

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА НА ОСНОВЕ МОДЕЛЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ БОРТОВОГО ЭРГАТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

О. И. КУЗНЕЦОВ¹, В. М. СОЛДАТКИН²

¹ Ульяновское конструкторское бюро приборостроения, 432071, Ульяновск, Россия

² Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева-КАИ, 420111, Казань, Россия
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Рассматриваются задача обеспечения безопасности полета вертолета в условиях реальной эксплуатации и ее связь с функционированием элементов бортового эргатического комплекса (БЭК). Раскрываются методика построения информативных функций опасности текущего режима полета вертолета, вызванной нарушением функционирования элементов БЭК при воздействии неблагоприятных факторов, их связь с динамикой движения и возможность использования в каналах предупреждения и информационной поддержки экипажа информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета вертолета. Предложенные частные и интегральные информативные функции опасности, их производные во времени и градиент изменения по характерным критическим параметрам полета вертолета отражают динамику движения вертолета и связанные с ней изменения уровня безопасности режима полета, позволяют решать задачи обнаружения и идентификации особых ситуаций, предупреждения экипажа и построения алгоритмов штурвального управления в каналах информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета, решать задачи информационной поддержки экипажа в особых ситуациях.

Ключевые слова: бортовой эргатический комплекс, неблагоприятные факторы, информативные функции опасности, связь с динамикой движения, обеспечение безопасности полета, информационно-управляющая система

Введение. Значительная часть авиационных происшествий при эксплуатации вертолетов связана с воздействием на бортовой эргатический комплекс (БЭК) „экипаж — бортовое оборудование — вертолет“ следующих факторов: ошибочные действия летного состава, отказы техники, неблагоприятные внешние воздействия или особые режимы полета [1—3].

При этом особенности аэродинамики, динамики полета и каналов управления вертолета [1, 4, 5] обуславливают летные ограничения по прочности элементов конструкции, по допустимым режимам работы несущего винта, по параметрам маневрирования в вертикальной плоскости, а также эксплуатационные ограничения — по метеоусловиям на стоянке, стартовым и взлетно-посадочным режимам, которые регламентируются Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолета [6]. Несоблюдение указанных ограничений, в том числе из-за так называемого „человеческого фактора“, является причиной возникновения особых и критических режимов полета, связанных с явлением „подхвата“ вертолета, режимом „вихревое кольцо“, самопроизвольным левым вращением, опрокидыванием вертолета

и соударением лопастей о землю и с хвостовым винтом и др. [1, 3, 7].

Согласно Авиационным правилам [8] и РЛЭ, бортовые средства автоматизированного контроля и парирования нарушений функционирования элементов БЭК должны выполнять функции информационно-управляющей системы (ИУС) обеспечения безопасности полета вертолета [9]. Эти средства должны не только фиксировать в полете нарушения функционирования элементов БЭК, но и определять вызываемые ими изменения характерных критических параметров полета, своевременно предупреждать экипаж о приближении к границам эксплуатационных ограничений, определять текущий уровень опасности полета. Установление уровня опасности позволяет парировать последствия отказов техники, ошибочных действий экипажа и неблагоприятных внешних воздействий, корректировать алгоритмы штурвального и автоматического управления, а также вырабатывать своевременные решения о необходимости изменения режима пилотирования или маршрута движения воздушного судна [10—12].

Оценка влияния на безопасность полета нарушений функционирования элементов БЭК. Разработка ИУС обеспечения безопасности полета вертолета предусматривает формирование показателей, позволяющих оценить влияние различных факторов, приводящих к нарушению функционирования элементов БЭК, на уровень безопасности полета вертолета.

Вследствие случайного характера возникновения в полете указанных факторов события, вызывающие неблагоприятный исход полета и появление авиационного происшествия, также являются случайными, поэтому в качестве объективного критерия безопасности полета вертолета можно использовать вероятность P благополучного исхода полета. При определении значения P , как правило, принимаются следующие допущения [13—16]: 1) все факторы, влекущие нарушение функционирования элементов БЭК, составляют полную группу независимых несовместных событий, 2) события парирования в полете воздействий неблагоприятных факторов на элементы БЭК экипажем или бортовыми техническими средствами являются независимыми, тогда [9]:

$$P = P_T P_\Sigma P_H, \quad (1)$$

где P_T , P_Σ , P_H — вероятность того, что в полете техника не отказала, ошибочные действия экипажа отсутствовали, неблагоприятные внешние воздействия не имели места, экипаж или бортовые технические средства (в том числе система обеспечения безопасности полета) парировали их последствия. При этом входящие в соотношение (1) частные вероятности определяются как [10]:

$$P_k = \prod_{i=1}^n (P_{ki} + Q_{ki} r_{ki}), \quad (2)$$

где P_{ki} и q_{ki} — вероятность благополучного и неблагоприятного (с авиационным происшествием) исхода полета при воздействии k -го неблагоприятного фактора; r_{ki} — условная вероятность парирования в полете i -го нарушения функционирования ($i = \overline{1, n}$).

