

УДК 621.454

ОПТИМИЗАЦИЯ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И АГРЕГАТОВ

А. С. ГИШВАРОВ

Факультет авиационных двигателей УГАТУ
Тел. (3472) 23 36 77

Рассматриваются проблемы ускоренных испытаний на надежность и ресурс авиационных двигателей и агрегатов. Основное внимание уделено обеспечению эквивалентности ускоренных и длительных испытаний по основным элементам двигателя и характеристикам расходования ресурса. Приведены основные критерии эффективности и способ их совместного учета при выборе оптимального режима ускоренных испытаний. Рассматриваются примеры практической реализации предлагаемого метода обоснования ускоренных испытаний на надежность и ресурс

Надежность; ресурс; испытания; эквивалентность; оптимизация; практическая реализация

ВВЕДЕНИЕ

Достижения в области управления качеством и надежностью авиационных двигателей и летательных аппаратов дали многим компаниям в мире стратегическое и конкурентоспособное преимущество. Очевидно, что конкурентоспособность отечественных двигателей и агрегатов может быть обеспечена только на основе повышения их качества и прежде всего надежности и ресурса.

В результате успехов, достигнутых научно-исследовательскими, опытно-конструкторскими и эксплуатационными организациями за последнее десятилетие, ресурс авиационных двигателей вырос в 2–4 раза, авиационных агрегатов — в 2–6 раз и т. д.

Ресурсные испытания в настоящее время представляют собой длительный и дорогостоящий процесс. На специальные и официальные испытания авиационных двигателей приходится до 98 % всех затрат, выделяемых на разработку новых конструкций двигателей. При этом затрачивается 11000–16000 газочасов, нарабатываемых в 180–230 испытаниях [1]. Огромные средства расходуются и в серийном производстве на проведение периодических и технологических ресурсных испытаний. Тем не менее доля отказов изде-

лий, обусловленная конструктивными и производственными причинами, остается значительной и составляет 20–25 % для маршевых двигателей, 30–35% — для вспомогательных ГТД, 50–55 % — для авиационных агрегатов.

Проверка надежности и ресурса двигателей и агрегатов по эксплуатационной программе испытаний, ввиду их большой длительности, является нецелесообразной, а зачастую и невозможной. Стоимость таких испытаний чрезвычайно велика, а информация о наличии «слабых мест» изделия поступает слишком поздно и дорого обходится. В результате появления новых, более совершенных конструкций, двигатели и агрегаты предыдущего поколения устаревают раньше, чем достигают потенциально возможного ресурса. Поэтому для сокращения времени получения требуемой информации проводятся ускоренные испытания, позволяющие за более короткое время выявлять конструктивно-производственные дефекты, проявление которых связано с длительностью эксплуатации.

Роль ускоренных испытаний возрастает в связи с переходом двигателей и агрегатов на эксплуатацию «по состоянию», поскольку для такого перехода необходим высокий тех-

нический ресурс, подтвержденный испытаниями [2].

Разработка и внедрение методов ускоренных испытаний позволяют:

- уменьшить длительность сравнительных испытаний на этапе научно-исследовательских работ по выбору перспективных схем и конструктивных решений при создании новых двигателей;
- уменьшить длительность испытаний по определению предельного ресурса двигателя и характеристик его рассеяния;
- сократить длительность, количество двигателей и материальные затраты на проведение испытаний в процессе опытного и серийного производства;
- сократить издержки от морального старения двигателя;
- повысить надежность двигателей за счет сокращения цикла доводки;
- уменьшить загрязнение окружающей среды выбросами NO_x , CO и др.

Опыт фирмы General Electric (США) показывает, что сокращение в 2 раза времени, отводимого на испытания, позволяет увеличивать надежность двигателя примерно на 30% [3].

Преимущества, которые можно реализовать при внедрении методов ускоренных испытаний (УИ), настолько очевидны, что делают эту проблему едва ли не самой насущной на современном этапе развития теории и практики надежности изделий авиационной техники.

Несмотря на успехи, достигнутые в ряде направлений, большой объем и глубину многих исследований, проблема ускоренных испытаний по-прежнему остается весьма сложной и требует решения целого ряда комплексных задач, исследование которых проводится в математическом, физическом и инженерно-техническом аспектах.

Сложность проблемы ускоренных испытаний обусловлена тем, что эксплуатация современных двигателей и агрегатов характеризуется большим разнообразием условий применения, широким диапазоном рабочих режимов, воздействием динамических нагрузок, переменных условий окружающей среды и т. д., оказывающих существенное влияние на надежность и ресурс.

Следует отметить, что задача оптимизации программ экспериментальной отработки таких сложных систем, как авиационные двигатели, относится к разряду задач, не имеющих достаточного теоретического обоснования.

Анализ опыта работы предприятий авиадвигателе- и агрегатостроения по реализации ускоренных испытаний показал наличие ряда существенных недостатков:

- отсутствие методик по формированию обобщенных полетных и испытательных циклов, по определению коэффициентов соответствия испытательного цикла полетному, по формированию перечня основных деталей (по которым проводится оценка эквивалентности ускоренных и длительных испытаний);
- противоречивость требований существующей нормативно-технической документации, затрудняющей реализацию требований по обеспечению воспроизведения максимального воздействия повреждающих эксплуатационных факторов и определение зачетной наработки в испытаниях на ресурс;
- необеспеченность эквивалентности по газовой эрозии рабочих лопаток турбин, износу контактных уплотнений, бандажных связей, трансмиссионных подшипников двигателя и др.

Опыт проведения УИ зарубежными авиадвигательными фирмами также показывает, что недостатком и ограничением метода УИ является отсутствие возможности ускоренно вырабатывать ресурсы таких узлов, как подшипники, шестерни, вспомогательные и другие агрегаты.

Основные задачи проблемы ускоренных испытаний укрупненно представлены на рис. 1 и связаны с исследованием методов моделирования процессов расходования ресурса, обоснованием и формализацией критериев эффективности ускоренных испытаний, целевыми функциями выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных (эквивалентных, совмещенных) испытаний, технико-экономическим обоснованием испытаний в системе жизненного цикла изделия и др. [4–7].

В данной статье рассматривается один из перечисленных аспектов проблемы — ускоренные эквивалентные испытания [8, 9].

1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УСКОРЕННЫХ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Теоретической основой ускоренных эквивалентных испытаний является теория моделирования, в первую очередь — теория подобия, позволяющая не интегрируя дифференциальных уравнений, описывающих физические явления, получать из них критерии подобия и устанавливать критериальные зави-

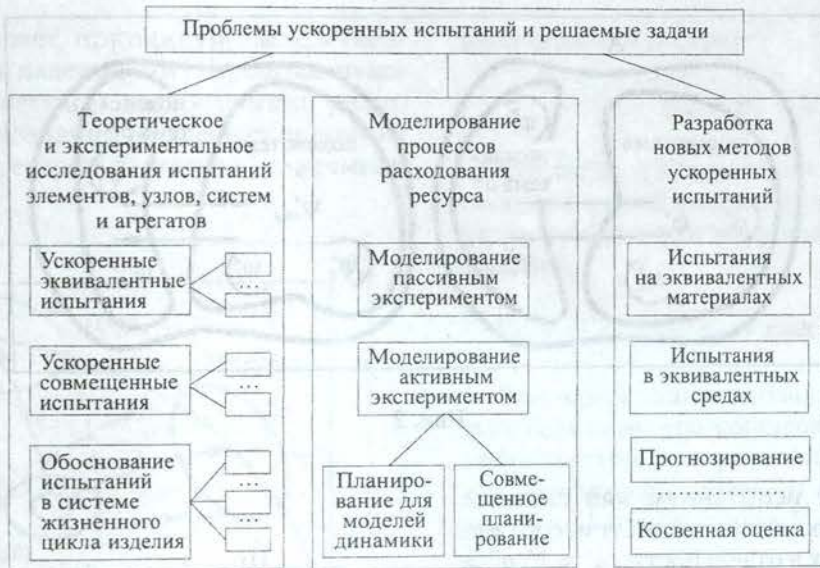


Рис. 1

симости, справедливые для подобных между собой процессов [10, 11].

