

А. С. Гишваров, А. А. Рыжов, М. Н. Давыдов, Г. К. Агеев

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ОБЪЕМА, РЕЖИМОВ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МНОГОВАРИАНТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Рассматривается методика выбора объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний авиационных газотурбинных двигателей, устанавливаемых на нескольких типах объектов, эксплуатируемых в различных климатических зонах и режимах нагружения. Выбор параметров испытаний проводится на основе многокритериальной оптимизации, позволяющей: обеспечивать гарантированную проверку надежности двигателя по всем эксплуатационным вариантам применения; проводить дифференцированный «зачет» в ускоренных совмещенных испытаниях эксплуатационных вариантов применения двигателя; минимизировать материальные и временные затраты на проведение испытаний. *Газотурбинный двигатель многовариантного применения, ускоренные ресурсные испытания, исследование, оптимальная область, эффективность*

Известно [1–3], что для двигателей, устанавливаемых на нескольких типах объектов и эксплуатируемых в различных климатических зонах и режимах нагружения, актуальной является проблема обоснования ресурсных испытаний. Так, например, вспомогательная газотурбинная установка ТА-6А устанавливается на 4-х типах самолетов и нескольких наземных объектах; двигатель TF34 устанавливается на штурмовике А-10 и противолодочном самолете S-3А; двигатель Т53-Л-13 эксплуатируется в ФРГ на железнодорожном транспорте и устанавливается на двух типах вертолетов; авиационный турбогенератор ТГ-60/2СМ устанавливается на 8 типах объектов и т.д. Такие двигатели и агрегаты в данной статье квалифицируются как изделия многовариантного применения.

Очевидно, что фактор многовариантности существенно усложняет обоснованный выбор объема  $N_u$ , режимов  $R_u(\tau)$  и длительности  $\tau_u$  стендовых ускоренных ресурсных испытаний двигателей.

Необходимо отметить, что задача оптимизации программ экспериментальной отработки таких систем как авиационные газотурбинные двигатели относится к разряду задач, не имеющих достаточного теоретического обоснования, а фактор многовариантности в существенной мере усложняет задачу выбора объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний [1–4].

Авторами предлагается выбор параметров ускоренных ресурсных испытаний проводить с

учетом основных критериев, характеризующих эффективность испытаний [2–4]:

- критерия гарантированной проверки надежности двигателя  $\Phi_1$ ;
- критерия дифференцированного «зачета» в испытаниях эксплуатационных вариантов применения  $\Phi_2$ ;
- критериев, характеризующих объем  $\Phi_3$  и длительность  $\Phi_4$  испытаний.

Реализация критерия  $\Phi_2$  позволяет дифференцированно проводить «зачет» в ускоренных ресурсных испытаниях эксплуатационных вариантов применения двигателя, начиная от наименее нагруженного и кончая наиболее нагруженным вариантом. Это позволяет, даже в случае отказа двигателя в испытаниях, не браковать всю партию (в зачет которой проводятся испытания), а признавать двигатели годными к эксплуатации по тем вариантам, эксплуатационная повреждаемость которых в испытаниях выработана до момента отказа.

Предлагаемая авторами методика применима как для двигателя в целом, так и его отдельных систем, узлов, элементов и агрегатов.

При детерминированном подходе критерий эффективности  $\Phi_1$  оценивается по формуле [2, 3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Phi_1 = \min \left\{ \frac{1}{N_u} \sum_{k=1}^{N_u} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m [\delta \Pi'_{ij}]^2 \cdot b_{ij}^2 \cdot \rho_{ijl}^2 \right\}; \\ \delta \Pi'_{ij} = \frac{\Pi_{uijk} [P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u] - (\max_l \Pi_{ijl} [P_{0\tau}, R_\tau(\tau), \tau_\tau])_k}{(\max_l \Pi_{ijl} [P_{0\tau}, R_\tau(\tau), \tau_\tau])_k}; \\ (\max_l \Pi_{ijl} [P_{0\tau}, R_\tau(\tau), \tau_\tau])_k \leq \Pi_{uijk} [P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u] \leq \varepsilon_{ijk}^{-1} a_{ijk}; \\ N_u \in 1 \dots N_s; \quad P_{0l} \in G_{Pl}; \quad R_u(\tau) \in G_{R,l}; \quad \delta \Pi'_{ij} \leq \delta \Pi'_{дон.ij}. \end{array} \right.$$