Однако соотношение (1) и (2) не позволяет на отдельных этапах или режимах полета определять текущий уровень безопасности, анализировать, какие факторы являются причиной возникновения текущей нештатной ситуации, определять степень опасности возникающей нештатной ситуации, формировать команды-подсказки или управляющие сигналы эффективного парирования воздействия неблагоприятных факторов и обеспечения регламентированного уровня безопасности полета вертолета.

Методика построения информативных функций опасности текущего режима полета вертолета. Текущий уровень опасности полета вертолета можно оценить вероятностью $Q(t)$ возникновения в момент времени t авиационного происшествия (аварийной или катастрофической ситуации) при нарушении функционирования элементов БЭК вида [10]:

$$Q(t) = Q_{ВФ}(t)Q_{ОС}Q_{КС}, \quad (3)$$

где $Q_{ВФ}(t)$ — вероятность появления воздействующих факторов (ВФ), влияющих на безопасность функционирования БЭК; $Q_{ОС}$ — условная вероятность возникновения особой ситуации (ОС) вследствие ВФ; $Q_{КС}$ — вероятность возникновения катастрофической ситуации (КС) вследствие того, что экипаж или бортовые технические средства не устранили ОС.

Каждый влияющий фактор во времени (при полете вертолета) можно представить случайным процессом с конечным множеством состояний $S_{ВФ}\{S_i\}$, $i = \overline{1, m}$, и непрерывной областью изменения характерных (критических) параметров полета x_i . Процесс может быть описан с помощью марковской модели функции работоспособности $S_{ВФ}(S_1, \dots, S_m)$ вектором вероятности $Q_{ВФ}(t) = [Q_1(t, S_1), \dots, Q_j(t, S_j), \dots]$ нахождения системы в любом состоянии S_j .

Процесс полета вертолета от старта до приземления можно разбить на $k = \overline{1, n}$ этапов. Если события A_k успешного завершения k -го этапа считать независимыми, то событие успешного завершения полета в целом определяется как конъюнкция, т.е. $A = \bigcup_{k=1}^n A_k$. При выполнении

каждого k -го этапа используется j -я комбинация элементов БЭК, тогда событие A_k будет представлено как $A_k = B_{1k} \cup B_{2k} \cup \dots \cup B_{mk}$, где B_{jk} — факт успешного (безопасного) функционирования каждой j -й комбинации элементов БЭК, задействованных на k -м этапе полета. Каждый факт B_{jk} можно представить событием S_{ljk} , при котором каждый l -й функциональный элемент эргатического комплекса в j -й комбинации на k -м этапе полета выполняет свои функции (работоспособен). Тогда при $l = \overline{1, p}$ $B_{jk} = \bigcap_{l=1}^p S_{ljk}$ ($\bigcap_{l=1}^p$ — операция дизъюнкции).

Тогда с учетом (3) текущая вероятность $P(t)$ безопасного завершения полета вертолета будет определяться выражением

$$P(t) = 1 - Q(t) = 1 - \prod_{k=1}^n \sum_{j=1}^m \prod_{l=1}^p Q_{ljk} Q_{ОСljk} Q_{КС},$$

где Q_{ljk} — вероятность отклонения от нормального функционирования (отказа) l -го функционального элемента БЭК, обеспечивающего k -й этап полета в j -й комбинации; $Q_{ОСljk}$ — условная вероятность возникновения особой ситуации H_i [8] при нарушении функционирования (отказе) l -го функционального элемента БЭК; $Q_{КС}$ — вероятность возникновения катастрофической ситуации при условии, что автоматизированные технические системы и экипаж не устранят H_i , усложнение условий полета, сложную и аварийную ситуации.

