждаемости примет вид:

$$\Pi_{ij} = \int_0^t \frac{dt}{\tau_{ij}^* [T_{ax}^*, P_{ax}^*, n]}$$

где i – порядковый номер элемента узла двигателя ($i = \overline{1,8}$); j – порядковый номер характеристики расходования ресурса ($j = \overline{1,3}$); τ_{ij}^* – время до разрушения или наступления параметрического отказа элемента узла двигателя.

Длительная прочность элементов узлов (ЛТ, СА, ЛК, НА1, НА2 и КС) описывается параметрической зависимостью Ларсена-Миллера:

$$\sigma = A - B \cdot P, \quad (1)$$

где σ – предел длительной прочности, кг/мм^2 ; A, B – коэффициенты; P – параметр Ларсена-Миллера, определяемый по формуле:

$$P = T (20 + \lg \tau), \quad (2)$$

где T – температура элемента, К ; τ – длительность работы, час.

При известном напряжении σ и температуре T , с учетом соотношений (1) и (2), время до разрушения определится по формуле:

$$\tau_i^* = 10^{\left(\frac{A_i - \sigma_i}{B_i \cdot T_i} - 20 \right)}$$

Коэффициенты A_i и B_i определяются методом наименьших квадратов по кривым длительной статической прочности материалов деталей. Нагружение лопатки характеризуется напряжением $\sigma_{ЛТ}$ и температурой $T_{ЛТ}$, а повреждаемость лопатки турбины с учетом длительного статического нагружения определится по формуле:

$$\Pi_{ЛТ} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{209,23 - \sigma_{ЛТ}}{7,02 \cdot 10^{-3} T_{ЛТ}} - 20 \right)}}$$

$$\sigma_{ЛТ} = F[T_{ax}^*, P_{ax}^*, \bar{n}];$$

$$T_{ЛТ} = F[T_{ax}^*, \bar{n}].$$

В окончательном виде математическая модель повреждаемости двигателя записывается в виде системы уравнений:

$$\Pi_{ЛТ} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{209,23 - \sigma_{ЛТ}}{7,02 \cdot 10^{-3} T_{ЛТ}} - 20 \right)}}$$

$$\Pi_{СА} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{231,50 - \sigma_{СА}}{7,709 \cdot 10^{-3} T_{СА}} - 20 \right)}}$$

$$\Pi_{ЛК} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{114,45 - \sigma_{ЛК}}{3,29 \cdot 10^{-3} T_{ЛК}} - 20 \right)}}$$

$$\Pi_{НА1} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{114,45 - \sigma_{НА1}}{3,29 \cdot 10^{-3} T_{НА1}} - 20 \right)}}$$

$$\Pi_{НА2} = \int_1^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{104,81 - \sigma_{НА2}}{3,392 \cdot 10^{-3} T_{НА2}} - 20 \right)}}$$

$$+ \int_2^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{220,41 - \sigma_{НА2}}{1,098 \cdot 10^{-2} T_{НА2}} - 20 \right)}}$$

$$\Pi_{\text{КК}} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{10^{\left(\frac{164,79 - \sigma_{\text{КК}}}{6,427 \cdot 10^{-3} T_{\text{КК}}} - 20 \right)}};$$

$$\Pi_{\text{Под}} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{\frac{10^6}{60 \cdot n} \left(\frac{C_{\epsilon}}{Q} \right)^3};$$

$$\Pi_{\text{Шк}} = \int_0^{\tau} \frac{dt}{\frac{120 \cdot 10^6}{60 \cdot n \cdot K_{\text{HL}}^m}}.$$

ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ

Модели напряженно-деформированного состояния элементов узлов двигателя формируются в виде уравнений:

$$R_i(\tau) = [r_1(\tau), r_2(\tau), \dots, r_s(\tau)]_i^T = F [T_{\text{ex}}^*, P_{\text{ex}}^*, \bar{n}]^T,$$