При стохастическом подходе оценка критерия проводится по формуле [2, 3]:

$$\left\{ \begin{aligned} \Phi_1 &= \min \frac{1}{N_u} \sum_{k=1}^{N_u} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m [\delta \tilde{\Pi}_{ijk}]^2 b_{ij}^2 \cdot \rho_{ijl}^2; \\ \delta \tilde{\Pi}_{ijk} &= \frac{\min \tilde{\Pi}_{ijk}^{(v)}[\tilde{P}_{0u}, \tilde{R}_u(\tau), \tilde{\tau}_u] - (\max_{P,R} \max_l \tilde{\Pi}_{ijil}^{(v)}[\tilde{P}_{0v}, \tilde{R}_v(\tau), \tilde{\tau}_v])_k}{(\max_{P,R} \max_l \tilde{\Pi}_{ijil}^{(v)}[\tilde{P}_{0v}, \tilde{R}_v(\tau), \tilde{\tau}_v])_k}; \\ (\max_{P,R} \max_l \tilde{\Pi}_{ijil}^{(v)}[\tilde{P}_{0v}, \tilde{R}_v(\tau), \tilde{\tau}_v])_k &\leq \max_{P,R} \tilde{\Pi}_{ijk}^{(v)}[\tilde{P}_{0u}, \tilde{R}_u(\tau), \tilde{\tau}_u] \leq \\ &\leq \max_{P,R} \tilde{\Pi}_{ijk}^{(u)}[\tilde{P}_{0u}, \tilde{R}_u(\tau), \tilde{\tau}_u] < a_{ijk}; \quad N_u \in 1 \dots N_s, \end{aligned} \right.$$

где  $\delta \tilde{\Pi}_{ij}$  – «невязка» между повреждаемостью  $i$ -го элемента узла двигателя, характеризуемой  $j$ -й мерой расходования ресурса, и максимальной повреждаемостью элемента узла в эксплуатационных условиях;  $P_0$  – параметр, характеризующий исходное (перед испытаниями) состояние элемента узла;  $R_u(\tau)$ ,  $R_v(\tau)$  – вектор режимов нагружения двигателя в испытаниях и эксплуатации соответственно;  $b_{ij}$  – коэффициент, характеризующий уровень адекватности модели, используемой для оценки повреждаемости;  $\rho_{ijl}$  – значимость  $i$ -го элемента узла в  $l$ -м варианте эксплуатации;  $\varepsilon_{ij}$  – коэффициент запаса;  $\delta \tilde{\Pi}_{\text{доп } ij}$  – предельно допустимое значение  $\delta \tilde{\Pi}_{ij}$ .

Критерий эффективности  $\Phi_2$ ,  $\Phi_3$  и  $\Phi_4$  записываются в виде [2]:

$$\left\{ \begin{aligned} \Phi_2 &= \min \frac{1}{N_s} \sum_{j=1}^{N_s} \sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^m [\delta \Pi_{ijl}]^2; \\ \delta \Pi_{ijl} &= \frac{\Pi_{uijkl}[P_{0u}, R_u(\tau), \tau_{ul}] - \Pi_{vijl}[P_{0v}, R_v(\tau), \tau_{vj}]}{\Pi_{vijl}[P_{0v}, R_v(\tau), \tau_{vj}]}, \\ \Phi_3 &= \min N_u / N_s; \\ \Phi_4 &= \min \left( \sum_{k=1}^{N_u} \tau_{uk} / \sum_{v=1}^{N_s} \tau_{vj} \right) \end{aligned} \right.$$

Параметрами, подлежащими определению при оптимизации испытаний, являются:

- количество двигателей  $N_u$ , устанавливаемых на испытания;
- длительность испытаний двигателей  $\tau_{u,k}$  ( $k = 1, \overline{N_u}$ );
- режимы нагружения двигателей в испытаниях  $R_k(\tau)$  ( $k = 1, \overline{N_u}$ );
- число  $N_k$  и сочетания эксплуатационных вариантов применения двигателей ( $\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_{N_k}$ ), проверяемых в  $k$ -м ускоренном ресурсном испытании ( $k = 1, \overline{N_u}$ );
- интервалы времени  $\tau_{s,1}, \tau_{s,2}, \dots, \tau_{s,N_k}$ , определяющие время «зачета»  $N_k$  эксплуатационных вариантов применения двигателей (определяются при оптимизации испытаний с учетом критерия  $\Phi_2$ ).