При использовании на вертолете для обеспечения безопасности полета на k -м этапе полета q вспомогательных технических средств, например резервных систем, каналов ИУС обеспечения безопасности полета вертолета (q — комбинация r вспомогательных систем на k -м этапе полета):

$$Q(t) = \left[\prod_{k=1}^n \sum_{j=1}^m \prod_{l=1}^p Q_{ljk} Q_{ОСljk} Q_{КС} \right] \left[\prod_{k=1}^n \sum_{r=1}^M \prod_{q=1}^N Q_{qrk} Q_{ОСqrk} Q_{КС} \right], \quad (4)$$

где M — число возможных комбинаций вспомогательных технических систем на k -м этапе полета; N — число вспомогательных технических систем в комбинации r на k -м этапе полета;

Q_{qrk} — вероятность отказа q -й вспомогательной системы, обеспечивающей k -й этап полета в комбинации r ; Q_{OCqrk} — вероятность возникновения H_i при отказе q -й вспомогательной системы, обеспечивающей k -й этап полета в комбинации r .

При допущении о том, что возможные причины появления ситуаций H_i , связанных с воздействием неблагоприятных внешних факторов и нарушениями функционирования БЭК, составляют полную группу событий, т.е. $\sum_{l=1}^p Q_{OCijk} = 1$, возможные нарушения в работе функциональных элементов бортового эргатического комплекса можно распределить по степени опасности возникшей особой ситуации.

С учетом регламентированных Авиационными правилами [8] значений вероятностей возникновения за час полета или за полет в целом катастрофической ситуации $Q_{KC} = 10^{-9}$, аварийной ситуации (АС) $Q_{AC} = 10^{-6}$, сложной ситуации (СС) $Q_{CC} = 10^{-4}$, усложнения условий полета (УУП) $Q_{УУП} = 10^{-2}$, нормальных эксплуатационных условий (НЭУ) $Q_{НЭУ} \approx 1$ и при условии, что в каждой из особых ситуаций текущий уровень опасности $Q(t) \leq Q_{KC} = 10^{-9}$, можно определить изменения условных вероятностей авиационного происшествия в возникающих особых ситуациях H_i

$$Q_{KC} = 1; 10^{-2} \leq Q_{AC} < 1; 10^{-4} \leq Q_{CC} < 10^{-2}; 10^{-6} \leq Q_{УУП} < 10^{-4}; 10^{-9} \leq Q_{НЭУ} < 10^{-6},$$

где $Q_{НЭУ}$ — условная вероятность авиационного происшествия при полете в НЭУ в отсутствие основных неблагоприятных факторов.

Нарушения функционирования элементов БЭК при воздействии неблагоприятных факторов вызывают отклонения параметров движения x_i вертолета от нормальных эксплуатационных значений x_{i3} и возникновение особых ситуаций H_i , поэтому условную вероятность возникновения особой ситуации H_i из-за отказа l -го элемента БЭК в формуле (4) можно определить и как вероятность выхода характерного критического параметра движения вертолета x_i в область недопустимых значений, определяемых эксплуатационным ограничением x_{i3} .

Каждая ситуация H_i в текущем режиме полета вертолета может быть идентифицирована по вызываемому ею изменению характерного критического параметра x_i в соответствии со следующими уравнениями

$$\text{для КС: } x_i \geq x_{KC}, Q_{x_i} = 1;$$

$$\text{для АС: } x_{AC} \leq x_i < x_{KC}, 10^{-2} \leq Q_{x_i} < 1;$$

$$\text{для СС: } x_{CC} \leq x_i < x_{AC}, 10^{-4} \leq Q_{x_i} < 10^{-2};$$

$$\text{для УУП: } x_{УУП} \leq x_i < x_{CC}, 10^{-6} \leq Q_{x_i} < 10^{-4};$$

$$\text{для НЭУ: } x_i < x_{УУП}, 10^{-9} \leq Q_{x_i} < 10^{-6},$$

где x_{H_i} — пороговые значения характерных критических параметров полета x_i на границах возможных ситуаций.

Тогда в соответствии с рис. 1 по регламентируемым Авиационными правилами значениям условных вероятностей авиационного происшествия на границах особых ситуаций H_i (КС, АС, СС, УУП и НЭУ) и соответствующим им пороговым значениям характерного кри-

тического параметра движения вертолета x_i можно определить граничные точки, по которым путем аппроксимации построить непрерывную детерминированную функцию $f(x_i)$ критического параметра x_i . Эту функцию предложено [9] назвать информативной функцией опасности

$$F_{x_i} = f(x_i), \quad (5)$$

однозначно определяющей изменение текущего уровня опасности полета вертолета при нарушении функционирования элемента БЭК, вызывающем изменение характерного критического параметра x_i .

