

НОРМИРОВАНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ЕГО БЕЗОПАСНОСТЬ

к.т.н. С.А. Капитонов

Предложена методика нормирования отклонений стабилизируемых определяющих параметров при воздействии, а также определения условных диапазонов изменения определяющих параметров для качественно различных уровней безопасности полета в зависимости от располагаемых характеристик управляемости.

Расширение возможностей применения летательных аппаратов (ЛА) приводит к необходимости использования режимов полета при ручном и автоматическом управлении, близких предельным, что оказывает существенное влияние на безопасность полета (БП). Это потребует детального изучения всех аспектов безопасного полета с целью формирования четких, ясных представлений о предмете изучения и выработке на этой основе действенной системы мероприятий по обеспечению БП при подготовке к проведению полетов, оценке фактического уровня БП на этапе анализа полетных данных, нормирования показателей БП. Для этой цели целесообразно использовать методы структурно-логического анализа [1] процесса обеспечения БП при управлении ЛА.

Оправдавшая себя на практике оценка уровня БП при ручном и автоматическом управлении с использованием комплексных систем управления предполагает использование качественной оценки особой ситуации [2]. При этом под особой ситуацией подразумевается:

- усложнение условий полета, характеризующееся необходимостью повышения внимания и не связанное с необходимостью выполнения летчиком значительных дополнительных управляющих действий по восстановлению исходного режима полета;
- сложная ситуация, которая требует своевременных и правильных действий для предотвращения потери самолета;
- аварийная ситуация, при которой вероятна потеря самолета, а ее предотвращение требует быстрого принятия мер и значительных нагрузок;
- катастрофическая ситуация, в которой даже при своевременном ее распознавании предотвращение потери самолета и экипажа маловероятно.

Практическое использование приведенной классификации для оценки ранга особой ситуации основывается на качественной оценке и поэтому носит субъективный и «размытый» характер. Для повышения точности оценки необходимо использовать ее количественные показатели.

В качестве основных элементов кинематического описания развития особой ситуации используются [2]:

- момент t_1 воздействия опасного фактора, влияющего на определяющий параметр x_i , в случае отсутствия своевременных действий приводящего к его выходу за предельное максимальное (минимальное) значение X_i^{max} (X_i^{min}) в некоторый момент t , после превышения которого x_i (по модулю) наступает аварийная ситуация;
- время t_p , равное $t_p = t_2 - t_1$, за которое возможно предотвращение выхода параметра за границу $X_{дон}^{max}$ (X_i^{min}) с использованием располагаемых средств управления с учетом времени реакции летчика - располагаемое время.

При достаточных величинах t_p и наличии признаков (аппаратных средств) определения опасного фактора возможно парирование вручную по соответствующим информационным сигналам. При малых величинах t_p возможно только автоматическое парирование воздействия опасного фактора. Такие факторы составляют группу особо опасных. Установление количественных границ по отклонению определяющего параметра от стабилизируемого значения между качественно различными особыми ситуациями позволит обоснованно устанавливать условно предельные значения

определяющих параметров исходя из условий неухудшения заданного качественного уровня БП. Таким образом, в качестве показателя БП будем рассматривать максимальное отклонение определяющего параметра от стабилизируемого значения.

Анализ процесса управления и классификация особых ситуаций при экспресс-анализе полетных данных с использованием количественных критериев требует установления условных предельно-допустимых границ изменения определяющих параметров и их составляющих.

При выдерживании заданного значения параметра полета (определяющего параметра) x_i результирующая ошибка ΔX_i выдерживания равна:

$$\Delta X_i = \Delta X_{iУПР} + \Delta X_{iВОЗМ} + \Delta X_{iФЛ}, \quad (1)$$

где $\Delta X_{iФЛ}$ - флуктуационная ошибка управления, вызванная ошибками датчиков,

$\Delta X_{iУПР}$, $\Delta X_{iВОЗМ}$ - ошибка обработки управляющего сигнала и ошибка, обусловленная действием атмосферных возмущений, соответственно.

