

АВІАЦІЙНА Й КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 629.735.067(045)

В.Н. Казак, д.т.н.
Е.Н. Тачинина, к.т.н.
Т.А.Мазур, к.т.н.

УСЛОВИЯ СОХРАНЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ ЖИВУЧЕСТИ СИСТЕМЫ «ВОЗДУШНОЕ СУДНО – ЭКИПАЖ – СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ – СРЕДА» В ОСОБЫХ СИТУАЦИЯХ В ПОЛЕТЕ

Национальный авиационный университет, г. Киев

Рассмотрена концепция сохранения динамической живучести системы – «воздушное судно – экипаж – система автоматического управления - среда» за счет восстановления управляемости самолета в создавшейся особой полетной ситуации.

Ключевые слова: живучесть, система «воздушное судно – экипаж – система автоматического управления - среда», особая ситуация, восстановление управляемости.

Под живучестью будем понимать сохранение управляемости системы в аварийных и катастрофических ситуациях в полете. Потеря управляемости самолетом происходит из-за влияния внешних деградирующих факторов или внутренних процессов. Для системного учета их влияния в работе рассматриваются составляющие процесса полета самолета как единое, процессуально взаимосвязанное целое – «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете». Для исследования возможности восстановления управляемости системы – «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете» (в дальнейшем системы) проанализировать авиационные происшествия (АП), возникшие в полете по всем причинам начиная с 1974 по 2009 год. Все причины АП сгруппированы в пять основных групп:

- неблагоприятные метеоусловия;
- некачественное техническое обслуживание;
- повреждение внешних обводов самолёта и неисправности авиационной техники;
- ошибки службы управления движением (УВД);
- ошибки в принятии решения и действиях экипажей.

Процентное распределение АП по названным причинам, по результатам анализа итогов расследований, приведено на рис.1.

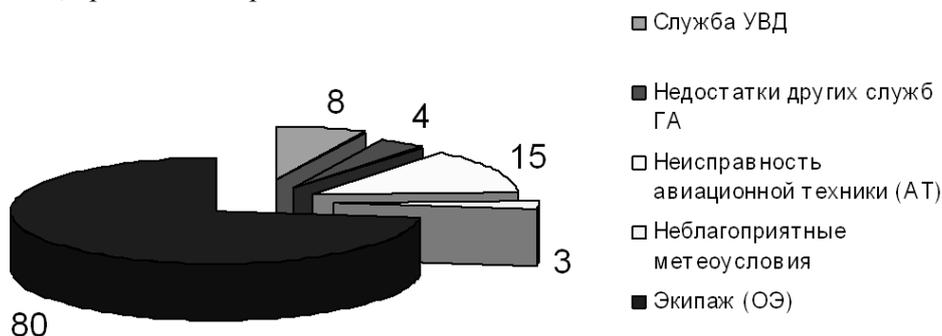


Рис. 1. Распределение авиационных происшествий по группам наиболее характерных причин

Следует отметить, что наиболее тяжкие последствия возникают при наложении последствий одних на другие. Так из анализа данных рис.1 видно, что порядка 80 % АП происходит по вине людей, т.е., человеческого фактора. Распределение числа авиационных происшествий по этапам полета приведено на рис. 2.

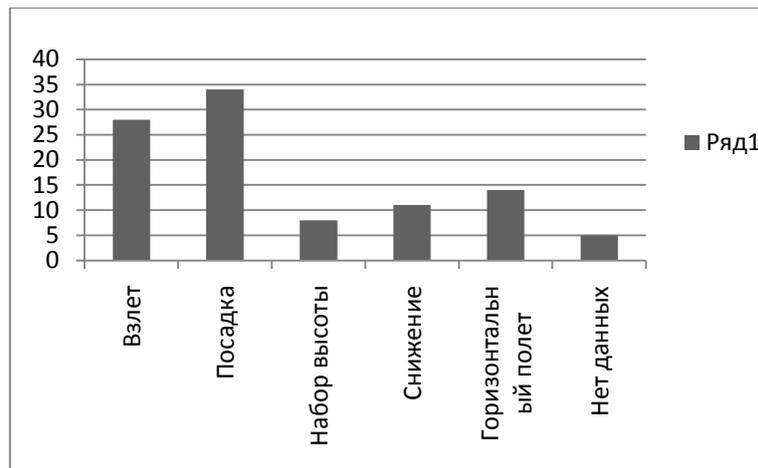


Рис. 2. Распределение АП по этапам полета.

В связи с этим и введена в понятие системы особая ситуация, которая, возникая накладывает свое влияние на людей, связанных с процессом принятия решений по управлению полетом самолета, которые в свою очередь, влияют на характер ее развития.

Наиболее часто эти явления проявляются на этапах взлета и посадки (рис.2).