связывающих напряжение и температуру элементов $\sigma_{\text{ЛТ}}, T_{\text{ЛТ}}, \sigma_{\text{СА}}, T_{\text{СА}}, \sigma_{\text{ЛК}}, T_{\text{ЛК}}, \sigma_{\text{НА1}}, T_{\text{НА1}}, \sigma_{\text{НА2}}, T_{\text{НА2}}, \sigma_{\text{КК}}, T_{\text{КК}}, Q, M_{\text{КР}}$ с параметрами режима нагружения двигателя $T_{\text{ex}}^*, P_{\text{ex}}^*, n$:

$$\sigma_i(\tau) = f [T_{\text{ex}}^*(\tau), P_{\text{ex}}^*(\tau), \bar{n}(\tau)];$$

$$T_i(\tau) = f [T_{\text{ex}}^*(\tau), P_{\text{ex}}^*(\tau), \bar{n}(\tau)].$$

Определение констант моделей напряженно-деформированного состояния проводится по результатам термогазодинамических и прочностных расчетов двигателя [4, 6, 8].

ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

Для рассматриваемого двигателя модель его эксплуатации представляет собой априорно заданные полетные циклы нагружения, изменение параметров в которых приведено на рис. 2–7.

ОЦЕНКА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Результаты оценки эксплуатационной повреждаемости элементов рассматриваемого двигателя, проведенной по «расчетной модели», приведены в табл. 2.

ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМОВ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЯ

Предварительными исследованиями было установлено, что рациональным является оптимизация параметров испытаний на шести участках нагружения ($z^* = 6$).

Таблица 2

Относительная повреждаемость элементов двигателя в эксплуатации

Наименование элемента	Относительная повреждаемость элементов двигателя в эксплуатационном варианте применения (в %)					
	1	2	3	4	5	6
Рабочая лопатка турбины	100	44,6	47,4	7,8	40,4	16,4
Сопловая лопатка турбины	100	29,2	32,3	34,9	82,8	36,5
Рабочая лопатка первой ступени компрессора	10^{-3}	92,1	100	10^{-9}	10^{-16}	10^{-10}
Направляющая лопатка первой ступени компрессора	100	97,2	10^{-5}	10^{-9}	10^{-9}	10^{-22}
Направляющая лопатка последней ступени компрессора	100	0,01	10^{-4}	10^{-3}	0,01	10^{-7}
Корпус камеры сгорания	0,01	100	0,02	0,01	10^{-3}	10^{-4}
Опорный подшипник ротора	78,8	0,06	0,05	18,0	100	0,08
Шестерня привода	100	83,7	85,1	30,6	26,0	48,2

Примечание: значения повреждаемости элементов приведены в % относительно их максимальной повреждаемости в эксплуатации

В процессе оптимизации на участках нагружения варьировались:

- температура воздуха на входе в двигатель T_{ex}^* , К;
- давление воздуха на входе в двигатель P_{ex}^* , кГ/см²;
- относительная частота вращения ротора \bar{n} , %;
- длительность нагружения $\bar{\tau}_u$, %.

При оптимизации, дополнительно к ограничениям, учитывались параметрические ограничения, связанные с возможностями испытательных стендов «А» и «Б»:

$$\text{Стенд "А":} \begin{cases} 343 \leq T_{ex}^* \leq 623 \text{ К;} \\ 1,3 \leq P_{ex}^* \leq 2,5 \text{ кГ/см}^2; \\ 80 \leq \bar{n} \leq 102 \text{ \%}. \end{cases}$$

$$\text{Стенд "Б":} \begin{cases} 240 \leq T_{ex}^* \leq 623 \text{ К;} \\ 0,7 \leq P_{ex}^* \leq 10 \text{ кГ/см}^2. \\ 80 \leq \bar{n} \leq 102 \text{ \%}. \end{cases}$$

Параметрические ограничения обоих стендов находятся внутри области определения «расчетной модели» двигателя.

В систему ограничений были включены также ограничения, характеризующие скорость изменения параметров в эксплуатационных условиях:

$$\begin{aligned} (\partial T_{ex}^* / \partial \tau)_u &\leq \max (\partial T_{ex}^* / \partial \tau)_\tau = 1,5 \text{ К/с;} \\ (\partial P_{ex}^* / \partial \tau)_u &\leq \max (\partial P_{ex}^* / \partial \tau)_\tau = \\ &= 0,025 \text{ (кГ/см}^2\text{)/с;} \\ (\partial \bar{n} / \partial \tau)_u &\leq \max (\partial \bar{n} / \partial \tau)_\tau = 0,25 \text{ \% /с.} \end{aligned}$$

Поскольку ранее разработанные на предприятии серийные испытания проводятся на одном двигателе, то оптимизацию параметров опытных ускоренных ресурсных испытаний также проводили для одного двигателя.