Оценим предельно-допустимые значения парциальных составляющих $\Delta X_{iФЛ}$, $\Delta X_{iУПР}$, $\Delta X_{iВОЗМ}$, обеспечивающие с практически приемлемой вероятностью невыход за определяющий параметр.

Если принять, что вероятность события, заключающегося в сочетании опасных факторов, составляет 10^{-3} , необходимо установить равные вклады максимальных значений всех составляющих:

$$v = |\Delta X_{iУПР}|_{max} = |\Delta X_{iВОЗМ}|_{max} = |\Delta X_{iФЛ}|_{max} = (1/3) |\Delta X_i|_{don}^{don},$$

где $|\Delta X_i|_{don}^{don}$ - максимально допустимое отклонение параметра x_i ;

v – предельно-допустимая величина каждой составляющей.

Если в это вероятное сочетание опасных факторов входят отказы комплексной системы управления полетом, приводящие к непарируемым отклонениям параметра $\Delta X_{iотк}$, допустимые составляющие в (1) с учетом отклонения при отказе устанавливаются равными:

$$v = \frac{(|\Delta X_i|_{don}^{max} - |\Delta X_{iотк}|)}{3}. \quad (2)$$

Если сочетания рассмотренных опасных факторов являются маловероятными (с вероятностью появления менее 10^{-5}), v можно принять равной:

$$v = (0.5...0.7) |\Delta X_i|_{don}^{max}. \quad (3)$$

Если сочетание рассмотренных опасных факторов является практически невероятным событием (с вероятностью появления менее 10^{-7}), то v может составлять $(0,75...0,80) |\Delta X_i|_{don}^{max}$.

Допустимые с точки зрения БП изменения параметров решаемой в полете задачи, предотвращающие возникновение особой ситуации, должны приниматься исходя из физической сущности процесса управления параметром x_i и ограничиваться границами, носящими, с одной стороны, условный характер, а с другой - гарантировать отсутствие особых ситуаций и поэтому быть связанными с качественной шкалой оценки особых ситуаций. При этом аварийная ситуация характеризуется достижением определяющего параметра x_i предельно максимального (минимального) значения X_i^{max} (X_i^{min}), после которого возврат определяющего параметра внутрь допустимого диапазона практически невозможен.

Катастрофическая ситуация может не возникнуть, если после достижения параметром x_i значения X_i^{max} (X_i^{min}) имеется достаточный резерв времени $t_{рез} = (2,5...3,5 \text{ с})$ для приведения в действие средств аварийного покидания самолета (САПС), следовательно, минимальную разность уровней разграничения аварийной и катастрофической ситуаций ΔX_{i1} по i -му определяющему параметру ($i = 1, l$) необходимо установить равной:

$$\Delta X_{i1} = \left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{KC} \cdot t_{рез}, \quad (4)$$

где $\left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{KC}$ - максимальная величина скорости изменения x_i при катастрофической ситуации, которую следует считать равной $(0,85 \dots 1,00) \left| \dot{X}_i \right|_{\max}$, ($\left| \dot{X}_i \right|_{\max}$ - максимальная скорость изменения x_i);

$t_{рез}$ - резервное время, включающее время реакции летчика и время срабатывания САПС.

Это означает, что катастрофическая ситуация не наступит, если приращение ΔX_{i1} позволит применить САПС по достижению параметром x_i предельно максимального (минимального) значения X_i^{max} (X_i^{min}).

Если абсолютная величина предельно максимального (минимального) значения X_i^{max} (X_i^{min}) с учетом (4) не обеспечивает применение САПС после достижения параметра x_i , то следует использовать предельно допустимое максимальное (минимальное) значение $\left| X_i \right|_{дон}^{max}$ ($\left| X_i \right|_{дон}^{min}$). Оно отличается от абсолютной величины X_i^{max} (X_i^{min}) на разность, достаточную для применения САПС по достижению параметра x_i , зависящую от параметра x_i , его исходного (заданного) значения, режима полета, типа ЛА и САПС. Из этого следует, что для некоторых параметров x_i его предельно допустимое максимальное (минимальное) значение должно определяться на этапе подготовки полетного задания, если оно не определено документами по летной эксплуатации ЛА, а уровень катастрофической ситуации будет характеризоваться граничной величиной параметра x_i , на которой фактическое срабатывание САПС еще обеспечит спасение летчика.