Очевидно, что для оценки в полете проявлений тех или иных причин изменений состояния системы, в том числе при проявлении повреждений внешних обводов самолета (рис. 3) необходимо расширить вектор состояния до рассматриваемых случаев возникновения особой ситуации:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Gf(t) + D\varphi(x); \\
 y(t) &= Cx(t) + B'u(t) + G'f(t); \\
 \dot{v}(t) &= C''x(t) + B''u(t) + G''f(t) + D''\varphi(t); \\
 f(t) &= \chi v(t) + \Delta\varphi(v),
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где $y(t)$ – m -размерный вектор выходных переменных; $v(t)$ и $f(t)$ – r -размерные векторы входных переменных, вызванных деградирующим действием внешних факторов и внутрисистемных процессов и аддитивных параметрических возмущений, соответственно; χ и $\Delta\varphi(v)$ – диагональные матрицы вариаций параметров линейных нестабильных явлений и приращений, появившихся вследствие вариации параметров нелинейностей, выходных переменных нелинейных элементов размерности $r \times r$ матрицы $A, B, B', B'', C, C', C'', G, G', G'', D, D''$ – матрицы постоянных параметров, размерность которых определяется размерностью соответствующих векторов в системе уравнений (1).

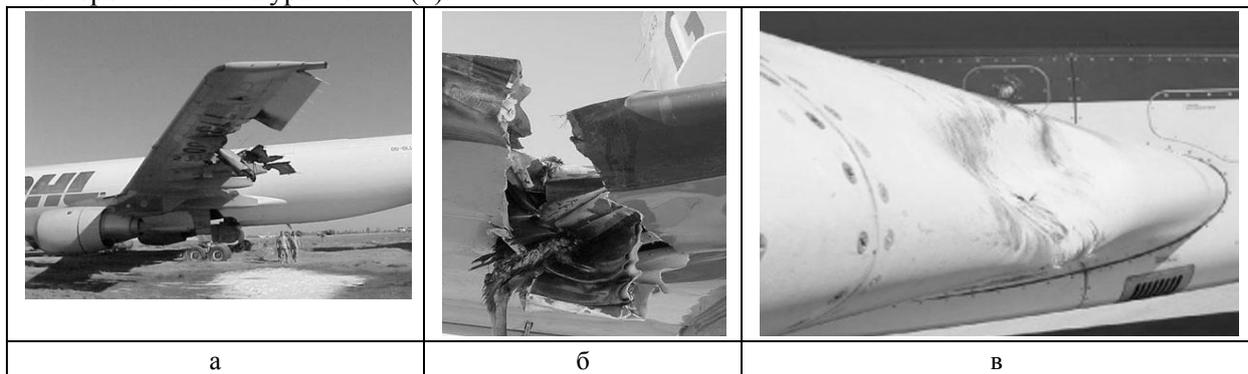


Рис.3. а,б,в Примеры повреждений внешних обводов самолета

Компоненты вектора управления $u(t)$ могут быть как детерминированными, так и случайными функциями времени; $\chi(t)$ и $\Delta\varphi(v)$ имеют также детерминированный, случайный или неопределенный характер.

Упрощение математической модели при условии формирования выходных переменных $y(t)$ и входных переменных $v(t)$ только за счет переменных состояний $x(t)$ и приводит модель (1) к следующему виду:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Gf(t) + D\varphi(x); \\ y(t) &= Cx(t); \\ v(t) &= C''x(t); \\ f(t) &= \chi v(t), \end{aligned} \quad (2)$$

Структура системи «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете», описываемой моделью (2), представлена на рис. 4

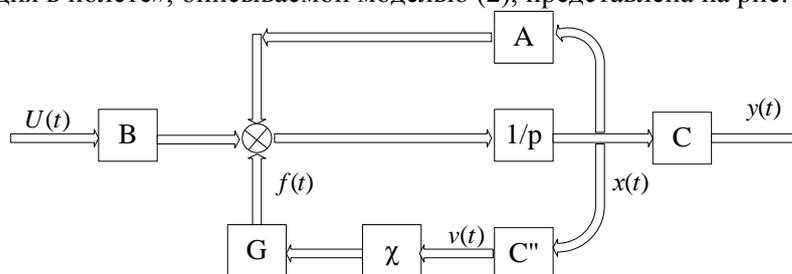


Рис. 4 . Структура многомерной системы

При ее преобразовании к одному уравнению относительно вектора переменных состояний, получаем:

$$\dot{x}(t) = A_n x(t) + B_n u(t),$$

где $A_n = A + G \chi C''$; $U_m = U_p(t) + U_n(t)$;