Сокращение длительности испытаний обеспечивается переходом к ускоренным испытаниям (эквивалентно-циклическим, испытаниям с форсированием режима нагружения и др.).

Определение объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний основано на теории физического моделирования и применении физико-статистических моделей расходования ресурса (накопления повреждаемости) [2].

Учет основных элементов и характеристик расходования ресурса изделия при выборе параметров испытаний проводится на основе обобщенного подхода к выбору режимов ускоренных испытаний [2, 3, 5].

Ускоренные ресурсные испытания проводятся с обеспечением расчетного запаса по повреждаемости элементов двигателя (по числу циклов повторно-статического нагружения, по длительной статической прочности и т.д.). Величина запаса  $K$  зависит от следующих параметров:

- ресурса  $\tau_{\text{рес}}$ ;
- степени ответственности элемента в обеспечении надежности двигателя, оцениваемой коэффициентом  $\rho_{ij}$  ( $i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m}$ );
- уровня адекватности модели расходования ресурса, оцениваемого коэффициентом  $b_{ij}$  ( $i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m}$ );
- соответствия эксплуатационного и испытательного циклов, оцениваемого коэффициентом  $\eta$ ;
- рассеяния прочностных характеристик материала  $S_M$ , из которого изготовлена деталь двигателя;
- объема испытаний  $N_u$ :

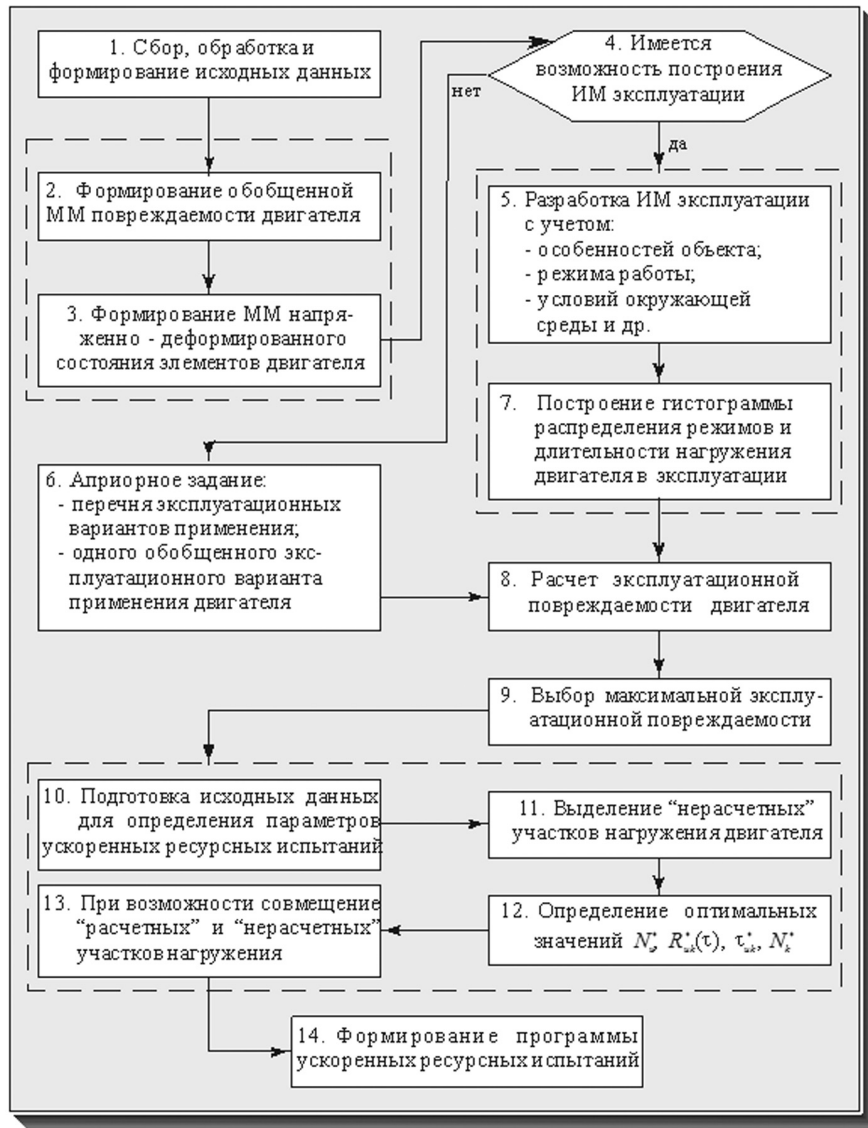
$$K = f(\tau_{\text{рес}}, \rho, b, \eta, S_M, N_u)$$

и определяется из условия обеспечения нулевого риска статистическим моделированием по имеющимся данным.

