

Лекция №4

1.5. Методы оценки влияния опасных факторов на безопасность полетов

Количественной характеристикой степени опасности отказов авиационной техники является условная вероятность парирования их последствий r_T . В зависимости от средств реализации поставленной задачи и характера отказа вероятность r_T может быть определена одним из следующих методов: расчетным (аналитическим), методом статических испытаний, экспертным оцениванием.

1.5.1 Расчетный (аналитический) метод.

Применяется в тех случаях, когда опасные последствия отказа появляются только на начальном этапе полета сразу после его возникновения. К таким последствиям приводят отказы, вызывающие существенное изменение моментов, действующих на ЛА. Вероятность парирования последствий таких отказов определяется как вероятность своевременного вмешательства летчика в управление $r_T = p(t_{\epsilon} < t_p)$. Если известны законы распределения времени вмешательства $f(t_{\epsilon})$ и располагаемого времени летчика $f(t_p)$, то вероятность r_T рассчитывается по соотношению

$$r_T = p(\Delta t > 0) = \int_0^{\infty} f(\Delta t) d\Delta t \quad (2.22)$$

где $f(\Delta t)$ - закон распределения разности располагаемого времени и времени вмешательства ($\Delta t = t_p - t_{\epsilon}$), определяемый композицией законов $f(t_{\epsilon})$ и $f(t_p)$.

При детерминированной манере вмешательства летчика величина t_p неслучайная и вероятность r_T может быть рассчитана по соотношению

$$r_T = \int_0^{t_p} f(t_b) dt_b = 0,5 + \Phi_0 \left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t_p^*}{t_{\epsilon 0}^*} \right) \quad (2.23)$$

где $t_p^* = t_p - 0,13$; $\Phi_0(X)$ - функция Лапласа, определяемая по табличным данным.

Последовательность расчета r_T по выражению (2.23) следующая:

- определяем выражение для возмущающего момента, явившегося следствием отказа;

- интегрированием уравнений движения ЛА при воздействии возмущающего момента определяем критический определяющий параметр;
 - из совместного решения системы уравнений типа (2.11) определяем математическое ожидание времени вмешательства m_{t_b} и на основе связей (2.9 - 2.10) параметр $t_{\epsilon_0}^*$:

- определяем располагаемое время летчика по данному критическому определяющему параметру;

- по известным значениям D , t_p^* , $t_{\epsilon_0}^*$ вычисляем аргумент X функции $\Phi_0(X)$ и по значению аргумента находим ее табличное значение.

Пример. Определить вероятность парирования отказов САУ в канале крена, приводящих к быстрому отклонению элеронов на угол $\delta_y = 0,1 \text{ рад}$. На заданном режиме полета (H , M , V) для исследуемого самолета с известными геометрическими, массовыми и аэродинамическими характеристиками коэффициенты уравнения (2.12):

$$M_x^{\delta_y} = m_x^{\delta_y} \rho \frac{V^2}{2} S l = -116 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$M_x^{\omega_x} = m_x^{\omega_x} \frac{l}{2V} \rho \frac{V^2}{2} S l = -9,5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$$

$$M_{x_\epsilon} = M_x^{\delta_y} \delta_y = -11,6 \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad T = -\frac{I_x}{M_x^{\omega_x}} = 0,3 \text{ с}$$

Критический определяющий параметр - угловая скорость крена, $\omega_{x_{кр}} = 1 \text{ рад/с}$. Вычисляем

$$\omega_{x_0} = -\frac{M_{x_\epsilon}}{M_x^{\omega_x}} = -\frac{11,6}{9,5} = -1,22 \text{ рад/с}$$

(в дальнейших расчетах используется модуль величины ω_{x_0});

- определяем математическое ожидание времени вмешательства m_{t_ϵ} из совместного решения системы уравнений:

$$\dot{\omega}_{x_{кр}} = \frac{1,22}{t} \left(1 - e^{-\frac{t}{0,3}} \right)$$

$$t = 0,251 + \frac{0,072}{\dot{\omega}_{x_{кр}}}$$

Графическое решение дает результат $m_{t_\epsilon} = 0,279 \text{ с}$,

Соответственно

$$t_{\epsilon_0}^* = 0,895(m_{t_\epsilon} - 0,13) = 0,895 \cdot (0,279 - 0,13) = 0,133 \text{ с}$$

вычисляем располагаемое время летчика

$$t_p = -T \ln \left(1 - \frac{\omega_{x_{np}}}{\omega_{x_0}} \right) = -0,3 \ln \left(1 - \frac{1}{1,22} \right) = 0,509 \text{ с};$$

определяем условную вероятность парирования последствий отказа

$$r_T = 0,5 + \Phi_0 \left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t_p^*}{t_{e0}^*} \right) = 0,5 + \Phi_0 \left(\frac{1}{\sqrt{0,223}} \ln \frac{0,379}{0,133} \right) = 0,5 + \Phi_0(2,23).$$

По таблицам функции Лапласа при аргументе 2,23 получим $\Phi_0(2,23) = 0,487$ и соответственно $r_T = 0,5 + 0,487 = 0,987$.

Основным достоинством аналитического метода расчета r_T является его относительная простота, а существенным недостатком - необходимость упрощения реальных явлений с целью математической формализации в виде, доступном для аналитического решения.

2.5.2. Метод статических испытаний.

Применительно к отказам техники под статистическими испытаниями понимается многократное моделирование динамики движения ЛА при данном отказе в условиях, изменяющихся случайным образом от опыта к опыту (случайные начальные условия, случайные внешние воздействия и т.д.). В зависимости от средств реализации статистические испытания могут быть натурные, полунатурные или представлять чисто математическое моделирование.