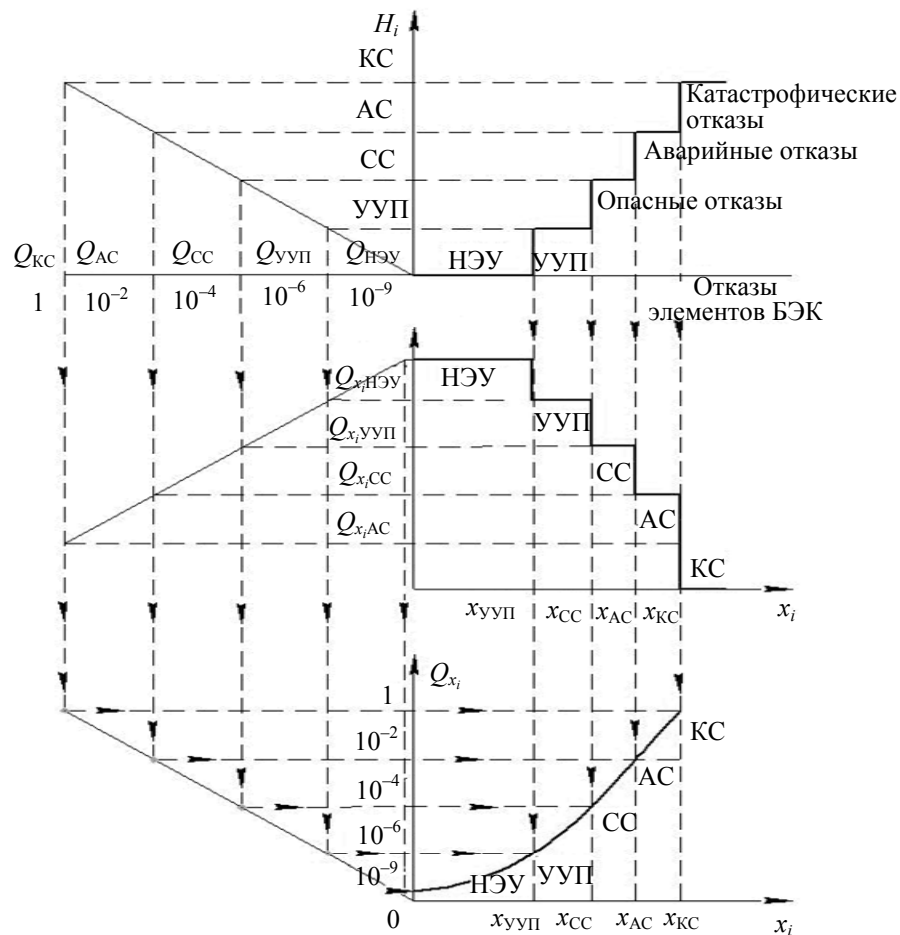


Рис. 1

При нарушении функционирования нескольких элементов БЭК из-за воздействия нескольких неблагоприятных факторов возможен выход за эксплуатационные ограничения нескольких характерных критических параметров x_i ($i = 1, 2, \dots, n$). В этом случае уровень опасности текущего режима полета вертолета в целом может быть оценен вероятностью

$$Q(x_1, x_2, \dots, x_n) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - Q_{x_i}),$$

в соответствии с которой может быть построена интегральная информативная функция опасности режима полета вертолета

$$F(x_1, x_2, \dots, x_n) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - F_{x_i}) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - f(x_i)]. \quad (6)$$

Как видно из соотношения (6), интегральная информативная функция опасности полета вертолета позволяет для каждого этапа и режима полета, каждой возможной нештатной ситуации определить степень влияния каждого характерного критического параметра x_i на

текущий уровень опасности и вид возникающей особой ситуации.

Исследование связи информативных функций опасности с динамикой движения вертолета. Пусть уравнения управляемого движения вертолета на заданном режиме полета известны [1]:

$$\frac{dx_i}{dt} = \varphi_i(x_i, U_j, W_k, t), \quad i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \quad k = \overline{1, l}, \quad (7)$$

где x_i — фазовые координаты вектора состояния \mathbf{X} вертолета; U_j — параметры вектора управления \mathbf{U} ; W_k — параметры вектора возмущения \mathbf{W} , изменение которых влияет на фазовые координаты x_i , в том числе на допустимые эксплуатационные значения, определяющие безопасность движения вертолета при воздействии неблагоприятных факторов; t — время полета.