Для двух процессов – ускоренных Y_y и длительных Y_n испытаний

$$Y_y = \varphi(x_{y1}, x_{y2}, \dots, x_{yk}, x_{y(k+1)}, \dots, x_{yn}),$$

$$Y_n = \varphi(x_{n1}, x_{n2}, \dots, x_{nk}, x_{n(k+1)}, \dots, x_{nn}) \quad (1)$$

подобие обеспечивается при тождественности уравнений, описывающих сравниваемые процессы, и равенстве сходственных критериев подобия. Следствием π -теоремы является то, что определяемые критерии подобия представляют собой однозначные функции определяющих. Применительно к процессам расходования ресурса двигателей и агрегатов определяемыми параметрами являются обобщенные запасы прочности n_σ и долговечности n_τ (повреждаемости Π), а определяющими – параметры, характеризующие исходное состояние $P_0 = (P_{01}, P_{02}, \dots, P_{0v})$, режим $R(\tau) = (R_1, R_2, \dots, R_s)$ и длительность нагружения τ :

$$\Pi_y = \varphi [P_{0y}, R_y(\tau), \tau_y],$$

$$\Pi_n = \varphi [P_{0n}, R_n(\tau), \tau_n]. \quad (2)$$

Зависимости вида (2) в теории надежности тракуются как модели разрушения, утраты работоспособности, выработки ресурса и т. д. [12]. В области исходного состояния G_P и области нагружения G_R при известной функции связи зависимости $\Pi_y = \varphi [P_{0y}, R_y(\tau), \tau_y]$ и $\Pi_n = \varphi [P_{0n}, R_n(\tau), \tau_n]$ полностью тождественны. Поэтому всегда можно выбрать параметры исходного состояния $P_{0y} \in G_P$, режим нагружения $R_y(\tau) \in G_R$ и длительность

испытаний $\tau_y \leq \tau_n$, при которых будет обеспечиваться подобие длительных и ускоренных испытаний [9]:

$$\varphi [P_{0y}, R_y(\tau), \tau_y] = \varphi [P_{0n}, R_n(\tau), \tau_n];$$

$$P_{0y} = C_P P_{0n} = (C_{P1} P_{0n1}, C_{P2} P_{0n2}, \dots, C_{Pu} P_{0nu}); \quad (3)$$

$$R_y(\tau) = C_R R_n(\tau) = (C_{r1} R_{n1}, C_{r2} R_{n2}, \dots, C_{rs} R_{ns});$$

$$\tau_y = C_\tau \tau_n,$$

где C_τ – множитель подобного преобразования длительности при переходе от длительных испытаний к ускоренным ($C_\tau = K_y^{-1}$; $K_y = \tau_n/\tau_y$ – коэффициент ускорения испытаний).

Различные сочетания параметров P_0 и R внутри областей G_P и G_R , обеспечивающие подобие ускоренных и длительных испытаний при $\tau_y < \tau_n$, образуют область ускоренных эквивалентных испытаний.

Практика показывает, что надежность и ресурс авиационных двигателей и агрегатов определяются одновременно совокупностью « n » элементов и « m » характеристик расходования ресурса (длительной статической прочностью, износом, контактной прочностью и др.) ($n, m \gg 1$ и $s \ll n, m$, где s – число параметров режима нагружения), что существенно усложняет задачу выбора режима, обеспечивающего эквивалентность ускоренных испытаний длительным.

В соответствии с первым дополнительным положением теории подобия, двигатели A и

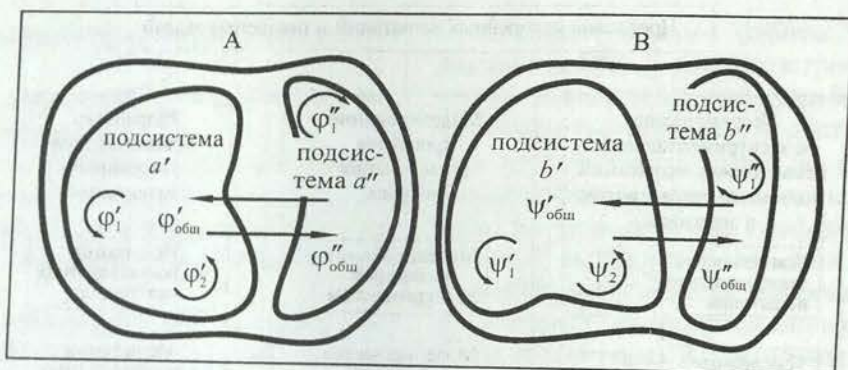


Рис. 2

B, подвергаемые испытаниям как системы, состоящие из нескольких подсистем, соответственно подобных в отдельности ($a' \approx b', a'' \approx b'', \dots$), подобны друг другу, если обеспечивается подобие всех сходственных элементов, являющихся общими для подсистем (рис. 2, φ_1', φ_2' и ψ_1', ψ_2' — процессы в подсистемах a', b' ; φ_1'' , φ_2'' и ψ_1'', ψ_2'' — процессы в подсистемах a'', b'' ; $\varphi_{\text{общ}}', \varphi_{\text{общ}}'', \psi_{\text{общ}}', \psi_{\text{общ}}''$ — взаимосвязи подсистем) [10]. Общая часть подсистем может при этом рассматриваться как самостоятельная система, число критериев подобия которой определяется согласно π -теореме, а условия обеспечения подобия определяются согласно третьей теореме.

Основные теоремы подобия дополняются следующим положением: подобие ускоренных и длительных испытаний двигателя, состоящего из элементов, узлов, систем и агрегатов, соответственно подобных в отдельности, обеспечивается подобием всех сходственных элементов, являющихся для них общими. Важным следствием первого дополнительно положения является утверждение, что испытания остаются подобными после любых упрощений, если только эти упрощения в ускоренных и длительных испытаниях были проведены одинаково.

При стохастическом подходе ускоренные и длительные испытания эквивалентны, если элементы, узлы, системы, агрегаты и физические процессы, протекающие в двигателях, имеют тождественные плотности распределения, а значения критериев подобия находятся в пределах нижней и верхней границ доверительного интервала:

$$\begin{aligned} \tilde{\pi}_{ij} &= \frac{\tilde{\Pi}_N}{\tilde{\Pi}_Y} \in [\underline{\pi}_{ij}, \overline{\pi}_{ij}]; \\ i &= \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \\ \tilde{\Pi}_{ij} &= \varphi_{ij} [\tilde{P}_0, \tilde{R}(\tau), \tau]; \\ \tilde{P}_0 &\in G_P; \quad \tilde{R}(\tau) \in G_R. \end{aligned} \quad (4)$$

С учетом множителя подобного преобразования $C_\tau = K_Y^{-1}$ условие подобия примет вид

$$\begin{aligned} \tilde{K}_{ij} &= F_{ij} (\tilde{P}_0, \tilde{R}(\tau)) \in [\underline{K}_{Yij}, \overline{K}_{Yij}]; \\ i &= \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \\ \tilde{R}_Y(\tau) &\in G_R; \quad \tilde{P}_0 \in G_P. \end{aligned} \quad (5)$$

Если принадлежность параметров векторов P_0 и R соответственно областям G_P и G_R является необходимым условием, то условие $K_{Yij} \in [\underline{K}_{Yij}, \overline{K}_{Yij}]$ — достаточным условием подобия ускоренных и длительных испытаний в стохастической постановке.