По требованию Заказчика в испытаниях должна обеспечиваться проверка всех шести вариантов применения двигателя (означает, что каждый выпускаемый двигатель может быть использован в любом из шести вариантов). Поэтому критерий дифференцированного «зачета» эксплуатационных вариантов применения в ускоренных ресурсных испытаниях (критерий Φ_2) в данном случае не рассматривался. По условиям задачи при $N_u = 1$ $\Phi_3 = 1/6 = idem$, т. е.

целевая функция выбора параметров ускоренных ресурсных испытаний имеет вид:

$$\Phi [N_u^*, R_{uk}^*, \tau_{uk}^*, N_k] = (A\Phi_1 + D\Phi_4) \rightarrow \min,$$

$$\Phi_1 = \min \left\{ \frac{1}{N_u} \sum_{k=1}^{N_u} \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^3 [\delta \Pi'_{ij}]^2 \cdot b_{ij}^2 \cdot \rho_{ijl}^2 \right\};$$

$$\delta \Pi'_{ij} = \frac{\Pi_{uijk} [P_{0u}, \dots, \tau_u] - (\max_l \Pi_{\tau_{ijl}} [P_{0\tau}, \dots, \tau_\tau])_k}{(\max_l \Pi_{\tau_{ijl}} [P_{0\tau}, R_\tau(\tau), \tau_\tau])_k};$$

$$\Phi_2 \in (0 \dots \Phi_{2\max}); \quad \Phi_3 = idem;$$

$$\Phi_4 = \min \left(\sum_{k=1}^{N_u} \tau_{uk} / \sum_{v=1}^{N_u} \tau_{\tau v} \right);$$

$$(\max_l \Pi_{\tau_{ijl}} [P_{0\tau}, R_\tau(\tau), \tau_\tau])_k \leq$$

$$\Pi_{uijk} [P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u] \leq \varepsilon_{ijk}^{-1} a_{ijk};$$

$$i = \overline{1, 8}; \quad j = \overline{1, 3}; \quad l = \overline{1, 6}; \quad \Pi = F(P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u);$$

$$R_u(\tau) \in G_R; P_{0u} = idem; \quad A + D = 1,0; \quad B = C = 0;$$

$$b_{ij} = \rho_{ij} = idem; \quad a_{ij} = 1.$$

Результаты оптимизации параметров ускоренных ресурсных испытаний показали следующее.

Оптимальным для стенда «А» является проведение испытаний двигателя длительностью $1,94 \tau_c$ (цикл испытаний показан на рис. 9). При этом обеспечивается гарантированная проверка надежности:

- лопаток соплового аппарата;
 - рабочих лопаток первой и направляющих лопаток последней ступени компрессора;
 - корпуса камеры сгорания;
 - ведущей шестерни привода агрегатов,
- а при этом уровень гарантированной проверки надежности остальных элементов составляет:
- рабочей лопатки турбины – 34,3% (в серийных испытаниях – 16,6%);
 - радиально-упорного подшипника ротора – 77,7% (в серийных испытаниях – 0,2%).

Оптимальным для стенда «Б» является проведение испытаний двигателя длительностью $2,58 \tau_c$. При этом обеспечивается 100%-я проверка надежности всех рассматриваемых элементов двигателя.

Оценка эффективности ускоренных ресурсных испытаний через долю эксплуатационной повреждаемости, вырабатываемой в испытаниях в среднем одним элементом двигателя, показала, что опытные испытания в 4 раза эффективнее серийных, а оценка их эффективности

по количеству эксплуатационных вариантов, проверяемых в испытаниях – в 2,5 раза эффективнее серийных.

