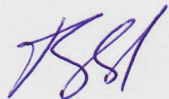


«УТВЕРЖДАЮ»
ЗАВЕДУЮЩИЙ КАФЕДРЫ БП и ЖД



Б.Зубков

« » _____ 2006 г.

**СОДЕРЖАНИЕ
И МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ
ПРАКТИЧЕСКОГО ЗАНЯТИЯ № 1**

«ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОПАСНЫХ ФАКТОРОВ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ»

по дисциплине

«ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЛГ и БПЛА»

Обсуждено и одобрено на
заседании кафедры БП и ЖД
Протокол № от
« » _____ 2006 г.

На занятии отрабатывается практическое приложение основных теоретических положений к решению конкретных задач по оценке безопасности полета, определяемой надежностью техники.

1. ЦЕЛЬ ЗАНЯТИЯ

1. Закрепить знания слушателей по теоретическому материалу темы 1 «Общие положения теории безопасности полетов».
2. Приобрести навыки решения практических задач по количественной оценке безопасности полета при воздействии опасных факторов. Делать выводы относительно мероприятий, позволяющих повысить безопасность полетов. Задать требования к надежности авиационной техники, обеспечивающей заданный уровень безопасности полета.

2. УЧЕБНО-МАТЕРИАЛЬНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАНЯТИЙ

- а) Плакат с исходными данными для решения задач.
- б) 10-15 экземпляров таблиц значений функции и интеграла вероятностей (функции Лапласа).
- в) Клавишные вычислительные машины типа «Электроника».
- г) Макет рулевого агрегата управления РАУ-107.

3. ЛИТЕРАТУРА

- а) Конспект лекций по теме занятия.
- б) «Безопасность полетов летательных аппаратов». Учебное пособие. Под ред. Иванова В.С., ВВИА, 2000.

4. РЕКОМЕНДУЕМОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ПО ЭТАПАМ ЗАНЯТИЯ

■ контрольный опрос слушателей	- 20 мин.
■ ознакомление слушателей с условиями задачи № 1 и обсуждение порядка ее решения	- 15 мин.
■ решение задачи № 1	- 50 мин.
■ анализ результатов и формулирование выводов	- 10 мин.
■ ознакомление слушателей с условиями задачи №2 и обсуждение порядка ее решения	- 15 мин.
■ решение задачи №2	- 50 мин.
■ анализ результатов и формулирование выводов	- 10 мин.
■ подведение итогов занятия	- 10 мин.

ВОПРОСЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПОДГОТОВКИ СЛУШАТЕЛЕЙ К ЗАНЯТИЮ

1. Что понимается под количественной характеристикой безопасности полета?
2. Что понимается под событием парирования последствий особой ситуации?
3. Основные допущения принимаемые при оценке безопасности полета с использованием цепей Маркова. Понятие Марковского процесса.
4. Составление графа исходов полета с учетом возможных отказов состояний системы самолет -летчик.
5. Порядок составления дифференциальных уравнений для определения вероятностей исходов полета.
6. Аналитическое выражение для уровня безопасности полета и для уровня риска при рассмотрении отказов состояний системы летчик-самолет только на первом уровне.
7. Понятие располагаемого времени летчика t_p и его зависимость от свойств самолета, системы управления и режима полета.
8. Понятие времени запаздывания вмешательства летчика в управление. Какому закону распределения подчиняется величина t'_e ? Понятие $\ln t'_{e0}$ и $\sigma \ln t'_e = \sqrt{D}$.
9. Как определяется условная вероятность своевременного вмешательства летчика в управление? Какие параметры при этом необходимо предварительно вычислить?
10. Какова зависимость математического ожидания времени запаздывания вмешательства летчика в управление от интенсивности раздражителя?
11. Каким способом можно определить при конкретном отказе САУ математическое ожидание времени запаздывания вмешательства летчика в управление?

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ

ЗАДАЧА № 1

На самолете установлена двухканальная система автоматического управления (каналы крена и тангажа). Отказы САУ в полете могут приводить к резкой перекладке элеронов или стабилизатора на угол, доверенный САУ. Требуется определить вероятность благополучного исхода полета с учетом возможных отказов САУ в канале крена для времени полета 1 ч.