Модели вида (2), однозначно определяя в каждый момент времени τ величину расходуемого ресурса двигателя, являются разновидностями аддитивно-марковских моделей расходования ресурса, основные предпосылки (принципы) которых сводятся к следующим условиям:

- аддитивности (ресурс двигателя аддитивно расходуется в процессе наработки);
- марковости (функция, характеризующая расходуемый ресурс, зависит от величины выработанного ресурса в прошлом и не зависит от того, каким образом выработан ресурс);
- независимости суммарного запаса ресурса двигателя от режима.

Обобщенная модель двигателя, полученная объединением моделей расходования ресурса его элементов, узлов, систем и агрега-

тов, удовлетворяет принципу «наследственности» в теории надежности [13], согласно которому при известном распределении режимов модель однозначно определяет величину расходуемого ресурса двигателя во времени (рис. 3).

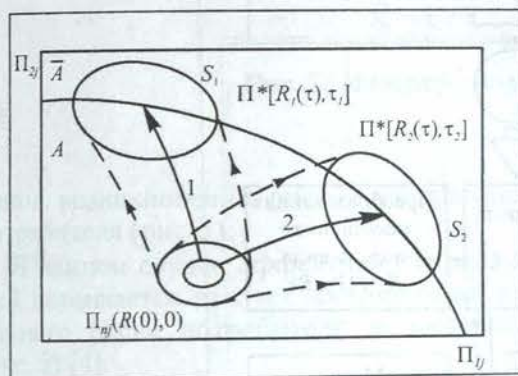


Рис. 3

В качестве параметров, характеризующих расходование ресурса, принимаются вероятность безотказной работы, показатели длительной прочности, усталостной прочности, термостойкости, контактной усталости, теплового старения, износа, коррозии, эрозии, жаростойкости и другие характеристики.

2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО РЕЖИМА ИСПЫТАНИЙ ПРИ ДЕТЕРМИНИРОВАННОМ И СТОХАСТИЧЕСКОМ ПОДХОДАХ

Основные требования, предъявляемые к ускоренным эквивалентным испытаниям, сводятся к обеспечению:

- автомодельности (неизменности физической природы расходования ресурса в ускоренных и длительных испытаниях), реализуемости и безопасности режима испытаний;
- эквивалентности вырабатываемых ресурсов по n элементам и m характеристикам расходования ресурса;
- минимума временных и материальных затрат на испытания.

Количественно эффективность УИ оценивается критериями K_a , K_3 , K_y и K_3 , оптимизацией которых проводится выбор режима ускоренных испытаний:

$$R_y^*(\tau_y^*) = f(K_a, K_3, K_y, K_3) \rightarrow \text{opt.}$$

2.1. Выбор оптимального режима при детерминированном подходе

Автомодельность испытаний обеспечивается выбором режима из области G_R^a , где сохраняется неизменной физическая природа

расходования ресурса:

$$K_a \sim R_y \in G_R^a. \quad (6)$$

Согласно (3) критерий K_y (множитель подобного преобразования длительности C_τ) характеризует длительность ускоренных испытаний:

$$K_y = C_\tau^{-1} = \tau_n / \tau_y \rightarrow \max \forall \tau_y \rightarrow \min. \quad (7)$$

Критерий эквивалентности K_3 характеризует величину «рассогласования» между коэффициентом ускорения K_y , принимаемым для двигателя в целом, и коэффициентами ускорений его элементов K_{yij} :

$$K_{3ij} = |K_y - K_{yij}| = |\delta K_{yij}| \rightarrow 0; \quad i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}. \quad (8)$$

Критерий K_3 характеризует затраты на проведение ускоренных испытаний:

$$K_3 = \frac{D_y}{D_n} = \frac{\sum_{i=1}^{N_y} (c'_{yi} + c''_{yi} \cdot \tau_y)}{\sum_{i=1}^{N_n} (c'_{ni} + c''_{ni} \cdot \tau_n)} \rightarrow \min, \quad (9)$$

где D_y , D_n — суммарные затраты на проведение ускоренных и длительных испытаний; c' , c'' — стоимость изготовления двигателя и стоимость одного часа испытаний; N_y , N_n — количество испытываемых двигателей в ускоренных и длительных испытаниях.

Оптимизация режима по критерию эквивалентности проводится по целевой функции вида [9]

$$Q(R_y^*(\tau^*), K_y^*) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m (K_y - K_{yij})^2 = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \delta K_{yij}^2 \rightarrow \min, \quad (10)$$

означающей, что режим $R_y^* = (R_1^*, R_2^*, \dots, R_S^*)$ длительностью τ_y^* является оптимальным для рассматриваемого двигателя, поскольку суммарная «невязка» между заданным и расчетными значениями коэффициента ускорения достигает наименьшего значения.

Учитывая точность моделей в описании реальных процессов расходования ресурса, оцениваемую весовым коэффициентом ρ_{ij} , а также значимость элементов в обеспечении

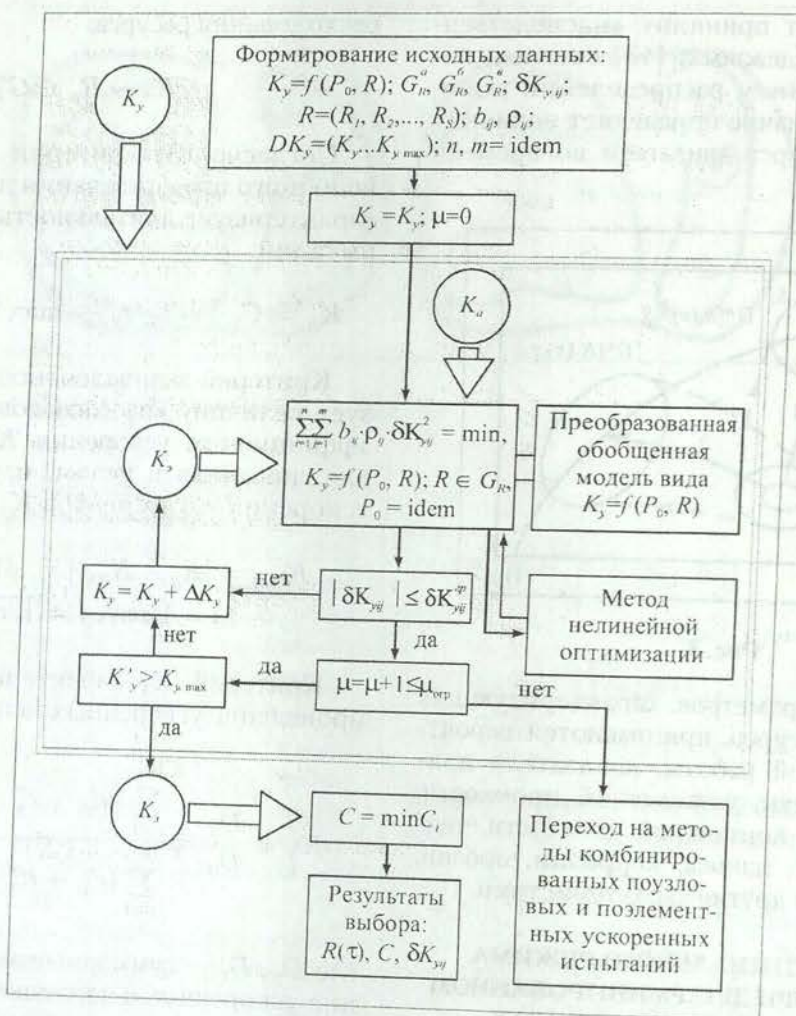


Рис. 4 Структурная реализация критериев эффективности K_y, K_a, K_3, K_3 при выборе режима ускоренных испытаний: $G_{R\delta}^a$ — область безопасности и реализуемости режима испытаний; $G_{R\delta}^b$ — область, где сохраняется функциональная связь параметров режима между собой; $K_{y\text{огр}}$ — граничное значение δK_y ; K_y' — начальное значение K_y ; $\mu_{\text{огр}}$ — предельное значение числа итераций; ΔK_y — шаг поиска оптимального значения K_y в интервале DK_y ; C — материальные затраты на испытания

