



О.И. Кузнецов, В.М. Солдаткин

ТЕХНОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Для предупреждения экипажа и предотвращения критических режимов вертолета [1] на борту вертолета должны быть установлены соответствующие средства, которые должны не только обеспечивать контроль текущих значений параметров движения вертолета, но и формировать их допустимые значения с учетом эксплуатационных ограничений и метеорологических условий, выдачу предупреждающих сигналов и управляющих команд-подсказок экипажу, т.е. выполнять функции информационно-управляющей системы предотвращения критических режимов [2].

Как показано в работе [3], летные ограничения на характерные для каждого критического режима параметры полета вертолета определяются граничными значениями характерных параметров $x_{гр i}$, превышение которых приводит к возникновению одной из регламентируемых Нормами летной годности вертолетов (НЛГВ) особой (нештатной) ситуации H_i [4]: усложнению условий полета (УУП), сложной (СС), аварийной (АС) и катастрофической (КС) ситуациям.

Определяющим признаком возникновения каждой из особых ситуаций H_k на всех этапах полета вертолета от взлета до посадки, на режимах снижения и висения является превышение характерных параметров x_i известных для данного типа вертолета эксплуатационных ограничений $x_{гр i}$, определяющих уровень опасности нештатных режимов полета [2]: $x_{iн}$ – номинальное значение параметра x_i , соответствующее нормальному (с точки зрения безопасности) эксплуатационному режиму полета; $x_{iп}$ – пороговое значение, соответствующее уровню срабатывания сигнализации и свидетельствующее о выходе параметра x_i в зону УУП; $x_{i доп}$ – допустимое значение параметра, соответствующее границе перехода от УУП к СС; $x_{i пред}$ – предельное (опасное) значение параметра, выход за границы которого является причиной возникновения АС; $x_{i кр}$ – критическое значение параметра, превышение которого с вероятностью близкой к единице приводит к возникновению катастрофической ситуации.

Тогда при полете вертолета каждая из особых ситуаций H_k , обусловленная изменением характерного параметра x_i , может быть идентифицирована следующими уравнениями [2]:

катастрофическая ситуация: $x_i \geq x_{i кр}$ и $P_{оп}^{x_i} = 1$;

аварийная ситуация: $x_{i кр} > x_i \geq x_{i пред}$ и $10^{-2} \leq P_{оп}^{x_i} < 1$;

сложная ситуация: $x_{i пред} > x_i \geq x_{i доп}$ и $10^{-4} \leq P_{оп}^{x_i} < 10^{-2}$;



усложнение условий полета: $x_{i_{\text{доп}}} > x_i \geq x_{i_{\text{п}}}$ и $10^{-6} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-4}$;

нормальные эксплуатационные условия: $x_i < x_{i_{\text{н}}}$ и $10^{-9} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-6}$,

где $P_{\text{оп}}^{x_i}$ - вероятность возникновения катастрофической ситуации при данном значении параметра x_i , характеризующая уровень опасности данного режима полета по параметру x_i .

Так как на границах особых ситуаций H_k связь значений $x_{i_{\text{гп}}}^{H_i}$ параметра x_i и вероятностного показателя $P_{\text{оп}}^{x_i}$ опасности режима полета вертолета однозначна, то по граничным точкам $x_{i_{\text{гп}}}^{H_k}$ может быть построена детерминированная для данного типа вертолета непрерывная информативная функция опасности [5] $F_{\text{оп}}^{x_i} = f(x_i)$, которая однозначно характеризует изменение уровня безопасности полета вертолета при изменении параметра x_i .

При приближении к эксплуатационным ограничениям нескольких характерных параметров x_i ($i=1, 2, \dots, n$) может быть построена интегральная информативная функция $F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n)$, определяющая текущий уровень опасности режима полета вертолета в целом, вида

$$F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - F_{\text{оп}}^{x_i}) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - f(x_i)].$$

Так как характерные параметры x_i на каждом режиме полета взаимосвязаны через динамику движения вертолета, то указанные связи учитываются и в полученных частных и интегральной информативных функциях опасности.