Исходные данные:

- интенсивность отказов САУ в канале крена $\lambda_k = 0,000044, 1/4$;
- угол отклонения элеронов от САУ $\delta_{eo} = 5,5^0 (0,096 \text{ рад})$;
- допустимая угловая скорость крена $\omega_{x\text{дон}} = 1,57 \text{ рад/с}$;
- режим полета $H = 100\text{м}$, $\rho = 1,214 \text{ кг/м}^3$, $M = 0,8$ ($V = 273 \text{ м/с}$).

Аэродинамические характеристики самолета, его геометрические и весовые данные для указанного режима полета выписываем из Технического описания, часть 1:

$$m_x^{\omega_x} = -0,25;$$

$$m_x^{\delta_y} = -0,0783 \text{ рад}^{-1}; I_x = 4905 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$s = 23 \text{ м}^2; l = 7,15 \text{ м}.$$

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ № 1

1) Прежде всего рассмотрим процесс развития аварийной ситуации.

Будем предполагать, что при отказе САУ самолет совершает изолированное движение крена (без скольжения). Это движение относительно угловой скорости крена, как известно из курса динамики полета, описывается дифференциальным уравнением вида:

$$\dot{\omega}_x = \overline{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \overline{M}_x^{\delta_y} \delta_y, \quad (1)$$

$$\text{где } \overline{M}_x^{\omega_x} = \frac{m_x^{\omega_x} \rho \frac{V^2}{2} s l}{I_x} \frac{l}{2V}$$

$$\overline{M}_x^{\delta_y} = \frac{m_x^{\delta_y} \rho V^2 s l}{I_x};$$

Решение уравнения (1) имеет вид:

$$\omega_x = \omega_{x_0} \left(1 - e^{-t / \overline{M}_x^{\omega_x}} \right), \quad (2)$$

где $\omega_{x_0} = -\frac{\overline{M}_x^{\delta_y}}{\overline{M}_x^{\omega_x}} \delta_y$ - установившаяся угловая скорость крена при отказе САУ (при условии невмешательства летчика в управление).

Из сравнения допустимой угловой скорости и установившейся следует, что $\omega_{x_{доп}} < \omega_{x_0}$. Следовательно, без вмешательства летчика при отказе САУ угловая скорость выходит за допустимые пределы. Если окажется, что $\omega_{x_{доп}} > \omega_{x_0}$, дальнейшее решение задачи не имеет смысла - отказ САУ на этом режиме полета не опасен по выбранному параметру.

2) Для оценки безопасности полета составим граф состояний системы самолет - креновый канал (рис.1).

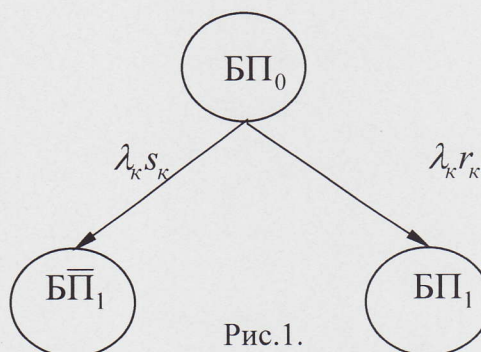


Рис.1.

БП₀ - событие безотказной работы САУ в канале крена;

БП̄₁ - событие благополучного исхода полета при отказе САУ в канале крена;

БП₁ - событие неблагоприятного исхода полета при отказе САУ в канале крена;

s_x, r_x - условные вероятности непарирования и парирования последствий отказа САУ в канале крена соответственно.

Система дифференциальных уравнений для определения вероятностей состояний имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dP_0}{dt} &= -\lambda_k P_0(t) \\ \frac{dP_1}{dt} &= \lambda_k r_k P_0(t) \\ \frac{dQ}{dt} &= \lambda_k s_k P_0(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Решая систему (3) получим:

$$\begin{aligned} P_0(t) &= e^{-\lambda_k t}; P_1(t) = r_k (1 - e^{-\lambda_k t}) = r_k (1 - P_0); \\ Q_1(t) &= s_k (1 - e^{-\lambda_k t}) = s_k (1 - P_0). \end{aligned}$$

Вероятность благополучного исхода полета определится:

$$P_{БП}(t) = P_0(t) + P_1(t) = P_0(t) + r_k [1 - P_0(t)] \quad (4)$$

■ вероятность неблагоприятного исхода полета (уровень риска):

$$Q_{БП}(t) = Q_1(t) = s_k [1 - P_0(t)] = 1 - P_{БП}(t)$$

Из формулы (4) видно, что для оценки уровня безопасности полета необходимо определить: надежность САУ - $P_0(t)$ и условную вероятность парирования последствий ее отказов r_k .