Натурные испытания - это целенаправленный летный эксперимент. Достоинства этого способа испытаний очевидны, недостатки - летный эксперимент дорог и сложен и, самое главное, небезопасен, поэтому не все отказы могут быть имитированы в полете.

Полунатурные испытания - это испытания на пилотажных стендах (тренажерах). Достоинство этого способа испытаний - полная безопасность экспериментов, недостаток - трудность обеспечения условий деятельности летчика, соответствующих условиям реального полета, по чувству ощущений и по чувству опасности отказа. Поэтому не все отказы техники, особенно вызывающие большие линейные или угловые ускорения ЛА могут быть достоверно исследованы на таких стендах.

При статических испытаниях методом математического моделирования (так называемое статистическое моделирование) испытаниям подвергается математический аналог замкнутого круга летчик - система управления - ЛА. Динамические свойства звеньев этого контура описываются соответствующими математическими моделями.

Оценка вероятности парирования последствий отказов техники по данным статистических испытаний производится или по частоте появления события $x_j < x_{j_{np}}$; $j = \overline{1, l}$, или по законам распределения экстремальных значений определяющих параметров $F(x)$.

По частоте события условная вероятность парирования последствий отказа i -го типа оценивается соотношением

$$r_{T_i}^* = \frac{n_i}{N_i}$$

где N_i - число проведенных испытаний, n_i - число испытаний, в которых регистрировалось событие $x_j < x_{j_{np}}$; $j = \overline{1, l}$. Соответственно

$S_{T_i}^* = 1 - \frac{n_i}{N_i}$. Ввиду ограниченного числа испытаний N_i оценки $r_{T_i}^*$ и

$S_{T_i}^*$ имеют приближенный характер.

Ошибка в определении r_{T_i} существенным образом зависит от числа проведенных испытаний. Связь требуемого количества испытаний с этой ошибкой ε выражается формулой

$$N = \frac{r_{T_i} (1 - r_{T_i})}{\varepsilon^2} t_\alpha^2 \quad (2.24)$$

где t_α - величина критического интервала, выбираемая из таблиц функции нормального распределения по заданной надежности (вероятности) α , при которой обеспечивается выполнение неравенства

$$P \left\{ \left[r_{T_i} - r_{T_i}^* \right] < \varepsilon \right\} = \alpha$$

Задаваясь $\alpha = 0,95$ ($t_\alpha = 1,96$) и ошибкой $\varepsilon = 0,05$ по формуле (2.24) получим, что для получения вероятности $r_{T_i} = 0,9$ с заданной ошибкой требуется 138 испытаний. При повышении требований к точности определения r_{T_i} , например, до $\varepsilon = 0,01$ в рассматриваемом примере требуемое число испытаний увеличивается до 3456. Такое число испытаний практически может быть реализовано только методом статистического моделирования на быстродействующих ЭВМ. Это обстоятельство является одним из серьезных ограничений применимости метода статистических испытаний. Поэтому целесообразно использование второго метода определения r_{T_i} - по законам распределения экстремальных значений определяющих параметров :

$$r_{T_i}^* = \min \left\{ F^* \left(x_{j_{np}} \right) \right\}, j = \overline{1, l}, \quad (2.25)$$

где $F^* \left(x_{j_{np}} \right)$ - значение эмпирической функции распределения экстремальных значений j -го определяющего параметра при аргументе $x_j = x_{j_{np}}$. Методика получения функций $F^* \left(x_j \right)$ по данным испытаний приведена в главе 7.

2.5.3. Метод экспертного оценивания.

Сущность расчета $r_{T_i}^*$ экспертным оцениванием заключается в следующем. Коллектив квалифицированных специалистов-экспертов оценивает опасность отказа i -го типа для заданного этапа полета и заданных метеоусловий по определенной методике, например, методом непосредственной оценки, выражаемой в баллах. Шкалы оценок могут быть различные: пятибалльные, десятибалльные и т.д. В частности, если используется пятибалльная система оценки опасности отказа, то каждому баллу ставится в соответствии:

- балл 5 приписывается таким отказам, когда по мнению эксперта полет наверняка закончится АП;

- балл 4 - полет чаще будет заканчиваться АП, чем без него;

- балл 3 - возможные два исхода полета равновероятны;

- балл 2 - полет чаще будет заканчиваться благополучным исходом, нежели АП;

- балл 1 - по мнению эксперта полет всегда будет заканчиваться благополучно.

По результатам экспертизы k экспертов рассчитывается оценка

$$r_{T_i}^* = 1,25 - 0,25 Z_{cp} \quad (2.26)$$

где $Z_{cp} = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^K Z_j$; Z_j - оценка опасности отказа, выставленная j -

м экспертом. Величина $r_{T_i}^*$, вычисленная таким образом, имеет приближенный характер. За математическое ожидание этой оценки может быть принято $m_{r_{T_i}} = r_{T_i}^*$, и дисперсия может быть вычислена $Dr_{T_i}^* = 0,625 D_Z$, где D_Z - дисперсия оценок экспертов, определяемая

$$D_Z = \frac{\sum_{j=1}^K (Z_j - Z_{cp})^2}{k - 1}$$

Метод экспертного оценивания для расчета r_{T_i} применяется в тех случаях, когда другие методы неприменимы из-за дефицита времени, из-за невозможности формализовать поставленную задачу или отсутствие исходных данных, необходимых для ее решения.