Пусть уравнения управляемого движения вертолета на данном режиме полета известны и имеют вид [2]

$$\frac{dx_i}{dt} = \varphi_i(x_0, U_j, W_k, t), \quad i = \overline{1, n}, \quad j = \overline{1, m}, \quad k = \overline{1, l},$$

где x_i – фазовые координаты вектора состояния \mathbf{X} вертолета; U_j – параметры вектора управления \mathbf{U} ; W_k – параметры вектора внешнего воздействия \mathbf{W} ; t – время.

Принимая, что координаты x_i , а следовательно, и информативные функции опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$ – непрерывно дифференцируемые функции времени с учетом (1) будем иметь

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t); \quad i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \quad k = \overline{1, l}. \quad (2)$$

Аналогично для интегральной информативной функции опасности режима полета, получим:

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t). \quad (3)$$

Уравнение (3) можно представить в виде



$$\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t) =$$

$$= \text{grad } F_{\text{оп}} \frac{d\mathbf{X}}{dt} = \text{grad } F_{\text{оп}} \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t) = \text{grad } F_{\text{оп}} |\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)| \cdot \cos \varphi,$$

где $\text{grad } F_{\text{оп}}$ – вектор градиента интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}$ текущего режима полета вертолета; $\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$ – вектор обобщенной фазовой скорости вертолета как объекта управления; φ – угол между векторами $\text{grad } F_{\text{оп}}$ и $\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$.

На рис. 1 в координатах вертикальной скорости V_y и горизонтальной воздушной скорости $V_{xz} = \sqrt{V_{Bx}^2 + V_{Bz}^2}$ для различных особых ситуаций H_i режима «вихревое кольцо» построены линии одинакового уровня информативной функции опасности $F_{\text{оп}}^{\text{БК}} = \text{const}$ и траектория изменения функции $F_{\text{оп}}^{\text{БК}}(t)$ при движении вертолета [5].

Как видно из рис. 1, в точке 1 направления вектора $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{БК}}$ и производной $dF_{\text{оп}}/dt$ практически совпадают, что указывает на ожидаемое возрастание функции $F_{\text{оп}}^{\text{БК}}(t)$ и снижение уровня безопасности полета вертолета. В точке 2 обобщенная информативная функция опасности достигает своего наибольшего значения, при этом вектор $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{БК}}$ ортогонален производной $dF_{\text{оп}}^{\text{БК}}/dt$.

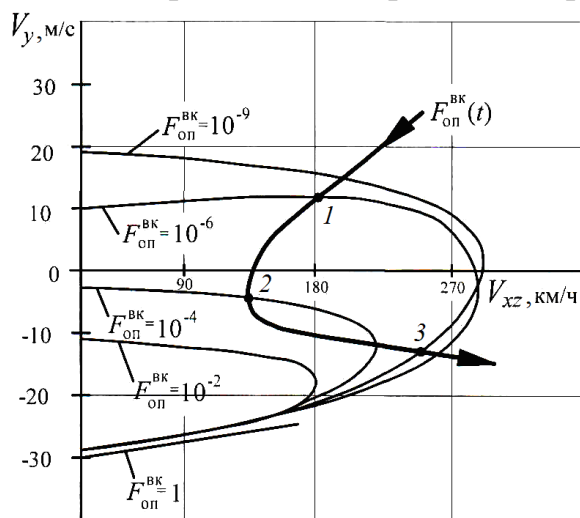


Рисунок 1 – Иллюстрация кривых равной опасности режима «вихревое кольцо»

При дальнейшем движении вертолета производная $dF_{\text{оп}}^{\text{БК}}/dt$ становится отрицательной, что свидетельствует об уменьшении интегральной функции опасности $F_{\text{оп}}^{\text{БК}}(t)$ до значения, равного в точке 3 $F_{\text{оп}}^{\text{БК}} \approx 10^{-9}$ и соответствующем нормальным эксплуатационным условиям полета вертолета.