надежности двигателя, оцениваемую весовым коэффициентом b_i , функция цели примет вид

$$Q(R_y^*(\tau_y^*), K_y^*) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m b_{ij} \rho_{ij} \delta K_{yij}^2 \rightarrow \min;$$

$$\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m b_{ij} = 1; \quad \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \rho_{ij} = 1,$$

(11)

согласно которой режим ускоренных испытаний обеспечивает минимум «невязок» δK_{yij} , в первую очередь, для наиболее значимых элементов изделия, процессы расходования ресурса которых описываются наиболее точными моделями.

Структурная реализация критериев эффективности K_a, K_y, K_3 и K_3 при выборе оптимального режима ускоренных испытаний показана на рис. 4.

2.2. Выбор оптимального режима при стохастическом подходе

Ввиду влияния неучтенных факторов ε_k , погрешностей оценки и естественного рассеяния параметров векторов $\hat{P}_0(\varepsilon_{p0} = [\varepsilon_{p01}, \varepsilon_{p02}, \dots, \varepsilon_{p0\nu}])$ и $\hat{R}(\varepsilon_R = [\varepsilon_{R1}, \varepsilon_{R2}, \dots, \varepsilon_{RS}])$, параметр расходования ресурса $\hat{\Gamma}$ и коэффициент ускорения \hat{K}_y имеют собственное рассеяние, что является при-

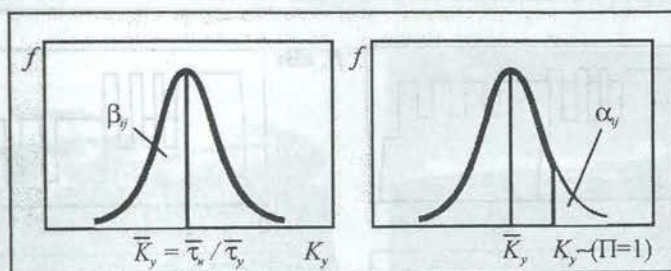


Рис. 5. Интерпретация рисков поставщика (α) и потребителя (β)

чиной возникновения рисков поставщика и потребителя (рис. 5).

В данном случае эффективность испытаний повышается за счет минимизации суммарного риска потребителя и поставщика (рис. 5) [4]:

$$\Phi_{\Sigma} = \Phi_{\alpha} + \Phi_{\beta} \rightarrow \min;$$

$$\Phi_{\alpha} [(\bar{P}_0, \bar{R}, \varepsilon_{p0}, \varepsilon_R)_y] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \alpha_{ij} b_{ij} \lambda_{ij};$$

$$\Phi_{\beta} [(\bar{P}_0, \bar{R}, \varepsilon_{p0}, \varepsilon_R)_y] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \beta_{ij} b_{ij} \rho_{ij};$$

где λ_{ij} — вес тяжести последствий отказов в испытаниях i -го элемента двигателя с учетом j -й характеристики расходования ресурса.

Таким образом, задача выбора режима ускоренных испытаний сводится к выполнению системы требований:

$$\begin{cases} \Phi_{ky}(\tau_y) = K_y = \tau_n / \tau_y \rightarrow \max \in G_{ky}; \\ \Phi_{\Sigma} = \Phi_{\alpha} + \Phi_{\beta} \rightarrow \min; \\ \Phi_{\beta} [(\bar{P}_0, \bar{R}, \varepsilon_{p0}, \varepsilon_R)_y] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \beta_{ij} b_{ij} \rho_{ij}; \\ \Phi_{\alpha} [(\bar{P}_0, \bar{R}, \varepsilon_{p0}, \varepsilon_R)_y] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \alpha_{ij} b_{ij} \lambda_{ij}; \\ (\bar{P}_0)_y \in G_p; \quad (\bar{R})_y \in G_R, \end{cases} \quad (12)$$

где G_{ky} — область допустимых значений K_y .

Поскольку показатели Φ_{ky} , Φ_{β} и Φ_{α} являются противоречивыми, то выбор режима ускоренных испытаний не имеет однозначного решения. Обобщенную целевую функцию, позволяющую проводить однозначный выбор режима, можно получить путем перехода к показателю-экономическому эффекту

от применения ускоренных испытаний [9]:

$$\Theta = \left[3_n \left(1 - \frac{C}{K_y} \right) \right] - \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m 3_{ij}^{\alpha} \beta_{ij} \right] - \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m 3_{ij}^{\beta} \alpha_{ij} \right] \rightarrow \max, \quad (13)$$

где $3_n, 3_{ij}^{\alpha}, 3_{ij}^{\beta}$ — затраты, обусловленные отказом i -го элемента в длительных испытаниях, в эксплуатации и в ускоренных испытаниях; C — отношение текущих затрат в ускоренных и длительных испытаниях.

В соответствии с (13) увеличение K_y приводит к снижению затрат на проведение испытаний, увеличение риска β_{ij} — к дополнительным затратам в сфере эксплуатации, а увеличение риска α_{ij} — к дополнительным затратам в сфере производства.

В частном случае, при отсутствии данных о законе распределения параметра ε_k и в предположении об отсутствии систематической составляющей погрешности ε_R режим ускоренных испытаний выбирается по целевой функции (11).

2.3. Сравнение эффективности детерминированного и стохастического подходов к выбору оптимального режима

Сравнение эффективности двух подходов проводилось на примере авиационного двигателя, надежность и ресурс которого определялись:

- малоцикловой прочностью дисков ротора;
- длительной прочностью рабочей лопатки 1 ступени турбины;
- контактной прочностью ведущей шестерни редуктора;
- контактной прочностью подшипника задней опоры компрессора;

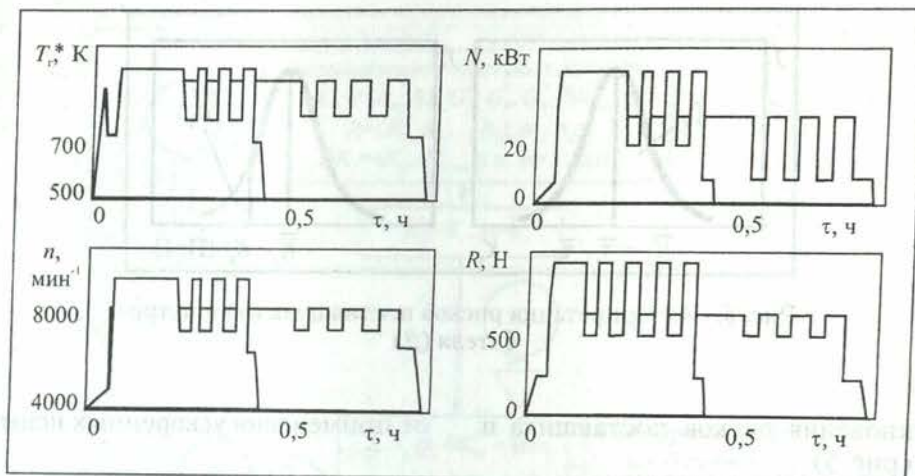


Рис. 6. Циклы нагружения двигателя в длительных (светлая заливка) и ускоренных (темная заливка) испытаниях: T_g^* — температура газа перед турбиной; n — частота вращения ротора; N — нагрузка генераторов; R — нагрузка на подшипник

- тепловым старением уплотнений масляного насоса.