Воспользовавшись дуальностью понятий управляемости и наблюдаемости [1, 2] определим обобщенный параметр для класса линейных и линеаризованных систем. Понятие полной управляемости системы «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете» с точки зрения организации контроля ее состояния означает, что если вектор $x(t_0)$ в момент времени $t=t_0$ определяет динамическое состояние указанной системы, то воздействием на нее за конечный интервал времени $\tau=t-t_0$ управления $u(t)$, она может быть переведена в любое другое состояние $X(t_1) \in R$. Если же система «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете» управляема не полностью, то определить ее поведение в создавшейся полетной ситуации не представляется возможным. С физической точки зрения это означает, что в системе появились изолированные составные элемент, на которые не возможно подать внешние входные воздействия, в том числе и энергетические составляющие (питающие напряжения, тяговые составляющие и др.), а это в свою очередь означает, что и реакция, характеризующая состояние указанной системы, отсутствует.

Физический смысл наблюдаемости при организации информационного обеспечения управления системой означает, что вместо измерения всех составляющих компонентов вектора состояния $x(t)$ в некоторый фиксированный момент $t_1 \in [t_0, t_k]$, достаточно произвести измерение вектора $z(t)$ меньшей размерностей [5].

$$Y = (C + EK)X$$

где C , E – матрицы соответствующих коэффициентов; K – матрица, представляющая собой положительное решение алгебраического матричного уравнения Рикатти.

Таким образом, для информационного обеспечения задачи управления системой, в том числе и в особой ситуации в полете, требуется вычислить минимальную совокупность управляющих воздействий $u(t)$ и измеряемых $z(t)$ сигналов таким образом, чтобы обеспечить полную управляемость и полную наблюдаемость указанной системы в создавшейся полетной ситуации. Определим методику решения этой задачи и оценим влияние внешних деградирующих факторов или внутрисистемных процессов на развитие особой ситуации в полете. Для этого модели (1) и (2) представим в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t), \quad x(t_0) = x_0, \quad t_0 < t < t_k; \\ z(t) &= Cx(t), \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где A – матрица $n \times n$, отражающая структуру системы и связь между ее составляющими; $x(t)$ – вектор состояния системы; $u(t)$ – вектор входных воздействий на систему; $z(t)$ – вектор измеряемых реакций.

Необходимо определить минимальную размерность совокупности $\{U(t), Z(t)\}$ или, что одно и то же

$$B = \min_{\{i\}} \text{rang}\{B_i\}; \quad C = \min_{\{j\}} \text{rang}\{C_j\}$$

из условий полной управляемости и наблюдаемости модели [1, 4].

В работе [4] для системы (3) приведено решение в виде

$$x(t) = \exp\{A(t-t_0)\}x_0 + \int_{t_0}^t \exp\{A(t-\tau)\}B \cup(\tau) d\tau.$$

Без потери общности положим, что в установившемся полете ВС, $x_0=0$ и с учетом теоремы Кели–Гамильтона о расположении матричного экспоненциала [1] получим из (3):

$$x(t) = \int_{t_0}^t \sum_{i=0}^{n-1} \gamma_i(t-\tau) A^i B \cup(\tau) d\tau = \sum_{i=0}^{n-1} A^i B \int_{t_0}^t \gamma_i(t-\tau) \cup(\tau) d\tau \quad (4)$$

Критерием полной управляемости и наблюдаемости (3) в создавшейся полетной ситуации при заданном $X(t=t_1)$, $t_1 > 0$, будет жесткое выполнение условия (1):

$$\text{rang}(BABA^2B \dots A^{n-1}B) = n. \quad (5)$$

Из (5) следует, что если $\text{rang}B = n$, то независимо от структуры системы (вида матрицы A) она будет полностью управляема.

Пусть имеется конечный набор матриц, ранги которых не выше n .

Выберем

$$B = \min_{\{i\}} \text{rang}\{B_i\}; \quad (6)$$

так чтобы требование (5) было еще справедливым. Это и будет условием минимизации, для сложившейся полетной ситуации, числа управляющих воздействий, т.е, условием восстановления управляемости.

Опираясь на принцип дуальности управляемости и наблюдаемости можно по аналогии определить минимальную размерность вектора Z , обеспечивающую полную наблюдаемость процесса развития полетной ситуации.

$$[CA^T C^T (A^T)^2 C^T (A^T)^3 C^T \dots (A^T)^{n-1} C^T]. \quad (7)$$

Далее определим ранг матрицы (7), если он равен n , то система «воздушное судно – экипаж - система автоматического управления - среда - особая ситуация в полете» полностью наблюдаема [1].

$$[CA^T C^T (A^T)^2 C^T (A^T)^3 C^T \dots (A^T)^{n-1} C^T] = n. \quad (8)$$

Минимизацию числа компонент $Z(t)$ осуществляем на основе (7) и (8).