Поскольку фазовые координаты x_i , а следовательно и F_{x_i} , — непрерывно дифференцируемые функции времени, при воздействии неблагоприятного фактора, вызывающего возмущение W_k , получим

$$\frac{dF_{x_i}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F_{x_i}}{\partial x_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F_{x_i}}{\partial x_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t), \quad i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \quad k = \overline{1, l}. \quad (8)$$

Аналогично для интегральной информативной функции опасности F полета вертолета получим

$$\begin{aligned} \frac{dF}{dt} &= \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial x_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial F_{x_i}} \frac{\partial F_{x_i}}{\partial x_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial F_{x_i}} \frac{\partial F_{x_i}}{\partial x_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t), \\ &i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}; \quad k = \overline{1, l}. \end{aligned} \quad (9)$$

Уравнения (8) и (9) позволяют, не интегрируя систему (7), только по известным ее правым частям исследовать (контролировать) изменение уровня безопасности полета вертолета во времени и, следовательно, контролировать появление особых ситуаций в процессе полета, обеспечивая своевременный уход от них путем управляемого изменения параметров движения вертолета.

Уравнение (9) можно представить в виде

$$\begin{aligned} \frac{dF}{dt} &= \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial x_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial F_{x_i}} \frac{\partial F_{x_i}}{\partial x_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t) = \\ &= \text{grad } F \frac{d\mathbf{X}}{dt} = \text{grad } F \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t) = |\text{grad } F| |\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)| \cos \varphi, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\text{grad } F$ — вектор изменения информативной функции F в пространстве фазовых координат x_1, x_2, \dots, x_n ; $\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$ — вектор обобщенной фазовой скорости объекта управления; φ — угол между векторами $\text{grad } F$ и $\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$.

Полученные соотношения (8)—(10) отражают динамику управляемого возмущенного движения вертолета и соответствующую ей динамику изменения уровня безопасности полета и позволяют решать задачу управления в возникающих нештатных ситуациях.

Если в текущий момент времени $dF/dt > 0$, то информативная функция опасности F возрастает и уровень безопасности полета снижается. При этом вектор $\text{grad } F$ направлен в сторону наибольшего роста функции $F(t)$ и составляет с вектором фазовой скорости объекта $d\mathbf{X}/dt$ угол φ ($0 < \varphi < \pi/2$). Поэтому возможно учитывать характер изменения информа-

тивной функции опасности $F(t)$ при обнаружении и развитии возникающей нештатной ситуации, при управлении, обеспечивающем парирование воздействия неблагоприятного возмущения W_k , повышение уровня безопасности полета до эксплуатационного значения F_3 , которому однозначно будет соответствовать допустимое эксплуатационное значение F_3 информативной функции опасности $F(t)$.

Возможность выполнения условия $F(t) > F_3$ зависит как от разности $F_3 - F(t)$, так от текущего значения φ . Если обозначить через $\dot{\varphi}_0$ среднюю скорость изменения угла φ , то для изменения угла φ от $\varphi(t)$ до значения $\pi/2$, соответствующего условию $dF/dt = 0$, при котором прекращается снижение уровня безопасности текущего режима полета, необходимо время

$$\Delta t_1 = \frac{\pi/2 - \varphi(t)}{\dot{\varphi}_0}. \quad (11)$$

Вместе с тем время Δt_2 , за которое текущий уровень безопасности полета $P(t)$, определяемый информативной функцией $F(t)$, достигнет допустимой границы, можно оценить по формуле

$$\Delta t_2 = \frac{F_3 - F(t)}{dF/dt}. \quad (12)$$

Тогда, если в момент времени t при $\Delta t_2 > \Delta t_1$ выполняется условие

$$\frac{F_3 - F(t)}{dF/dt} > \frac{\pi/2 - \varphi(t)}{\dot{\varphi}_0}, \quad (13)$$

то можно определить возможность обеспечения полета с заданным уровнем безопасности при текущем значении $U(t)$.

Количественную оценку интервала времени Δt , в течение которого будет обеспечиваться полет с заданным уровнем безопасности, т.е. $F(t + \Delta t) \leq F_3$, можно получить, решив совместно уравнение движения вертолета вида (7) и уравнения (9) при неизменном $U(t)$.