Оптимальный цикл нагружения двигателя в ускоренных испытаниях (рис. 6), параметры которого выбраны по целевой функции (13), оказался в 2 раза эффективнее цикла нагружения, параметры которого выбраны по целевой функции (11).

3. ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЯ В СЛУЧАЕ ОТСУТСТВИЯ РЕЖИМА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО ЭКВИВАЛЕНТНОСТЬ ИСПЫТАНИЙ

В процессе выбора режима испытаний по одной из целевых функций возможны случаи, когда эквивалентность испытаний не обеспечивается. В этом случае необходимо [8, 9]:

- за окончательный выбрать режим с $K_y = K_y'$, а для элементов с $K_{yij} < K_y'$ оценку надежности проводить методом прогнозирования или проведением автономных поэлементных или поузловых ускоренных испытаний;

- проводить оптимизацию режима в расширенной области G_R' путем увеличения верхней границы по «невязкам» $\delta K_{yij} = K_y' - K_{yij}$, т. е. для ряда элементов двигателя допустить оценку надежности «в запас»;

- элементы двигателя с $K_{yij} < K_y'$ ставить на испытания с предварительно выработанным ресурсом, например, в условиях эксплуатации;

- проводить комбинированные ускоренные испытания, сочетая одновременно нескольких методов сокращения длительности испытаний;

- периодически отключать от нагрузки «менее долговечные элементы» (с K_{yij}' , превышающими значение K_y для двигателя в целом);

- проводить дополнительные испытания при условии, что объем материальных и временных затрат на их реализацию остается меньшим по сравнению с длительными испытаниями.

4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ И ОБЛАСТЬ ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ УСКОРЕННЫХ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Чем дальше эксперимент от теории, тем ближе он к Нобелевской премии.

Ф. Жолио-Кюри

Экспериментальное исследование ускоренных испытаний авиационных двигателей и агрегатов проводилось на испытательном оборудовании и стендах: ЦИАМ (Москва), КБ машиностроения (Ступино, Моск. обл.) УГАП «Гидравлика» (Уфа), ОКБ «Гидромеханика» (Уфа), кафедры авиационных двигателей УГАТУ (Уфа), ОАО ОКБ «Кристалл» (Москва), НПО «ФЭД» (Харьков), ПО «ДАЗ» (Днепропетровск), Агрегатного предприятия (Буйнакск, Дагестан), ПО «Гидромаш» (Екатеринбург), НИЦ «Надежность и ресурс больших систем машин» УрО РАН (Екатеринбург) и др.

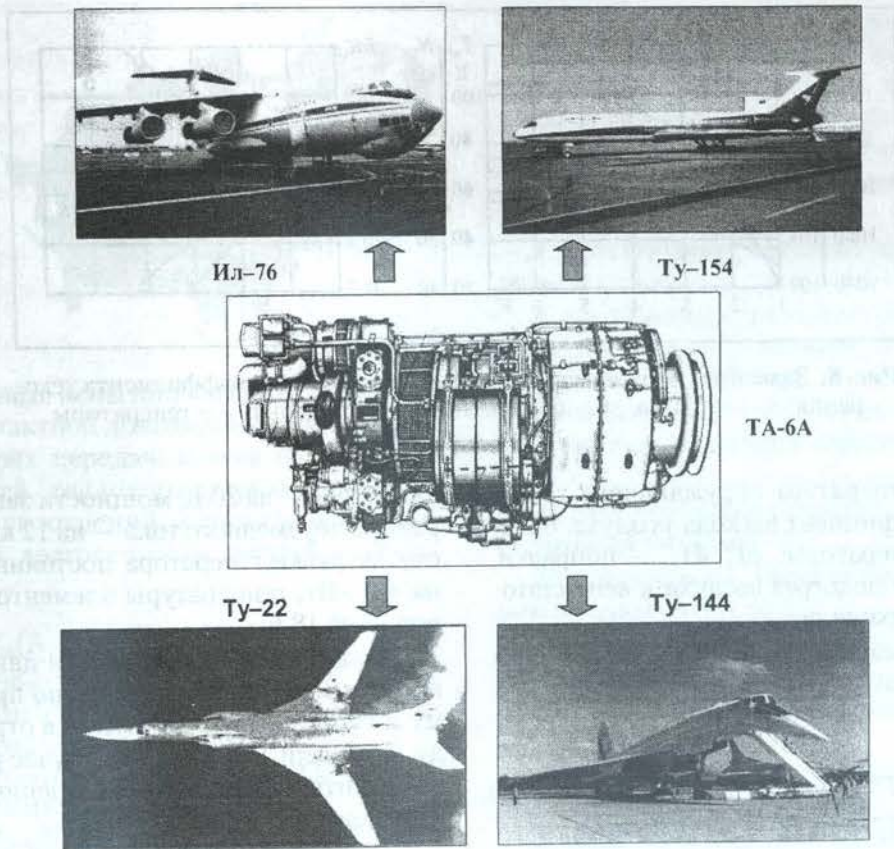


Рис. 7

Авиационные двигатели

Объектом исследования являлись ускоренные испытания (периодические, технологические, на повышенный ресурс и др.) авиационных вспомогательных двигателей ТА-8, ТА-6А, ТА-12 и маршевого ГТД в области параметров:

$$n = 1 \dots 11, \quad n = 1 \dots 5,$$

$$s = 1 \dots 7, \quad K_y = 1 \dots 9.$$

Так, например оптимизация режима ускоренных испытаний двигателя ТА-6А (рис. 7) проводилась с учетом основных элементов:

- лопаток 1-й ступени, а также дисков 2-й и 3-й ступеней турбины;
- подшипников ротора турбокомпрессора;
- ведущей шестерни редуктора;
- элементов генераторов переменного и постоянного токов.

Модель ускоренных испытаний имела вид

$$K_{y11} = F(T_{\Gamma}^*, n, z);$$

$$K_{y22} = F(R_{oc}, n);$$

$$K_{y32} = F(N_{ГТ}, N_{Гс}, N_{вен}, n_{ш});$$

$$K_{y43} = F(T_{Гс});$$

$$K_{y53} = F(T_{ГТ});$$

$$R_y \in G_R,$$

где T_{Γ}^* — температура газа перед турбиной, К; $n, n_{ш}$ — соответственно частота вращения ротора и шестерни, %; z — количество запусков двигателя; R_{oc} — осевая нагрузка подшипника, кгс; $N_{Гс}, N_{ГТ}$ — мощности загрузки генераторов, кВт; $N_{вен}$ — мощность вентилятора, кВт; $T_{Гс}, T_{ГТ}$ — температура генераторов, К.