Углубленная структура методики выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний двигателя приведена на рис. 1.

## ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

На данном этапе проводится анализ априорной информации по рассматриваемому двигателю, включая результаты прочностных расчетов, данные эксплуатации, длительных стендовых испытаний и др. При отсутствии или неполной информации используют данные по двигателям-аналогам.



**Рис. 1.** Структура методики выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний двигателя: ММ – математическая модель; ИМ – имитационная модель

По результатам анализа определяются основные элементы и характеристики расходования ресурса, определяющие надежность и ресурс двигателя в целом.

Число эксплуатационных вариантов применения двигателя  $N_3$  уточняется с учетом:

- числа объектов  $N_{об}$ , на которые устанавливается данный двигатель;
- числа вариантов применения объектов в эксплуатации ( $N_{вар,j}, j = \overline{1, N_{об}}$ );
- частоты  $P_{lj}$  применения типовых режимов работы двигателя в каждом варианте ( $l = \overline{1, N_3}; j = \overline{1, z}$ ;  $z$  – количество типовых режимов работы двигателя).

Задаются параметры, определяющие режим работы двигателя:

$$R(\tau) = [r_1(\tau), r_2(\tau), \dots, r_s(\tau)]T.$$

Формируется область значений параметров режима нагружения в эксплуатации, задаваемая, в общем случае, системой ограничений первого и второго рода [2]:

$$\begin{cases} R_{i, \min}(\tau) \leq R_i(\tau) \leq R_{i, \max}(\tau); & i = \overline{1, t}; \\ f_{j, \min}[R(\tau)] \leq f_j[R(\tau)] \leq f_{j, \max}[R(\tau)]; & j = \overline{1, l}; \\ F_{\psi}[R(\tau)] = 0. & \psi = \overline{1, q}. \end{cases}$$

### ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Модель повреждаемости двигателя (модель расходования ресурса) формируется в виде системы моделей повреждаемости его наиболее ответственных элементов узлов с учетом определяющих

характеристик расходования ресурса (длительной прочности, усталости, износа и т.д.).

Общий вид модели:

$$\Pi_{ij} = \int_{t=0}^{t=\tau} \frac{dt}{\tau_{ij}^* [P_0, R_i(t)]},$$

где  $i$  – порядковый номер элемента узла двигателя.

Обобщенная математическая модель повреждаемости двигателя представляется в виде системы моделей [2]:

$$\begin{cases} \Pi_{11}[P_0, R(\tau), \tau] = 0; \\ \dots \dots \dots \\ \Pi_{mm}[P_0, R(\tau), \tau] = 0; \\ P_0 = [p_{01}, p_{02}, \dots, p_{0v}]^T \in G_{P_0 \text{ мод}} = G_{11} \cup G_{12} \cup \dots \cup G_{mm}; \\ R(\tau) = [r_1(\tau), r_2(\tau), \dots, r_s(\tau)]^T \in G_R, \end{cases}$$

где  $G_p$  – область значений параметров начального состояния элементов двигателя, в пределах которой действительна модель повреждаемости.

Если для двигателя определяющими являются эрозионная и коррозионная стойкости элементов, то суммарное количество пыли, влаги и соли за время эксплуатации определяется по формуле:

$$Q_{\Sigma} = \max_l \sum_{k=1}^{z_{1l}} (C_k \cdot G_{ek} \cdot \tau_k)_l,$$

где  $C_k$  – содержание пыли, влаги и соли в 1 кг воздуха на  $k$ -м участке нагружения;  $G_{ek}$  – массовый расход воздуха через двигатель на  $k$ -м участке нагружения;  $\tau_k$  – длительность работы на  $k$ -м участке нагружения;  $z_{1l}$  – число участков нагружения в  $l$ -м варианте.

### ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ

Для  $i$ -го элемента узла двигателя модель имеет вид:

$$R_i(\tau) = [r_1(\tau), r_2(\tau), \dots, r_s(\tau)]^T,$$

где  $i$  – порядковый номер элемента изделия;  $R_i$  – вектор параметров режима нагружения элемента  $[r_1(\tau), r_2(\tau), \dots, r_s(\tau)]$ , связанный с параметрами нагружения изделия. Например, для элементов узлов проточной части авиационного двигателя вектор параметров режима нагружения может быть представлен в виде:

$$R_i(\tau) = [T, \sigma]^T,$$

где параметры напряженно-деформированного состояния – температура  $T$  и напряжение  $\sigma$  аппроксимируются полиномами вида [1, 2]:

$$T_i = a_1 T_{\text{вх}}^* + a_2 T_{\text{т}}^* + a_3 P_{\text{к}}^*;$$

$$\sigma_i = b_1 n^2 + b_2 T_{\text{вх}}^* + b_3 \Delta T_i + b_4 P_{\text{к}}^*;$$

$$\Delta T_i = c_1 n + c_2 T_{\text{вх}}^* + c_3 T_{\text{т}}^* + c_4 P_{\text{к}}^*;$$

где  $T_{\text{т}}^*$  – температура воздуха на входе в двигатель;  $T_{\text{т}}^*$  – температура газа за турбиной;  $P_{\text{к}}^*$  – давление воздуха за компрессором;  $n$  – частота вращения ротора;  $\Delta T_i$  – перепад температуры на  $i$ -м элементе узла двигателя.

### ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

Эксплуатационные варианты применения двигателя могут задаваться различными способами. Например, нагружение авиационного двигателя в эксплуатации может задаваться в виде:

- функции изменения по времени параметров, характеризующих режим работы летательного аппарата, на который устанавливается данный двигатель. Для маршевого двигателя такая зависимость имеет вид:

$$F[H(\tau), M_{\text{т}}(\tau), \alpha_{\text{руд}}(\tau)] = 0$$

и графически показана на рис. 2;

- функции изменения параметров, характеризующих режим работы двигателя, по времени:

$$F[T_{\text{вх}}^*(\tau), P_{\text{вх}}^*(\tau), n(\tau)] = 0;$$

- гистограммы распределения режимов и длительности нагружения двигателя в эксплуатации.

Исходными данными для формирования эксплуатационных вариантов применения изделия являются:

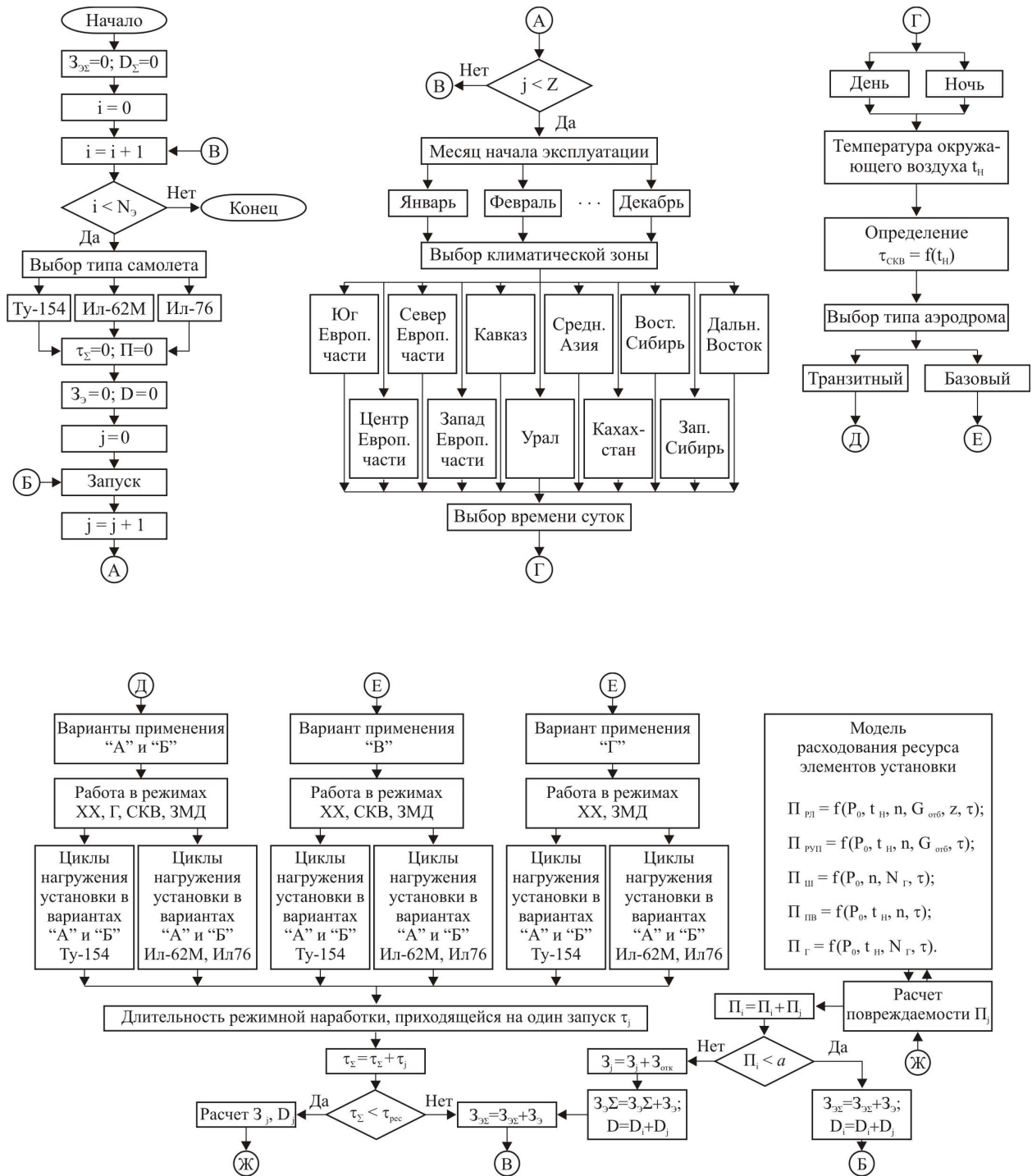
- типовой цикл нагружения;
- совокупность реальных циклов нагружения;
- один или несколько обобщенных циклов нагружения.