Предотвращение возникновения аварийной ситуации характеризуется своевременным использованием максимальных маневренных возможностей самолета до достижения параметром x_i предельно максимального (минимального) значения X_i^{max} (X_i^{min}). Отсюда следует, что необходимая минимальная разность уровней X_i^{max} (X_i^{min}) и аварийной ситуации составляет:

$$\Delta X_{i2} = \Delta X_{импор}^{AC} + \left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{AC} \cdot t_{реак}, \quad (5)$$

где $t_{реак}$ - время реакции, равное сумме времени реакции летчика (2,5...3,5 с) и эквивалентного запаздывания системы управления (учитывающего влияние ненулевого значения второй производной на начальном этапе переходного процесса, равное, приблизительно, 75% от постоянной времени передаточной функции ЛА с системой управления) по отключению заданного режима управления, созданию заданного уровня второй производной параметра x_i (ускорения);

$\Delta x_{i торм}^{AC}$ - «тормозной путь» по i -му определяющему параметру, равный:

$$\Delta X_{импор}^{AC} = \left(\left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{AC} \right)^2 / 2 \left| \ddot{X}_i \right|_{расн},$$

где $\left| \ddot{X}_i \right|_{расн}$ - располагаемое ускорение для парирования АС по параметру x_i .

Для аварийной ситуации полагаем:

$$\left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{AC} = (0,70 \dots 0,75) \left| \dot{X}_i \right|_{\max}; \quad \left| \ddot{X}_i \right|_{расн} = (0,75 \dots 0,85) \left| \ddot{X}_i \right|_{\max}, \quad (6)$$

где $\left| \ddot{X}_i \right|_{\max}$ - максимальное значение второй производной (ускорение) x_i .

При этом следует иметь в виду, что в ряде случаев для предотвращения потери ЛА даже при своевременных действиях летчика, обеспечивающих невыход параметра x_i за предельно максимальное (минимальное) значение X_i^{max} (X_i^{min}), параметр x_i может превысить по величине значение $\left| X_i \right|_{дон}^{max}$ ($\left| X_i \right|_{дон}^{min}$) и кратковременно выйти в область

значений, в которых успешное применение САПС невозможно, и из которой он возвращается в допустимую область значений.

При выдерживании заданного значения параметра полета (определяющего параметра) $x_{зад}$ предельное отклонение от него ΔX_{i3} в особой ситуации, характеризуемой как сложная ситуация, определяется условными предельными значениями первой и второй производной определяющего параметра, и временем реакции летчика с учетом эквивалентного запаздывания системы управления:

$$\Delta X_{i3} = \Delta X_{импор}^{CC} + \left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{CC} \cdot t_{реак}, \quad (7)$$

где $\Delta x_{импор}^{CC}$ - «тормозной путь» по i -му определяющему параметру, равный:

$$\Delta X_{импор}^{CC} = \left(\left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{CC} \right)^2 / 2 \left| \ddot{X}_i \right|_{расн},$$

где $\left| \ddot{X}_i \right|_{расн}$ - располагаемое ускорение в сложной ситуации для парирования аварийной ситуации по X_i .

Для сложной ситуации полагаем:

$$\left| \dot{X}_i \right|_{\max}^{CC} = (0,5 \dots 0,7) \left| \dot{X}_i \right|_{\max}; \quad \left| \ddot{X}_i \right|_{расн} = (0,65 \dots 0,75) \left| \ddot{X}_i \right|_{\max}, \quad (8)$$

При усложнении условий полета применяются обычные меры по возвращению к заданному $x_{зад}$. Ситуация усложняется при увеличении скорости ухода i -го определяющего параметра. Максимальное отклонение i -го определяющего параметра ΔX_{i3} для усложненных условий полета можно принять:

$$\Delta X_{i4} = \left(\left| \dot{X}_i \right|_{пред} \cdot t_{реак} - \left| \dot{X}_i \right|_{предУУП}^2 \right) / 2 \left| \ddot{X}_i \right|_{раснУУП}, \quad (9)$$

где $\left| \ddot{X}_i \right|_{расн}$ - располагаемое ускорение для парирования особой ситуации по x_i ;

$\left| \dot{X}_i \right|_{предУУП}$ - предельная величина скорости изменения в усложненных условиях полета x_i .