Параметры режима $R_{oc}, T_{Гс}$ и $T_{ГТ}$, в свою очередь, являлись функциями:

$$R_{oc} = F(T_{н}, n);$$

$$N_{вен} = F(T_{н}, n, \mu);$$

$$n = F(n_{ш});$$

$$T_{Гс, ГТ} = (a_0 + a_1 N + a_2 N^2) +$$

$$+ (b_0 + b_1 N + b_2 N^2) \mu +$$

$$+ (c_0 + c_1 N + c_2 N^2) \mu^2 +$$

$$+ \delta T'_{\Gamma} + \delta T''_{\Gamma},$$

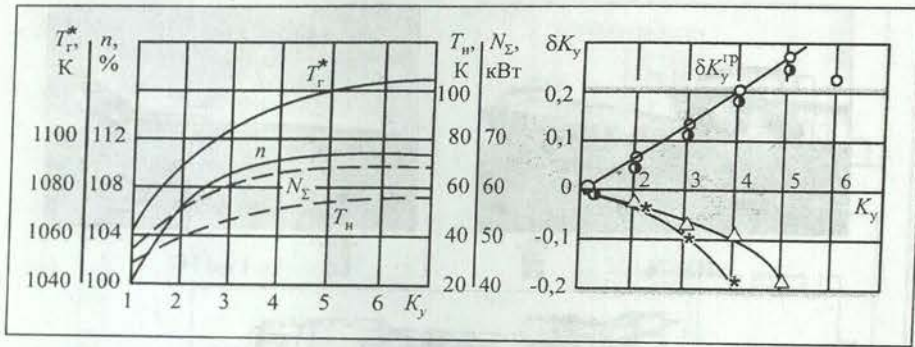


Рис. 8. Зависимость параметров режима испытаний от коэффициента ускорения: \circ — турбина; \bullet — подшипник; Δ — шестерня; \star — генераторы

где T_n — температура окружающего воздуха; μ — коэффициент расхода воздуха, охлаждающего генераторы; $\delta T_g'$, $\delta T_g''$ — поправки, учитывающие подогрев воздуха в вентиляторе и частоту вращения.

Область реализации режима испытаний задавалась ограничениями:

$$G_R : \begin{cases} H_1 = T_g^* + 3\sigma(T_g^*) + \delta T_g^*(T_n) + C_1 \leq 0; \\ H_2 = T_g^* + a_1 T_n - a_2 n + C_2 \leq 0; \\ H_3 = -T_g^* + a_3 T_n^2 + a_4 n + C_3 \leq 0; \\ H_4 = n - C_4 \leq 0; \\ H_5 = C_5 - n \leq 0; \\ H_6 = T_n - C_6 \leq 0; \\ H_7 = C_7 - T_n \leq 0; \\ H_8 = a_1 P_n a_2 \sqrt{n_{ш}} (a_3 + a_4 / P_n)^{a_5} \leq 0; \\ H_9 = N_{гг} + N_{гс} - C_9 \leq 0; \\ H_{10} = C_{10} - N_{гг} + N_{гс} \leq 0; \\ H_{11} = F(N_{вен}, T_n, n, \mu) = 0; \\ H_{12} = F(n, n_{ш}) = 0; \\ H_{13} = F(R_{ос}, T_n, n) = 0, \end{cases}$$

где H_1 — ограничение по T_g^* ; $\sigma(T_g^*)$ — среднеквадратическое отклонение T_g^* ; $\delta T_g^*(T_n)$ — поправка по T_n ; H_2 , H_3 — функциональные ограничения параметров T_g^* , T_n и n ; H_4 , H_5 — ограничения по n ; H_6 , H_7 — ограничения по T_n ; H_8 — ограничение по отсутствию заедания шестерни (P_n — удельная нагрузка, a_1 , a_2 , ..., a_5 — константы); H_9 , H_{10} — ограничения по $N_{гс}$ и $N_{гг}$; H_{11} , H_{12} , H_{13} — ограничения, обусловленные конструктивными особенностями двигателя. Результаты выбора режима приведены на рис. 8.

Ускоренные испытания двигателя проводились с форсированием частоты вращения ротора на 10%, температуры газа перед турбиной — на 31 К, температуры воздуха на входе в

двигатель — на 20 К, мощности загрузки генератора переменного тока — на 12 кВА, мощности загрузки генератора постоянного тока — на 4,6 кВт, температуры элементов генераторов — на 18 К.

Сравнительные испытания двигателей по программам, разработанным по предлагаемому и серийно используемому в отрасли методу, показали, что в первом случае уровень эквивалентности испытаний, оцениваемый показателем K_9 , в 2 раза выше.

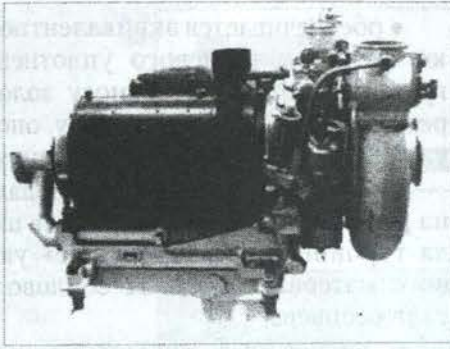
Программа ускоренных технологических испытаний данного двигателя предусматривает ускоренную проверку:

- деталей общей сборки (шарнирного подшипника ШМ12ЮТ, резиновых профилей и муфт, сетки компрессора, резьбовых соединений, редуктора и компрессора);
- деталей редуктора (блока шестерен, шлицевого соединения привода вентилятора, хромированных рабочих поверхностей шестерен, ремонтных втулок под оси, сливного крана в картере редуктора);
- деталей компрессора (корпуса опор, заднего вала компрессора, направляющих аппаратов, подшипников переднего и заднего мест установки ротора);
- деталей камеры сгорания (жаровой трубы, газосборника, кожуха);
- деталей турбины (подшипника опоры, уплотнительных колец 1 и 2 ступени);
- топливного насоса 892АМ;
- масляного насоса МН-4В.

Авиационные турбогенераторы

Авиационные турбогенераторы ТГ60/2СМ и ТГ17 предназначены для питания электрической бортовой сети самолетов Ан-22 и Ту-95 одно- и трехфазным переменным током стабильной частоты (рис. 9).

Рис. 9



Ускоренные испытания разрабатывались с учетом контактной долговечности подшипников, зубчатых передач, износа сопрягаемых поверхностей, теплового старения смазок и резиновых уплотнений, а также мало- и многоциклового долговечности деталей турбогенератора:

$$\begin{aligned}
 P_n &= f_n(A, R, n, J, T_n, T_{p.ж.}, \tau); \\
 P_{обм.г} &= f_{обм.г}(N_g, T_b, n, p_{вх}, G_{охл}, \tau); \\
 P_{шл} &= f_{шл}(N_g, \tau); \\
 P_{из.г} &= f_{из.г}(N_g, T_b, n, p_{вх}, G_{охл}, \tau); \\
 P_{упл} &= f_{упл}(N_g, T_{вх}, T_b, n, G_{охл}, \tau); \\
 P_{мцц} &= f_{мцц}(\epsilon, B, D, N); \\
 P_{р.ж} &= f_{р.ж}(N_g, T_{вх}, T_b, n, p_{вх}, G_{охл}, \tau); \\
 P_{мнцц} &= f_{мнцц}(\sigma_a, \sigma_m, N_{уст}); \\
 P_{см.г} &= f_{см.г}(N_g, T_b, n, p_{вх}, G_{охл}, \tau); \\
 R_y &= (A, R, J, T_n, N_g, T_b, T_{вх}, n, p_{охл}, G_{охл}),
 \end{aligned}$$