Эксплуатационные варианты применения двигателя могут быть:

- априорно заданы Заказчиком;
- получены обработкой данных по эксплуатации двигателя;
- получены имитационным моделированием эксплуатации двигателя.

Имитационная модель включает в себя:

- модель функционирования изделия на объекте;
- модель эксплуатации объекта;
- модель влияния окружающей среды;



**Рис. 3.** Схема имитационной модели эксплуатации парка вспомогательных газотурбинных силовых установок ТА-6А:  $Z_{\Sigma}$ ,  $D_{\Sigma}$  – общие затраты и суммарный доход от эксплуатации;  $N_0$  – объем эксплуатируемого парка установок;  $\Pi_j$  – повреждаемость j-го элемента установки;  $Z$  – ресурс установки по запускам;  $t_n$  – температура окружающего воздуха; «А», «Б», «В», «Г» – варианты применения установки на самолете; XX – режим «холостого хода»; СКВ – режим «отбор воздуха на кондиционирование»; Г – «генераторный» режим; ЗМД – режим «отбор воздуха на запуск маршевых двигателей»;  $t_{СКВ}$  – длительность работы установки в режиме СКВ;  $\tau_{\Sigma}$  – общая наработка установки в эксплуатации;  $\tau_{рес}$  – ресурс установки по наработке;  $\Pi_{рл}$ ,  $\Pi_{руп}$ ,  $\Pi_{ш}$ ,  $\Pi_{пв}$ ,  $\Pi_{\Gamma}$  – повреждаемости соответственно рабочей лопатки 1 ступени турбины, радиально-упорного подшипника ротора, ведущей шестерни редуктора, подшипника вентилятора и элементов генераторов постоянно и переменного токов;  $P_0$  – вектор параметров исходного состояния элементов;  $\tau$  – частота вращения ротора;  $G_{отб}$  – количество воздуха, отбираемого за компрессором;  $z$  – количество запусков установки;  $N_{\Gamma}$  – мощность загрузки генераторов;  $t$  – длительность нагружения

• «расчетную модель» повреждаемости двигателя и др.

В качестве примера на рис. 3 приведена имитационная модель эксплуатации парка вспомогательных газотурбинных силовых установок ТА-6А, учитывающая летательный аппарат, на который устанавливается двигатель, надежность запуска, время начала эксплуатации, зону базирования, влияние окружающей среды, расписание рейсов.

### ОЦЕНКА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ДВИГАТЕЛЯ (рис. 2)

Оценка эксплуатационной повреждаемости элементов изделия проводится по «расчетной модели».