3) Определяем вероятность безотказной работы САУ в течение 1 часа полета:

$$P_0(t) = e^{-\lambda_k t} = e^{-\lambda_k} = e^{-0,00044} = 0,9995601.$$

4) Расчет r_k производится по формуле:

$$r_k = \Phi_0 \left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t'_p}{t'_{го}} \right) + 0,5 \quad (5)$$

где $\Phi_0(x)$ - функция Лапласа, определяемая по табличным данным;

D - дисперсия величины $\ln t'_g$,

$$t'_g = t_g - 0,13$$

t_g - время запаздывания вмешательства летчика в управление;

$\ln t'_{го}$ - математическое ожидание величины $\ln t'_g$,

$$t'_p = t_p - 0,13$$

t_p - располагаемое время летчика.

Воспользуемся известным соотношением, устанавливающим связь параметров D и $t'_{го}$ с параметрами $m_{t'_g}$ и $\sigma_{t'_g}$:

$$\frac{m_{t'_g}}{t'_{го}} = \sqrt{1 + \frac{\sigma_{t'_g}^2}{m_{t'_g}^2}}; \quad \frac{m_{t'_g}}{t'_{го}} = e^{D/2} \quad (6)$$

5) Определим располагаемое время летчика:

$$\begin{aligned} t_p &= -T \ln \left(1 - \frac{\omega_{хдон}}{\omega_{хо}} \right) = 0,2 \ln \left(1 - \frac{1,57}{2,305} \right) = 0,229c; \\ t'_p &= 0,229 - 0,13 = 0,099c \end{aligned}$$

б) Определяем математическое ожидание времени запаздывания вмешательства летчика в управление $m_{t'_g}$. Для этого для моментов времени $t_{g1} = 0,25c$; $t_{g2} = 0,25c$; $t_{g3} = 0,25c$ определяем среднее угловое ускорение:

$$\omega_{xcp} = \frac{\omega_x}{t_g},$$

где величина ω_x определяется по формуле (2).

Получаем:

$$\text{при } t_g = 0,25c \quad \dot{\omega}_{xcp} = 6,57 \text{ рад} / c^2;$$

$$\text{при } t_g = 0,26c \quad \dot{\omega}_{xcp} = 6,45 \text{ рад} / c^2;$$

$$\text{при } t_g = 0,27c \quad \dot{\omega}_{xcp} = 6,31 \text{ рад} / c^2.$$

В координатах графика $m_{t_g} = f(\dot{\omega}_x)$, рассчитанного по формуле:

$$m_{t_g} = 0,251 + \frac{0,072}{\dot{\omega}_{xcp}}$$

и приведенного на рис. 2 строим график зависимости

$$\dot{\omega}_{xcp} = f(t_g)$$

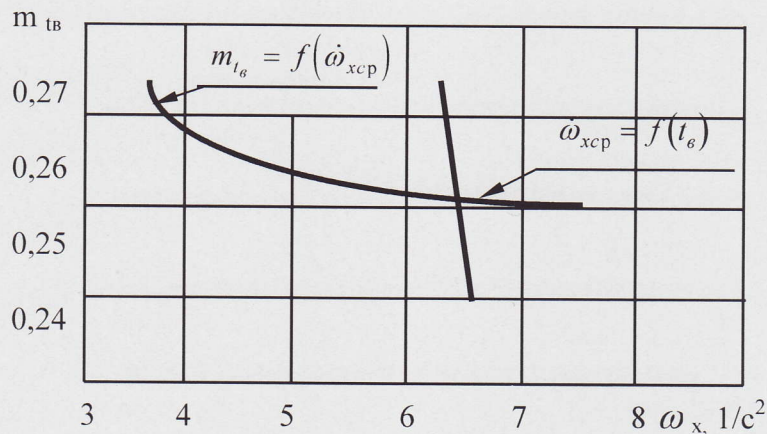


рис.2

Из пресечения двух кривых определяем:

$$m_{t_g} = 0,262c.$$

Тогда:

$$m_{t_g} = 0,262 - 0,13 = 0,132c.$$

Используя формулы связи (6) определяем:

$$t'_{go} = \frac{m_{t'_g}}{\sqrt{1 + \frac{\sigma_{t'_g}^2}{m_{t'_g}^2}}} = \frac{0,132}{1,118} = 0,118c;$$

$$D = 2 \ln \frac{m_{t'_g}}{t'_{go}} = 2 \ln 1,118 = 0,223$$

8) Подставляя найденные значения D , t'_{go} и t'_p в формуле (5) находим:

$$x = -0,37$$

По таблицам функции Лапласа для $x = -0,37$ определяем:

$$\Phi_0(-0,37) = -\Phi_0(0,37) = -0,1443; r_{\kappa} = -0,1443 + 0,5 = 0,3557$$

9) По формуле (4) определяем:

■ вероятность благополучного исхода полета:

$$P_{БП} = 0,9995601 + 0,0004399 \times 0,3557 = 0,9997166;$$

■ уровень риска:

$$Q_{БП} = 1 - P_{БП} = 1 - 0,9997166 = 0,0002834$$

ВЫВОДЫ ПО ЗАДАЧЕ № 1

1. При доверенном САУ отклонении элеронов $\delta_y = 5,5^0$ из 100 отказов, приводящих к отклонению элеронов, 64 отказа приводят к превышению $\omega_{хдон} = 90^0/\text{с}$, т.е. последствия этих отказов не парируются летчиком. При этом можно ожидать, что из 100 тысяч полетов каждый продолжительностью 1 час в 28 полетах по причине отказов САУ будет превышена допустимая угловая скорость крена. Превышение допустимой угловой скорости крена на самолетах опасно по той причине, что может приводить к явлению самовращения самолета, с большими угловыми скоростями крена, большими нормальными и боковыми перегрузками, что недопустимо по условиям прочности самолета и физической выносливости летчика.

По степени опасности последствий явление самовращения эквивалентно штопору самолета.

2. Для повышения безопасности полетов при возможных отказах САУ в канале крена возможно применить одно из следующих мероприятий:

- уменьшить угол отклонения элеронов, доверенный САУ;
- установить в канале крена САУ блок контроля, обнаруживающий отказ САУ и возвращающий шток РАУ-107 в нейтраль;
- установить в канале крена САУ последовательно два или три рулевых агрегата РАУ-107.

Рассмотрим возможность повышения уровня безопасности полетов при отказах САУ в канале крена за счет применения блока контроля. Для этого решим задачу № 2.

ЗАДАЧА № 2

Для повышения безопасности полета в канале крена САУ установлен блок контроля, который обнаруживает отказы САУ, связанные с уводом штока РАУ-107 в крайнее положение и возвращает шток в нейтраль.

Определить требуемый уровень надежности блока контроля (λ_{δ}), обеспечивающий уровень риска 2×10^{-6} на 1 час полета. Исходные данные соответствуют задаче № 1.

Дополнительные условия: условные вероятности парирования отказов САУ при работающем блоке контроля $r_{\kappa\delta}$ и отказов самого блока контроля как при работающей САУ $r_{\delta\kappa}$, так и при отказавшей САУ $r_{\delta\bar{\kappa}}$, равны единице, т.е.

$$r_{\kappa\delta} = r_{\delta\kappa} = r_{\delta\bar{\kappa}} = 10$$

Условная вероятность парирования отказов САУ при неработающем блоке контроля $r_{\kappa\bar{\delta}}$ равна r_{κ} , определенной в задаче № 1.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ № 2

1. Граф возможных состояний системы «самолет-САУ-блок контроля» с учетом возможных отказов САУ и блока контроля и парирования этих отказов имеет вид, приведенный на рис.3.