Пусть система может быть представлена множеством $\{B, C\}$ при которых она является полностью управляемой наблюдаемой с точки зрения развития полетной ситуации. Каждой паре матриц B, C из этого множества зададим некоторую норму $\|B_i\|, \|C_j\|$, характеризующие выше перечисленные деградирующие факторы, вызывающие возникновение особой ситуации.

Тогда вычисление такой пары $\{B, C\}$, для которой достигается $\min_{\{i,j\}} \{\|B_i\|, \|C_j\|\}$, будет означать выбор обобщенного параметра с учетом дополнительных факторов. Например, упрощение аэродинамической схемы, ограничение условий полета, установка дополнительных информационных датчиков о состоянии внешних обводов летательного аппарата, снижение времени классификации технического и аэродинамического состояния самолета и др.

Как следует из приведенных рассуждений главным, в условиях возникшей особой ситуации в полете, является выполнение условий (5) и (8).

Такую задачу для типовых отказов или повреждений (например, внешних обводов самолета) может решить интеллектуальный фильтр – регулятор, обеспечивающий адаптацию управления

системой к конкретной полетной ситуации, а в случае необходимости, например: обрыв тяги одной из управляющих поверхностей, столкновение с крупной птицей; отказ одного и более двигателей, попадание в самолет шаровой молнии и др.–реконфигурацию управления самолетом, а значит и системой в целом. Реконфигурация в данном случае означает перераспределение управляющих воздействий между рулевыми органами, включая силовую установку.

В исследованиях, проводимых авторами, одна из задач решается с помощью закона управления с обратной связью вида :

$$u_i(t) = -G(\eta^{(i)})y_i(t), \quad i = \overline{1, k}, \quad (9)$$

где $\eta^{(i)}$ - n -мерный вектор параметров, определяющих зависимость функции G от конкретной отказной ситуации или конкретного повреждения внешних обводов самолета. Следовательно, функция G должна в этом случае удовлетворять ограничению

$$G(\eta^{(i)}) = \sum_{j=1}^{\eta_j} \eta_j^{(i)} \chi G_j, \quad G_j \in R^{m \times n} \quad (10)$$

Матрицы G определяются из условия минимизации целевой функции, отражающей качество управления системой во всех возможных особых ситуациях в полете. Для каждого их отказных состояний целевая функция имеет вид (1, 3).

$$J_i = \lim_{N \rightarrow \infty} 1/2(N+1) \cdot E \left\{ \sum_{\tau=0}^N x_i^T(t+\tau) Q_i x_i(t+\tau) + u_i^T(t) R_i u_i(t) \right\} \quad (11)$$

где $Q_i \geq 0$, $R_i \geq 0$, $\tau \geq 0$.

Очевидно, что для всей совокупности возможных технических и аэродинамических состояний системы будет [1].

$$J = \sum_{i=1}^m d_i J_i \quad (12)$$

где $d_i > 0$ - представляет собой весовые коэффициенты, соответствующие относительной важности высокого качества управления в той или иной создавшейся полетной ситуации.

Выводы

В статье изложена концепция восстановления управляемой системы –«самолет-экипаж-система автоматического управления - среда особая ситуация» за счет восстановления управляемости самолета в создавшейся полетной ситуации. Для этого в интеллектуальном регуляторе предусматривается наличие системы принятия решения и матрицы коэффициентов обратной связи, которая рассчитывается заранее в виде функции параметров, характеризующих то или иное отказное состояние или состояние внешних обводов самолета. Система принятия решения о реконфигурации управляющих воздействий строится с учетом предшествующего опыта экспертов (экипажей) при помощи принципов когнитивного моделирования. Расчёт матриц коэффициентов осуществляется с помощью процедуры оптимизации по квадратическому критерию одновременно для типового набора моделей самолета в различных отказных ситуациях, при этом параметры, характеризующие отказ системы или повреждение внешних обводов самолета, выступают в качестве ограничений.

Список литературных источников

1. Казак В.М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті: Монографія / В.М. Казак. К.: Вид-во «НАУ-друк», 2010.–288 с.
2. Казак В.Н. Салимон В.И., Туник А.А. Основы автоматизированного управления летательными аппаратами: Учебник / Под общей редакцией Казака В.Н., – К.: НАУ, 2000, 244с.
3. Казак В.Н. Салимон В.И., Туник А.А. Системы автоматического и полуавтоматического управления полетом: Учебник / Под общей редакцией Казака В.Н., – К.: НАУ, 2002, 207 с.
4. Казаринов Ю.М., Гришин О.П., Воловник Ю.Н. Обработка сигналов в комплексированном измерителе при наличии нарушения в радиоканале. Вопросы радиоэлектроники. Сер. ОТ, вып. 10, 1978. с 22-31.