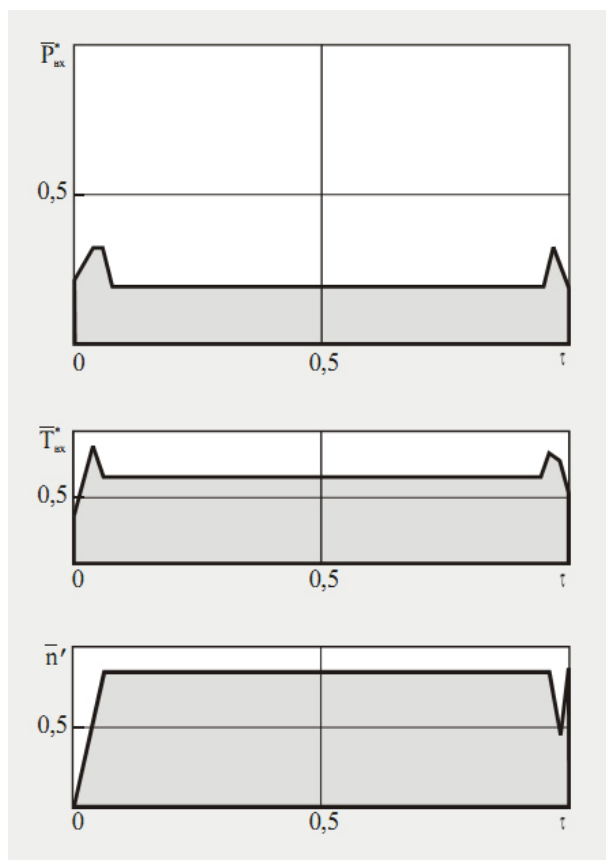


Рис. 9. Цикл нагружения двигателя при испытаниях на стенде «А»: P^*_{ex} , T^*_{ex} , \bar{n}' – относительные значения соответственно давления и температуры воздуха на входе в двигатель, а также частоты вращения ротора

Таким образом, применение методики выбора оптимальных значений параметров ускоренных ресурсных испытаний для рассматриваемого двигателя многовариантного применения позволило существенно повысить эффективность ранее разработанной серийной программы испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гишваров А. С., Идрисов Р. Т.** Анализ факторов, влияющих на формирование обобщенного цик-

ла испытаний авиационных ГТД // Испытания авиационных двигателей: межвуз. научн. сб. Уфа: 1986. № 14. С. 24–31.

2. **Гишваров А. С., Давыдов М. Н., Агеев Г. К.** Основные задачи повышения эффективности ускоренных ресурсных испытаний двигателей и энергетических установок // Вестник УГАТУ. Уфа. 2012. Т.16, № 2 (47). С. 69–75.

3. **Гишваров А. С., Агеев Г. К.** Исследования авиационных силовых установок с применением планирования эксперимента. Уфа: УГАТУ, 2009. 215 с.

4. **Гишваров А. С.** Теория ускоренных ресурсных испытаний технических систем. Уфа: Изд-во АН РБ «Гилем», 2000. 350 с.

5. **Guishvarov A. S., Kondratieva N. V., Minigaleev S. M.** Development technology of the programs of reliability and length of life accelerated tests of aircraft engines // 36th AIAA //ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. Huntsville, Alabama, 2000. P. 36–38.

6. **Гишваров А. С., Тимашев С. А.** Синтез ускоренных ресурсных испытаний технических систем многовариантного применения. Екатеринбург: УрО РАН, 2012. 188 с.

7. **Guishvarov A. S.** Development technology of the programs of reliability and length of life accelerated tests of aircraft engines // Proc. of the 1997 Cina-Russia Symp. on Aero-Engines. Nahjing, China, 1997. P. 47–52.

8. **Гишваров А. С.** Параметрическая оптимизация ресурсных испытаний энергетических установок летательных аппаратов многовариантного применения // Вестник УГАТУ. 2002. Т. 3, № 2. С. 46–66.

ОБ АВТОРАХ

Гишваров Анас Саидович, проф., зав. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по тепловым двигателям ЛА (УГАТУ, 1993). Теорет. и эксперим. иссл. в обл. надежности, ресурса и испытаний техн. систем.

Рыжов Алексей Андреевич, проф. той же каф. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1959). Д-р техн. наук по двигателям ЛА (УГАТУ, 1997). Иссл.в обл. проектирования и экспериментальной отработки ГТД.

Алгушаев Айнур Гафурович, асп. той же каф. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. прогнозирования и диагностики технических систем.

Фатыхова Анвария Раисовна, асп. той же каф. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. прогнозирования и диагностики технических систем.