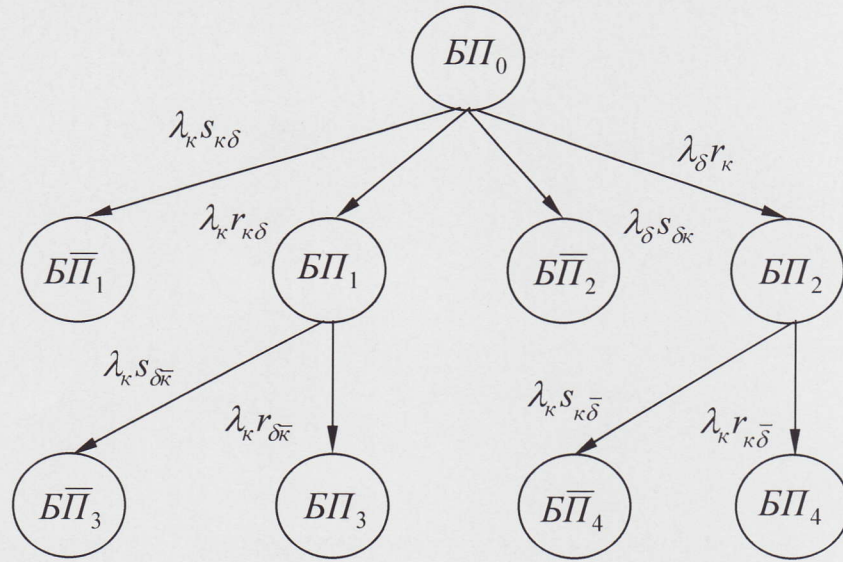


Рис.3

В кружках графа обозначены события:

BP_0 - событие безотказной работы САУ и блока контроля;

$BP_1, B\bar{P}_1$ - события неблагоприятного и благоприятного исходов при отказе САУ при работающем блоке контроля;

$BP_2, B\bar{P}_2$ - события неблагоприятного и благоприятного исходов при отказе блока контроля при работающей САУ;

$BP_3, B\bar{P}_3$ - события неблагоприятного и благоприятного исходов при отказе САУ, возникшем после отказа блока контроля.

2. Так как $s_{\kappa\delta} = 0, s_{\delta\kappa} = 0, s_{\delta\bar{\kappa}} = 0$, то $Q_1 = Q_2 = Q_3 = 0$.

Тогда вероятность неблагоприятного исхода полета определится:

$$Q_{БП} = Q_4$$

Для вычисления вероятности необходимо последовательно решить следующие дифференциальные уравнения:

$$\frac{dP_0}{dt} = -(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})P_0 t,$$

$$\frac{dP_2}{dt} = \lambda_{\delta} r_{\delta\kappa} P_0(t) - \lambda_{\kappa} P_2(t),$$

$$\frac{dQ_4}{dt} = \lambda_{\kappa} s_{\kappa\bar{\delta}} P_2(t).$$

Решения имеют вид:

$$P_0(t) = e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t},$$

$$P_2(t) = r_{\delta\kappa} \left[e^{-\lambda_{\kappa} t} - e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t} \right], \quad (1)$$

$$Q_4(t) = \underbrace{s_{\kappa\bar{\delta}} (1 - e^{-\lambda_{\kappa} t})}_1 - \underbrace{\frac{\lambda_{\kappa} s_{\kappa\bar{\delta}}}{\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta}} [1 - e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t}]}_2$$

3. Нетрудно заметить, что слагаемое 1 в формуле (1) определяет уровень риска при отказах САУ в отсутствие блока контроля. Ранее, в задаче № 1 получено, что этот уровень риска равен: 0,0002834.

Слагаемое 2 в формуле (1) определяет влияние блока контроля на уровень риска при возможных отказах САУ.

Рассмотрим предельные случаи:

1). $\lambda_{\delta} = 0$, т. е. блок контроля абсолютно безотказен.

На основании формулы (1) получим:

$$Q_{БП} = Q_4 = 0$$

2). $\lambda_{\delta} = \infty$, т.е. блок контроля всегда в отказавшем состоянии, тогда на основании формулы (1) имеем:

$$Q_{БП} = Q_4 = s_{\kappa\bar{\delta}}(1 - e^{-\lambda_{\kappa}t}) = 0,002834$$

Реально блок контроля обладает конечной надежностью.