Если линии уровня равной опасности $F_{\text{оп}}^{\text{БК}} = \text{const}$ и траекторию изменения функции $F_{\text{оп}}^{\text{БК}}(t)$ представить в качестве визуальной и директорной информации, то при пилотировании

вертолета она может служить дополнительным и наглядным указанием пилоту – как управлять вертолетом в данный момент времени, возможно ли с учетом возможностей (запасов) управления по критическим параметрам x_i и x_j обеспечить заданный уровень безопасности полета в дальнейшем, как понизить уро-



вень опасности возникающей особой ситуации.

Например, для информационной поддержки экипажа вертолета в возникающих нештатных ситуациях предлагается традиционную систему отображения информации дополнить кадром индикатора безопасности, который может быть реализован на информационном табло системы экранной индикации (СЭИ), например, в виде информационного поля с тремя зонами – зеленого, желтого и красного цветов (рис. 2).

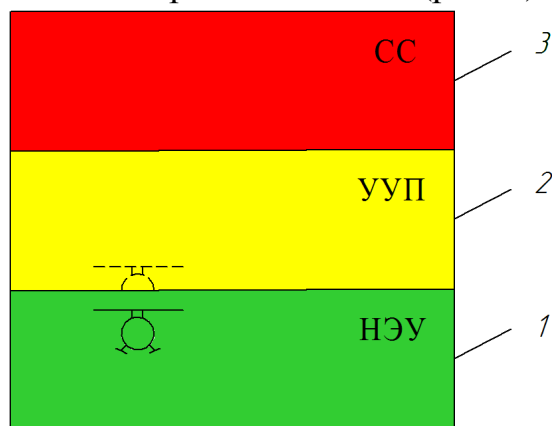


Рисунок 2 – Иллюстрация одного из вариантов реализации индикатора безопасности режима полета вертолета

При приближении непрерывного высвечивания черного силуэта вертолета к границе особой ситуации (УУП или СС) дополнительно к информационному полю индикатора безопасности на экране СЭИ формируется дополнительная информация о текущих и прогнозируемых значениях интегральной информативной функции опасности режима полета вертолета, а также целевые команды-подсказки содействия экипажа по эффективному выводу вертолета из возникающей особой ситуации, например, «Уменьшить вертикальную скорость», «Увеличить продольную скорость» и т.п.

Для большей достоверности предупреждения экипажа о приближении особой ситуации при пересечении проблесковых силуэтов вертолета границ особых ситуаций автоматически срабатывает канал упреждающей сигнализации (звуковой, световой или тактильный), на который должна быть обеспечена соответствующая реакция экипажа при штурвальной управлении вертолетом.

Таким образом, рассмотренная информационно-управляющая система позволяет решать задачи обнаружения, предупреждения и управления по предотвращению критических режимов полета вертолета, решать задачи информационной поддержки экипажа в особых ситуациях.

Литература

- [1] Володко А.М. *Безопасность полетов вертолетов*. М.: Транспорт, 1981. 342 с.
- [2] Солдаткин В.М. *Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета*. - Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 350 с.
- [3] Деревянкин В.П., Кузнецов О.О., Солдаткин В.М. *Особенности системы предупреждения критических режимов полета вертолета* // Известия вузов. Авиационная техника, 2012. №3. С. 51 – 55.
- [4] *Нормы летной годности гражданских вертолетов*. М.: ЦАГИ, 1987. 350 с.
- [5] Кузнецов О.И., Солдаткин В.М. *Синтез информативных функций опасности критических режимов полета вертолета* // Известия вузов. Авиационная техника, 2013. №3. С. 50 – 56.