где $P_n, P_{шл}, P_{упл}, P_{р.ж}, P_{см.г}, P_{обм.г}, P_{из.г}, P_{мцц}, P_{мнцц}$ — повреждаемости радиально-упорного подшипника турбины, шлицевого соединения, неподвижного уплотнения корпуса турбины, рабочей жидкости ПМС-10; смазки, обмоток и изоляции генератора ГТ60ПЧ8АТВ, подвижных элементов узлов турбогенератора, подверженных действию повторно-статического и вибрационного нагружения; A, R — осевая и радиальная составляющие нагрузки подшипника; J — вибрация турбогенератора; T_n — температура смазки подшипника; τ — длительность испытаний; ϵ — упругопластическая деформация в цикле нагружения; B, D — параметры уравнения повторно-статической прочности; N — число повторно-статических нагружений; σ_a, σ_m — амплитудное и среднее напряжения; $N_{уст}$ — число циклов вибрационного нагружения; R_y — вектор параметров режима нагружения турбогенератора; G_R — область значений параметров режима нагружения, в которой сохраняется идентичность повреждений в испытаниях и условиях эксплуатации.

В ускоренных испытаниях сокращение длительности достигалось:

- уменьшением времени работы турбогенератора на слабо влияющих режимах;
- повышением нагрузки и ухудшением охлаждения генератора переменного тока;
- повышением вибрации турбогенератора за счет искусственного введения дисбаланса ротора турбины;
- повышением температуры воздуха на входе в турбину;
- увеличением температуры и уменьшением длительности периода замены рабочей жидкости ПМС-10.

Замена ранее разработанных серийных ускоренных испытаний опытными позволила:

1) дополнительно сократить длительность испытаний на 100 ч;

2) повысить их эффективность по критерию эквивалентности K_3 :

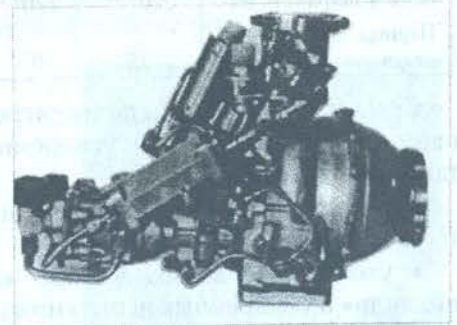
- по подшипнику опоры турбины — в 2 раза;
- по шлицевому соединению привода генератора — в 1,4 раза;
- по неподвижному уплотнению турбины — в 2,1 раза;
- по рабочей жидкости ПМС-10 — в 5 раз;
- по смазке подшипников генератора ГТ60ПЧ8АТВ — в 1,9 раза;
- по обмоткам и изоляции паза генератора ГТ60ПЧ8АТВ — в 1,1 раза;
- по малоциклового прочности подвижных элементов — в 1,1 раза.

Общая длительность испытаний сократилась в 4,2 раза.

Авиационные турбонасосные агрегаты

Турбонасосные агрегаты ТНУА, ТНУ86-3, ТНУ-86А, ТНУК предназначены для питания на аварийном режиме и при наземном обслуживании самолетов Ту-22М, Ил-86, Ту-160 и Ан-124 (рис. 10).

Рис. 10



На самолете устанавливаются 2 агрегата ТНУ, каждый из которых подает жидкость в одну из двух независимых гидросистем.

Разработка программы ускоренных испытаний агрегатов проводилась с учетом подшипников турбины и привода насоса, шестерен привода насоса, неподвижных уплотнений агрегата и насоса, шлицевого соединения привода насоса, подвижного торцевого уплотнения агрегата, а также теплового старения масла 36/1 КУ-А и рабочей жидкости АМГ-10: $n = 12$, $n = 5$, $s = 7$, $K_y = 2 \dots 4$.

В испытаниях форсировались (табл.):

- мощность загрузки агрегата и температура рабочей жидкости АМГ-10;

- температура и давление воздуха на входе в турбину агрегата,

а с целью повышения тепловой нагруженности элементов редуктора объем заправки масла 36/1 КУ-А в полость редуктора агрегата искусственно уменьшался. Дополнительно, с целью уменьшения отвода тепла в окружающую среду, агрегат помещался в асбестовую «рубашку» из материала АТ-1.

Таблица

Параметр	Значение по ТУ	Длительные испытания	Ускоренные испытания
Производительность насоса, л/мин, участок нагружения:			
1	4±1	4±1	10±1
2	25±1	25±1	30±1
3	70±1	70±1	80±1
Температура на входе, К	413...523	413-10	487±3
Давление в редукторе, кгс/см ²	1	1	1,7±0,1
Температура рабочей жидкости, К	375±25	373±3	428±3
Температура масла 36/1КУ-А, К	—	395+5	433+5
Объем заправки, см ³	220+10	220+10	190+5
Период замены масла, ч	25	25	6

Сравнительные испытания агрегатов по программам длительных и ускоренных испытаний показали, что:

- нагрузочные характеристики насосов НП-94 находятся в пределах ТУ;

- увеличение зазора в паре «плунжер-цилиндр» в ускоренных испытаниях находится в поле доверительного интервала рассеяния данных длительных испытаний;

- характеристики подшипников находятся в пределах норм ТУ;

- обеспечивается эквивалентность по усадке пружины торцевого уплотнения, износу графитового кольца, износу золотника узла регулятора давления, износу опорной иглы узла регулятора частоты вращения;

- в обоих испытаниях наблюдался питтинг на рабочих поверхностях зубьев шестерни вала турбины и «выветривание» уплотнительного материала 18ВК-2Г соплового аппарата узла ресивера;

- ускоренные испытания не выявили каких-либо новых дефектов, связанных с длительной работой агрегата.

Длительность испытаний агрегата ТНУК сократилась в 2 раза, ТНУ86-3 и ТНУ86А — в 3 раза, ТНУА — в 4 раза.

Авиационные гидролопаточные привод-генераторы

Авиационные гидролопаточные привод-генераторы ПГЛ 40 и ПГЛ80-1 устанавливаются совместно с двигателем на самолетах МиГ-23 и МиГ-29 и предназначены для передачи крутящего момента от коробки приводов газотурбинных двигателей к трехфазному генератору переменного тока и поддержания постоянства частоты вращения ротора (рис. 11).

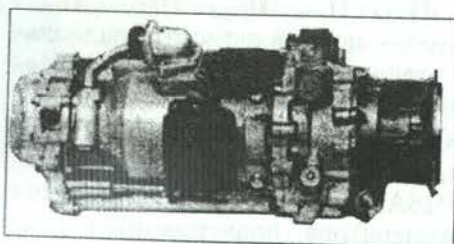


Рис. 11

Ускоренные 96-часовые испытания привод-генератора разработаны с учетом теплового старения уплотнений, обмоток и изоляции генератора, шарикоподшипников гидропреобразователя и генератора, шлицевого соединения гидропреобразователя, подвижных элементов системы регулирования.

Оптимальный цикл ускоренных испытаний показан на рис. 12.

Длительность испытаний сократилась в 3,4 раза.