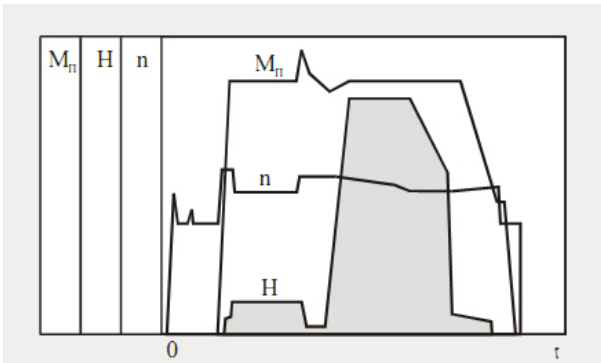


Рис. 2. Эксплуатационный цикл нагружения авиационного двигателя

По результатам расчета строятся гистограммы распределения повреждаемости элементов двигателя по вариантам его применения в эксплуатации.

Проводится оценка эксплуатационного воздействия пыли, влаги, содержания солей, примесей в топливе и др.

Общее количество пыли, влаги, соли, прошедшее через двигатель за время эксплуатации, определяется по формуле:

$$Q_{\Sigma \varepsilon} = \max_l \sum_{i=1}^{n_{\text{зон}}} \sum_{j=1}^{n_{\text{вр.п}}} (P_{ij} \cdot C_{ij} \cdot Q_{\varepsilon ij})_l,$$

где  $n_{\text{зон}}$  – число зон эксплуатации двигателя на объекте;  $n_{\text{вр.п}}$  – число временных периодов (месяц, квартал и т.д.);  $P_{ij}$  – вероятность пребывания в  $i$ -й зоне эксплуатации за  $j$ -й период времени;  $C_{ij}$  – содержание пыли, влаги или соли в  $i$ -й зоне эксплуатации за  $j$ -й период времени;  $Q_{\varepsilon ij}$  – общее количество воздуха, прошедшее через двигатель при работе в  $i$ -й зоне эксплуатации за  $j$ -й период

времени в  $l$ -м варианте применения:

$$(Q_{\varepsilon ij})_l = \sum_{k=1}^{z_l} (G_{\varepsilon ijk} \cdot \tau_{ijk})_l,$$

где  $G_{\varepsilon ijk}$  – массовый расход воздуха через двигатель при работе в  $k$ -м режиме нагружения в  $i$ -й зоне за  $j$ -й период эксплуатации;  $\tau_{ijk}$  – длительность работы двигателя в  $k$ -м режиме нагружения;  $z$  – число типовых режимов нагружения двигателя.

### ВЫБОР БАЗОВОЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Выбор проводится по каждому из  $n$  основных элементов двигателя с учетом  $m$  характеристик расходования ресурса.

За базовую принимается одна из следующих эксплуатационных повреждаемостей:

- максимальная повреждаемость  $\max \Pi$  (в данном случае обеспечивается гарантированная проверка надежности двигателя в ускоренных ресурсных испытаниях);
- среднестатистическая повреждаемость  $MO(\Pi)$  (используется в практике обоснования программ испытаний зарубежными фирмами [2, 5]);
- $\alpha$ -повреждаемость ( $\Pi_{\alpha}$ ), определяемая по формуле:

$$\Pi_{\alpha} = \alpha \cdot \int_0^{\max \Pi} f(\Pi) d\Pi$$

где  $f(\Pi)$  – плотность распределения повреждаемости  $\Pi$ ;  $\alpha$  – коэффициент, характеризующий степень жесткости программы ускоренных ресурсных испытаний по отношению к максимально нагруженному эксплуатационному варианту нагружения ( $0 < \alpha < 1$ ). При  $\alpha = 1$  обеспечивается полное соответствие испытательного и наиболее нагруженного эксплуатационного циклов нагружения. Окончательное значение  $\alpha$  уточняется по согласованию с Заказчиком. При  $\alpha = 1$   $\Pi_{\alpha} = \max \Pi$ ; при  $\alpha = 0,5$   $\Pi_{\alpha} = MO(\Pi)$ .

### ОПТИМИЗАЦИЯ ОБЪЕМА, РЕЖИМОВ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЯ

Исходными данными являются:

- число участков нагружения двигателя;
- число и тип варьируемых (оптимизируемых) параметров;
- параметры эксплуатационных участков нагружения, сохраняемые в ускоренных ресурсных испытаниях без изменения.