В таблице № 1 приведены результаты расчета $Q_4(t)$ при $t = 1$ ч в зависимости от λ_{δ} .

$$s_{\kappa\bar{\delta}} = 0,0443$$

Таблица № 1

$\lambda_{\delta}; \frac{1}{4}$	$\lambda_{\delta} + \lambda_{\kappa}; \frac{1}{4}$	$e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t}$	$1 - e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t}$	$\frac{\lambda_{\kappa} \cdot s_{\kappa\bar{\delta}}}{\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta}}$	$\frac{\lambda_{\kappa} \cdot s_{\kappa\bar{\delta}}}{\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta}} \times$ $\times [1 - e^{-(\lambda_{\kappa} + \lambda_{\delta})t}]$	Q_4
10^{-1}	0,1004400	0,9044394	0,0955606	0,0028225	0,0002697	$1,37 \times 10^{-5}$
10^{-2}	0,0104400	0,9896143	0,0103857	0,0271542	0,0002821	$1,3 \times 10^{-6}$
10^{-3}	0,0014400	0,9985610	0,0014390	0,1968681	0,0002833	$\times 10^{-7}$

По данным таблицы № 1 построен график $\lg Q_{БП} = f(\lg \lambda_{\delta})$, приведенный на рис.4

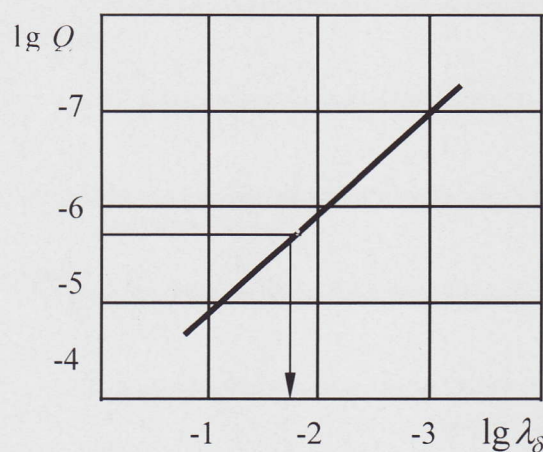


Рис.4.

По этому графику для заданного уровня риска $Q_{БП} = 2 \times 10^{-6}$ ($\lg Q_{БП} = -5,7$) определяем потребный уровень надежности блока контроля:

$$(\lg \lambda_{\delta})_{ПOTP} = -1,80$$

Тогда:

$$\lambda_{\text{доп}} = 1,58 \times 10^{-2}, \frac{1}{4}$$

ВЫВОДЫ ПО ЗАДАЧЕ № 2

1. Из полученных результатов следует, что применение блока контроля со сравнительно невысоким уровнем надежности (один отказ в среднем на 50 часов налета) снижает уровень риска при отказах канала крена САУ практически на два порядка.

2. Физически этот результат объясняется тем, что без блока контроля уровень парируемости

отказов САУ невелик: $r_k = 0,3557$, а блок контроля при уровне надежности

$\lambda_{\text{доп}} = 1,58 \times 10^{-2}, \frac{1}{4}$ в 98% случаев отказов САУ парирует за летчика эти отказы,

т.е. существенно повышает уровень парируемости отказов.

Задача № 3

1. Условия задачи

Определить вероятность безопасного выполнения полупетли на самолете без системы ограничения углов атаки при боевом маневрировании в вертикальной плоскости с учетом возможных ошибок летчика в технике пилотирования.

За благоприятный исход полета считать непоявление остаточных деформаций (непревышение $n_{y\text{доп}}$) на вводе в полупетлю и непопадание самолета в режим сваливания (недостижение $C_{y\text{св}}$) при выводе из полупетли (в верхнем участке траектории петли). Оценить степень опасности каждого этапа.

Исходные данные

1. Характеристики самолета $m = 13700$ кг;

$$S = 34 \text{ м}^2;$$

2. $C_{y\text{св}} = 1,2 - 0,1M$ (при $0,3 < M < 1,0$);

3. $n_{y\text{доп}} = 7$;

4. Из обработки статистических данных, полученных по записям СОК, определены:

■ средние значения параметров полета на выводе из полупетли:

$$H = 4500 \text{ м}, V_{\text{пр}} = 450 \text{ км/ч};$$

■ математическое ожидание и средние квадратические отклонения экстремальных значений перегрузки n_y на вводе в полупетлю (петлю) и коэффициента подъемной силы C_y на выводе из полупетли, которые составили соответственно:

$$m_{n_{y\text{э}}} = 5,07 \quad \text{и} \quad \sigma_{n_{y\text{э}}} = 0,53 \quad \text{- на вводе в полупетлю};$$

$$m_{C_{y\text{э}}} = 0,7 \quad \text{и} \quad \sigma_{C_{y\text{э}}} = 0,14 \quad \text{- на выводе из полупетли};$$