Авиационные топливные насосы

Авиационные топливные насосы центробежного типа ДЦН-68 и ДЦН-96 предназначены для создания давления топлива на входе в топливорегулирующую аппаратуру дви-

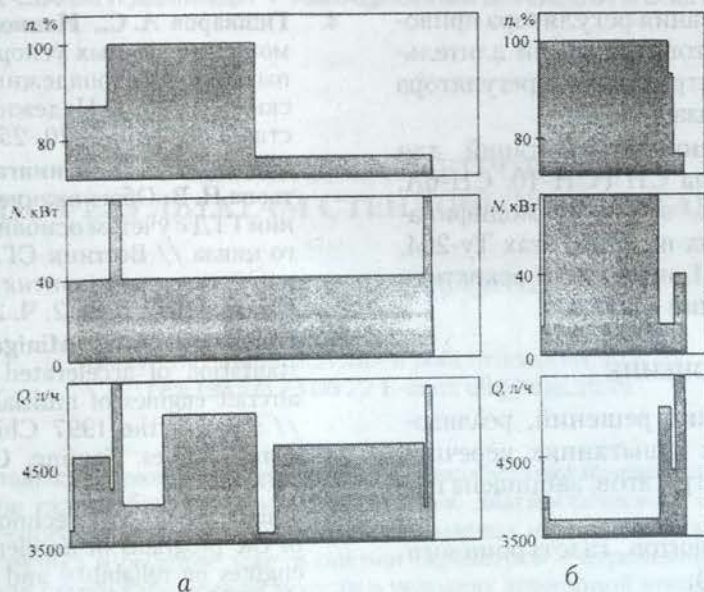


Рис. 12. Циклы нагружения привод-генератора ПГЛ80: а – длительные испытания; б – ускоренные испытания; n – частота вращения; N – передаваемая мощность; Q – производительность

гателя (рис. 13). Ускоренные испытания разрабатывались с учетом элементов крыльчатки и корпуса.



Рис. 13

Статическая и динамическая прочность насоса в ускоренных испытаниях проверялась работой на максимальных оборотах и предельном числе циклов знакопеременных нагрузок, возникающих за счет дисбаланса ротора и радиальных сил на колесе.

Повторно-статическая прочность насоса проверялась выходами на максимальные обороты и определялась запусками, сбросами оборотов, проверкой приемистости двигателя.

Внедрение ускоренных испытаний позволило сократить длительность испытаний насоса ДЦН-68 в 3,4 раза, насоса ДЦН-96 – в 14,3 раза.

Разработанная методика была также использована для обоснования ускоренных ис-

пытаний электроцентробежных топливных насосов ЭЦН (ЭЦН-5-2, ЭЦН-40А2 и др., всего 17 модификаций), предназначенных для обеспечения устойчивого давления топлива на входе в двигательные центробежные насосы самолетов и вертолетов, выпускаемых в России и СНГ (Ту-160, Ту-204, Ил-114, Бе-200, Як-42, Ил-76, Ил-96, Ми-8 и др.).

Длительность испытаний, в зависимости от назначения насоса, сократилась в 3–6 раз.

Гидротурбоприводные насосы, струйные насосы, регуляторы привода постоянных оборотов

Внедрение ускоренных испытаний гидротурбоприводных насосов ГТН-6, ГТН-7-3, ГТН-10, ГТН-11 (рис. 14), устанавливаемых на самолетах Ту-22М, МиГ-23, МиГ-29, МиГ-31, Як-38, позволило сократить длительность испытаний в 38–42 раза.

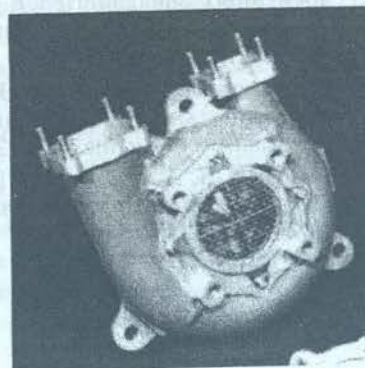


Рис. 14

Ускоренные испытания регулятора привода постоянных оборотов сократили длительность в 5,6 раза, а центробежного регулятора типа ВЦ — в 6–10,7 раза.

Внедрение ускоренных испытаний для струйных насосов типа СН (СН-10, СН-6А, СН-12А, СН-7 и др., всего 11 модификаций), устанавливаемых на самолетах Ту-204, Ил-114, Ил-96, Як-141, позволило сократить длительность испытаний в 300 раз.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Новизна технических решений, реализованных в ускоренных испытаниях перечисленных двигателей и агрегатов, защищена патентами на способы:

- испытания элементов газотурбинного двигателя (№ 1630468);

- испытания на ресурс агрегата (№ 800422);

- ускоренных испытаний на ресурс турбо-насосных агрегатов (№ 827844);

- стендовых испытаний в виде чередующихся однотипных циклов на ресурс турбо-насоса топливной системы (№ 1147144);

- испытаний элементов конструкций (№ 1482389);

- форсирования ресурсных испытаний насоса объемного типа (№ 21770610),

что, учитывая чрезвычайно ограниченный объем изобретений в области ускоренных ресурсных испытаний, составляет 37% от всего объема изобретений по данной теме.

Теоретическое обоснование и экспериментальная апробация рассмотренной методологии выбора оптимального режима ускоренных испытаний на примере авиационных двигателей и агрегатов позволяют рекомендовать ее для разработки программ ускоренных испытаний и других технических изделий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов Н. Д. Обеспечение надежности современных авиадвигателей // Проблемы надежности и ресурса в машиностроении. М.: Наука, 1988. С. 51–68.
2. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 216 с.
3. Willis W. S. A methodology for planing a coast effective engine development // AIAA Pap. 1982. No 1140. P. 1–6.

4. Гишваров А. С., Иванов О. В. Выбор режимов совмещенных ускоренных ресурсных испытаний высоконадежных, сложных технических изделий // Надежность и контроль качества. 1990. № 1. С. 20–25.
5. Гишваров А. С., Минигалеев С. М., Кондратьева Н. В. Обоснование ускоренных испытаний ГТД с учетом основных этапов жизненного цикла // Вестник СГАУ. Сер. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара, 1999. Вып. 2. Ч. 2. С. 200–204.
6. Guishvarov A. S., Minigaleev S. M. The substantiation of accelerated tests in resource of aircraft engines of multialternative application // Proc. of the 1997 Chine–Russia Symp. on Aero–Engines. Nanjing, China, 1997. P. 297–299.
7. Guishvarov A. S. Technology of development of the programs of accelerated tests of aircraft engines on reliability and resource // Proc. of the 1997 Chine–Russia Symp. on Aero–Engines. Nanjing, China, 1997. P. 30–37.
8. 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. Huntsville, Alabama, 2000. P. 36–38.
9. Гишваров А. С. Обобщенный подход к обоснованию ускоренных ресурсных испытаний сложных технических изделий // Актуальные проблемы авиадвигателестроения: Сб. науч. тр. Уфа: УГАТУ, 1997. С. 91–98.
10. Веников В. А. Теория подобия и моделирования. М.: Высш. шк., 1978. 480 с.
11. Северцев Н. А., Шолкин В. Г., Ярыгин Г. А. Статистическая теория подобия: надежность технических систем. М.: Наука, 1986. 205 с.
12. Карташов Г. Д. Модели расходования ресурса изделий электронной техники // Электроника. Обзоры по электронной технике ЦНИИ. М.: ЦНИИ, 1977. № 1. 77 с.
13. Перроте А. И., Сторчак М. А. Вопросы надежности РЭА. М.: Сов. радио, 1976. 184 с.

ОБ АВТОРЕ

Гишваров Анас Саидович, профессор кафедры авиационных двигателей УГАТУ. Дипл. инженер по авиационным двигателям (УАИ, 1973), д-р техн. наук по тепловым двигателям ЛА (УГАТУ, 1993). Исследования в области надежности, ресурса и испытаний технических систем.