Варьируемыми параметрами являются:

- число двигателей  $N_u$ , устанавливаемых на ускоренные ресурсные испытания;

- параметры режима нагружения

$$R_k(\tau) = [r_{k1}(\tau), r_{k2}(\tau), \dots, r_{kS}(\tau)]^T \quad (k = \overline{1, N_u});$$

- длительность испытаний  $\tau_{u,k}$  ( $k = \overline{1, N_u}$ );

- число  $N_k$  и соответствующее ему сочетание эксплуатационных вариантов применения из  $\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_{N_k}$ , проверяемых в  $k$ -м ускоренном ресурсном испытании;

- периоды времени  $\tau_{3,1}, \tau_{3,2}, \dots, \tau_{3,N_k}$  определяющие время «зачета» в ускоренных ресурсных испытаниях каждого из  $N_k$  эксплуатационных вариантов применения двигателя.

Исходя из целей ресурсных испытаний конкретного двигателя, определяется обобщенная целевая функция выбора параметров ускоренных испытаний, включая один или несколько критериев эффективности  $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3$  и  $\Phi_4$ :

Методом нелинейной оптимизации проводится выбор оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний двигателя.

$$\left\{ \begin{aligned} &\Phi [N_u^*, R_{uk}^*, \tau_{uk}^*, N_u^*] = [A\Phi_1 + B\Phi_2 + C\Phi_3 + D\Phi_4] \rightarrow \min; \\ &\Phi_1 = \min \left\{ \frac{1}{N_u} \sum_{k=1}^{N_u} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m [\delta \Pi'_{ij}]^2 \cdot b_{ij}^2 \cdot \rho_{ij}^2 \right\}; \\ &\delta \Pi'_{ij} = \frac{\Pi_{ijk} [P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u] - (\max_l \Pi_{ijl} [P_{0v}, R_v(\tau), \tau_v])_k}{(\max_l \Pi_{ijl} [P_{0v}, R_v(\tau), \tau_v])_k}; \\ &\Phi_2 = \min \frac{1}{N_u} \sum_{k=1}^{N_u} \sum_{l_k=1}^{N_k} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m [\delta \Pi''_{ijkl}]^2; \\ &\delta \Pi''_{ijkl} = \frac{\Pi_{ijk} [P_{0u}, R_{uk}(\tau), \tau_{uk}] - \Pi_{ijlk} [P_{0v}, R_{vk}(\tau), \tau_{vk}]}{\Pi_{ijlk} [P_{0v}, R_{vk}(\tau), \tau_{vk}]}; \\ &\Phi_3 = N_u / N_v; \\ &\Phi_4 = \sum_{k=1}^{N_u} \tau_{uk} / \sum_{v=1}^{N_v} \tau_{v}; \\ &(\max_l \Pi_{ijl} [P_{0v}, R_v(\tau), \tau_v])_k \leq \Pi_{ijk} [P_{0u}, R_u(\tau), \tau_u] \leq \varepsilon_{ijk}^{-1} a_{ijk}; \\ &i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \quad k = \overline{1, N_u}; \quad l = \overline{1, N_v}; \quad N_u \in 1 \dots N_v; \\ &\Pi = F(P_o, R(\tau), \tau) \quad P_o = \text{idem} \in G_P; \quad R_{uk}(\tau) \in G_{Rk}. \end{aligned} \right.$$

### ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЯ

Формирование программы проводится с учетом оптимальных значений параметров ускоренных ресурсных испытаний двигателя. При

этом проводится выбор способов реализации внешних и внутренних параметров нагружения двигателя на испытательном стенде (например, обеспечение требуемого уровня температуры, давления, влажности и запыленности воздуха на входе в газотурбинный двигатель, разрежения воздуха за его соплом и т.д.).

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **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.

2. **Гишваров А. С.** Теория ускоренных ресурсных испытаний технических систем. Уфа: Гилем, 2000. 350 с.

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

4. **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.

5. **Гишваров А. С., Давыдов М. Н., Агеев Г. К.** Исследование оптимальной области реализации ускоренных ресурсных испытаний газотурбинного двигателя многовариантного применения // Вестник ВГТУ. Воронеж. 2012. № 5. С. 92–97.

### ОБ АВТОРАХ

**Гишваров Анас Саидович**, проф., зав. каф. авиадвигателей. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по тепловым двигателям ЛА (УГАТУ, 1993). Теоретические и экспериментальные исследования в области надежности, ресурса и испытаний технических 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.

**Давыдов Марсель Николаевич**, доц. той же каф., инж.-мех. по авиационным двигателям (УГАТУ, 2002), канд. техн. наук (УГАТУ, 2006). Иссл. в обл. ускоренных испытаний технических систем.

**Агеев Георгий Константинович**, ст. преп. той же каф., инж.-мех. по авиационным двигателям (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. надежности и ресурса технических систем.