■ законы распределения величин $n_{y\text{э}}$ и $C_{y\text{э}}$, которые оказались логарифмически-нормальными с плотностью распределения вида:

$$f(x_{i_0}) = \frac{1}{x_{i_0} \sqrt{2\pi D}} e^{-\frac{(\ln x_{i_0} - \ln x_{i_c})^2}{2D}} \quad (1)$$

где параметры распределения « x_{i_c} » и « D_i » зависят только от величин « $m_{x_{i_0}}$ » и « $\sigma_{x_{i_0}}$ », т.е.

$$x_{i_0} = \frac{m_{x_{i_0}}}{\sqrt{\left(\frac{\sigma_{x_{i_0}}}{m_{x_{i_0}}}\right)^2 + 1}} \quad (2)$$

$$D_i = 2 \ln \frac{m_{x_{i_0}}}{x_0} = 2 \ln \sqrt{1 + \left(\frac{\sigma_{x_{i_0}}}{m_{x_{i_0}}}\right)^2} \quad (3)$$

Порядок решения задачи

Из условия задачи следует, что безопасное выполнение полупетли P_n предполагает обеспечение безопасности на вводе и выводе из полупетли, т.е. непревышение $n_{y_{don}}$ на участке ввода и непревышение $C_{y_{cв}}$ на участке вывода.

$$\text{Тогда } P_{\text{Л}} = P_{\text{Л}_1} \cdot P_{\text{Л}_2} \quad (4)$$

где $P_{\text{Л}_1}$ - вероятность благополучного (с учетом возможных ошибок) ввода в полупетлю;

$P_{\text{Л}_2}$ - вероятность благополучного вывода из полупетли.

$$P_{\text{Л}_1} = P(n_y < n_{y_{don}}) = \int_0^{n_{y_{don}}} f(n_{y_0}) dn_{y_0} \quad (5)$$

$$P_{\text{Л}_2} = P(C_y < C_{y_{cв}}) = \int_0^{C_{y_{cв}}} f(C_{y_0}) dC_{y_0} \quad (6)$$

При логарифмически нормальном законе распределения экстремальных значений параметров n_{y_0} и C_{y_0} эти интегралы не вычисляются, а определяются через функцию Лапласа, соответственно по выражениям

$$P_{\text{Л}_1} = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{D n_y}} \ln \frac{n_{y_{don}}}{n_{y_0}} \right] + 0,5 \quad (7)$$

$$P_{\text{Л}_2} = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{D C_y}} \ln \frac{C_{y_{cв}}}{C_{y_0}} \right] + 0,5 \quad (8)$$

Решение

1. Для определения $P_{\text{Л}_1}$ на участке ввода в полупетлю по формуле (7) необходимо определить величины $x_{i_0} = n_{y_0}$ и $D_i = D_{n_y}$ соответственно по формулам (2) и (3).

В принятых обозначениях имеем:

$$n_{y0} = \frac{m_{n_{y3}}}{\sqrt{\left(\frac{\sigma_{n_{y3}}}{m_{n_{y3}}}\right)^2 + 1}} = \frac{5,07}{\sqrt{\left(\frac{0,53}{5,07}\right)^2 + 1}} = \frac{5,07}{\sqrt{0,010921877 + 1}} = \frac{5,07}{1,005449} = 5,04252228$$

$$D_{n_y} = 2 \ln \frac{m_{n_{y3}}}{n_{y0}} = 2 \ln 1,005449 = 0,0108686$$

Тогда

$$P_{Л1} = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{D_{n_y}}} \ln \frac{n_{y_{дон}}}{n_{y0}} \right] + 0,5 = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{0,0108686}} \ln \frac{7,0}{5,0425} \right] + 0,5 = \Phi_0(3,132) + 0,5$$

$$P_{Л1} = 0,9991; Q_{n_y} = 0,0009.$$

Большое значение вероятности выхода перегрузки за допустимые значения $n_{y_{дон}} = 7,0$ объясняется большим уровнем величины $\sigma_{n_{y3}} = 0,53$ при малой величине запаса $\Delta n_y = n_{y_{дон}} - m_{n_{y3}} = 1,93$.