Для усложненных условий полета полагаем:

$$\left| \dot{X}_i \right|_{пред} = (0,2 \dots 0,3) \left| \dot{X}_i \right|_{\max}; \quad \left| \ddot{X}_i \right|_{раснУУП} = (0,3 \dots 0,4) \left| \ddot{X}_i \right|_{\max}, \quad (10)$$

что соответствует отклонению рулевого органа менее чем на 40% от максимального значения.

Расчет предельных уровней параметра x_i для особой ситуации ведется для:

- усложненных условий полета, сложных ситуаций – в условно предельных отклонениях от заданного значения определяющего параметра $x_{зад}$;

- уровня аварийной ситуации, находящегося внутри допустимой области изменения i -го определяющего параметра, - в условно предельной разности от предельного максимального (минимального) значения определяющего параметра $X_i^{ма}$ ($X_i^{мин}$) или от предельно допустимого максимального (минимального) значения;

- уровня катастрофической ситуации, находящегося вне допустимой области изменения i -го определяющего параметра, - в условно предельных отклонениях от предельного максимального (минимального) значения определяющего параметра X_i^{max} (X_i^{min}) или от предельно допустимого максимального (минимального) значения.

При этом значения скорости и ускорения для i -го определяющего параметра в аварийной, сложной ситуациях, усложненных условиях полета, определяемые уравнениями (6), (8), (10), и в катастрофической ситуации, входящие в (4), уточняются для каждого типа ЛА, режима полета с учетом ограничений на другие параметры, установленные документами, регламентирующими летную эксплуатацию ЛА.

Таким образом, нормирование отклонений (разности) определяющего параметра x_i : ΔX_{i1} , ΔX_{i2} - от предельного максимального (минимального) значения или от предельно допустимого максимального (минимального) значения; ΔX_{i3} , ΔX_{i4} - от стабилизируемого

значения позволяет использовать количественные оценки особой ситуации, что повысит качество предполетной подготовки летного состава и экспресс-анализа полетных данных.

Расчет величин $\Delta X_{i1}, \Delta X_{i2}, \Delta X_{i3}, \Delta X_{i4}$ позволит обосновать необходимые меры безопасности, в первую очередь на этапе летных экспериментов, и использовать их при проведении анализа (экспресс-анализа) полетных данных. Исходя из анализа полетных данных, рассматриваемый режим полета можно считать безопасным для данного сочетания внешних условий, если располагаемые ресурсы управления обеспечивают предотвращение пересечения условных допустимых уровней, определяемых равенствами (2)...(8) для исходного режима полета. Особая ситуация может быть классифицирована как усложнение условий полета, сложная ситуация, если максимальные отклонения определяющего параметра от заданного значения определяющего параметра $x_{зад}$ не выйдут за границы, определяемые величинами $\Delta X_{i3}, \Delta X_{i2}$.

Предложенный подход может быть применен при разработке алгоритмов экспертной системы [3], всесторонне учитывающей мнения и оценки летного состава и специалистов, используемой для предполетной подготовки и послеполетной оценки уровня БП.

Литература

1. Опыт применения структурно-логических схем при изучении военных специальных дисциплин. / Под ред. Г.С. Кондратенкова, М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1987г.- 57с.
2. Безопасность полета ЛА. Методические основы. / Под ред. А.И. Старикова, М.: Транспорт, 1988 - 159 с.
3. Нейлор К. Как построить свою экспертную систему. - М.: Энергоатомиздат. 1991- 286 с.