2. На выводе из полупетли:

$$C_{y0} = \frac{m_{c_{y3}}}{\sqrt{\left(\frac{\sigma_{c_{y3}}}{m_{c_{y3}}}\right)^2 + 1}}$$

$$D_{c_y} = 2 \ln \frac{m_{c_{y3}}}{C_{y0}}$$

Для определения числа М полета (для расчета $C_{y_{св}}$) нам необходимо знать скорость звука на заданной высоте $H = 4500$ м.

Для упрощения расчета примем $a_n = 340 - 4H$, где «H» в км, а параметр Δ_H определим по формуле Ветчинкина:

$$\Delta_H = \frac{20 - H}{20 + H}, \text{ где высота «H» в км.}$$

$$\Delta_H = \frac{20 - 4,5}{20 + 4,5} = 0,632653 = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

$$a_n = 340 - 4 \cdot 4,5 = 322 \left[\frac{м}{с} \right]$$

$$V = \frac{V_{np}}{\sqrt{\Delta}} = \frac{450}{\sqrt{0,632}} = 565 \left(\frac{км}{с} \right) = 157 \left(\frac{м}{с} \right)$$

$$M = \frac{V}{a} = \frac{157}{322} = 0,488$$

$$C_{y_{св}} = 1,2 - 0,1M = 1,2 - 0,1 \cdot 0,488 = 1,1512$$

$$C_{y0} = \frac{0,7}{\sqrt{\left(\frac{0,14}{0,7}\right)^2 + 1}} = \frac{0,7}{\sqrt{1,04}} = 0,68640647$$

$$D_{c_y} = 2 \ln \frac{0,7}{0,6864} = 2 \ln 1,0198 = 0,03922$$

$$P_{Л2} = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{D_{C_y}}} \ln \frac{C_{y_{св}}}{C_{y0}} \right] + 0,5 = \Phi_0 \left[\frac{1}{\sqrt{0,03922}} \ln \frac{1,1512}{0,68440647} \right] + 0,5 = \Phi_0(2,611) + 0,5 =$$

$$Q_{C_y} = 0,0045;$$

Вероятность благополучного выполнения полупетли

$$P_{Л} = P_{Л1} \cdot P_{Л2} = 0,9991 \cdot 0,9955 = 0,9946.$$

$$\text{Уровень риска } Q_n = 1 - P_{Л} = 0,0054.$$

Анализ полученных результатов

1. Анализ данных, полученных на основе обработки параметров нескольких сотен маневров (петля, полупетля) в одной из авиационных частей в период освоения боевого применения самолета на средних высотах показывает, что вероятность выхода определяющих параметров (n_y , C_y) за допустимые значения велика (примерно 5 случаев на 1000 маневров).

2. Вероятность превышения допустимого значения перегрузки $n_{y_{дон}} = 7$ при вводе в полупетлю ($Q_{n_y} = 9 \cdot 10^{-4}$) значительно ниже, чем вероятность повышения $C_{y_{св}} = 1,1512$ на выводе из полупетли ($Q_{C_y} = 45 \cdot 10^{-4}$). Т.е. уровень риска на первом этапе ввода в полупетлю значительно ниже, чем на этапе вывода из полупетли.

Отсюда возникает настоятельная необходимость повышения безопасности полета на выводе из полупетли, т.е. разработки мероприятий по исключению сваливания самолета.

7. ПОДВЕДЕНИЕ ИТОГОВ ЗАНЯТИЯ

При подведении итогов занятия обратить внимание слушателей на следующие обстоятельства:

1. Решением конкретных задач с использованием вероятностных критериев, полученных из условия представления временной последовательности событий отказов техники марковским процессом, показана принципиальная возможность не только количественной оценки безопасности полета при отказах техники, но и количественной оценки эффекта мероприятий, направленных на повышение безопасности полета.

2. Из двух возможных мероприятий: уменьшение угла отклонения элеронов, доверенного САУ или установка блока контроля - направленных на повышение безопасности полета для самолетов типа изд. «96» и «75» выбрано первое мероприятие: уменьшение δ_y от $5,5^0$ до 3^0 . Это объясняется тем, что первое мероприятие, во-первых, проще конструктивно реализовать и, во-вторых, при $\delta_y = 3^0$ САУ для указанных самолетов сохраняет достаточную эффективность по каналу крена ввиду высокой эффективности поперечного управления.