В каждой точке траектории изменения информативной функции опасности $F(t)$ можно построить вектор $\text{grad } F$ в виде нормали к соответствующей линии уровня равной опасности $F = \text{const}$, который будет указывать направление наибольшего роста функции F в фазовых координатах x_i , направление (противоположное направлению вектора $\text{grad } F$ в данной точке), при котором уменьшение функции $F(t)$ и повышение уровня безопасности полета вертолета будут происходить более высокими темпами.

Таким образом, информативные функции опасности F_{x_i} , $F(x_1, x_2, \dots, x_n)$, их производные по времени и вектор $\text{grad } F$ несут достоверную информацию об изменении уровня опасности текущего режима полета вертолета и могут быть использованы в каналах обнаружения и идентификации особых ситуаций, предупреждения и информационной поддержки экипажа ИУС обеспечения безопасности полета.

Иллюстрация рассмотренных подходов при попадании вертолета в особый режим „вихревое кольцо“. Режим „вихревое кольцо“ возникает при интенсивном вертикальном снижении с малыми продольными $V_{\text{вх}}$ и боковыми $V_{\text{вз}}$ воздушными скоростями, когда индуктивный воздушный поток, отбрасываемый несущим винтом вниз со скоростью V_i , встречается с потоком воздуха от снижения вертолета с вертикальной воздушной скоростью $V_{\text{вы}}$.

При $V_i = V_{vy}$ несущий винт „догоняет“ отброшенный им воздушный поток и образует замкнутые вихри на периферийной части „ометаемой“ поверхности несущего винта, что приводит к изменению тяги винта и проседанию вертолета вниз. При этом вертикальная скорость снижения V_y вертолета еще более возрастает и усиливает режим „вихревого кольца“ [1].

Наряду с повышением уровня тряски вертолета, ухудшением управляемости и увеличением диапазонов изменения положения органов управления, необходимых для поддержания безопасности режима пилотирования, с появлением самопроизвольных бросков вертолета из стороны в сторону наиболее опасным следствием „вихревого кольца“ является самопроизвольное снижение вертолета, вертолет „проваливается“ вниз, хотя двигатели работают на достаточно высоких оборотах, что весьма опасно на малых высотах [3, 6].

Границы зоны опасной эксплуатации вертолета в режиме „вихревое кольцо“ показаны на рис. 2.

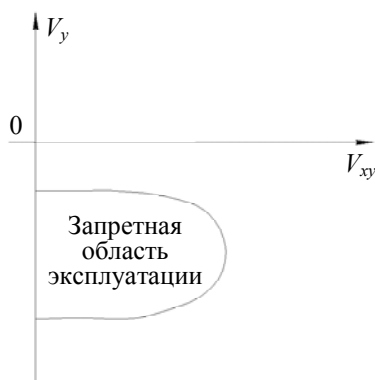


Рис. 2

Границы эксплуатационных ограничений на характерные критические параметры V_y , V_{bx} , V_{by} , V_{bz} режима „вихревое кольцо“ определяются выражениями [3]

$$V_y = \frac{1}{V_{i0}} (V_{vy} + \kappa_x \delta_x V_{bx} + \kappa_z \delta_z V_{bz}); \quad V_{bz} = \sqrt{V_{bx}^2 + V_{by}^2}, \quad (14)$$

где V_{i0} — индуктивная скорость воздушного потока, отбрасываемого несущим винтом в режиме висения; δ_x, δ_z — расходы (перемещения) ручки циклического шага соответственно по каналам продольного и бокового управления; κ_x, κ_z — постоянные коэффициенты.

На рис. 3 в координатах вертикальной V_y и горизонтальной V_{bz} скорости, применительно к вертолету Ми-171А2 для различных особых ситуаций H_i режима „вихревое кольцо“ построены линии одинакового уровня информативной функции опасности $F_{bk} = \text{const}$, соответствующие границам перехода от нормальных эксплуатационных условий полета ($F_{bk} = 10^{-9}$) к усложненным ($F_{bk} = 10^{-6}$), к сложной ($F_{bk} = 10^{-4}$), аварийной ($F_{bk} = 10^{-2}$) и катастрофической ($F_{bk} = 1$) ситуациям. На рис. 3 также показана кривая изменения интегральной информативной функции опасности $F(t)$, построенной по результатам имитационного моделирования движения вертолета Ми-171А2 при попадании в режим „вихревое кольцо“, проведенного в Ульяновском конструкторском бюро приборостроения при отработке алгоритмического и программного обеспечения ИУС предотвращения критических режимов вертолета Ми-171А2, реализованной в составе комплекса бортового оборудования КБО-17 [15, 17].

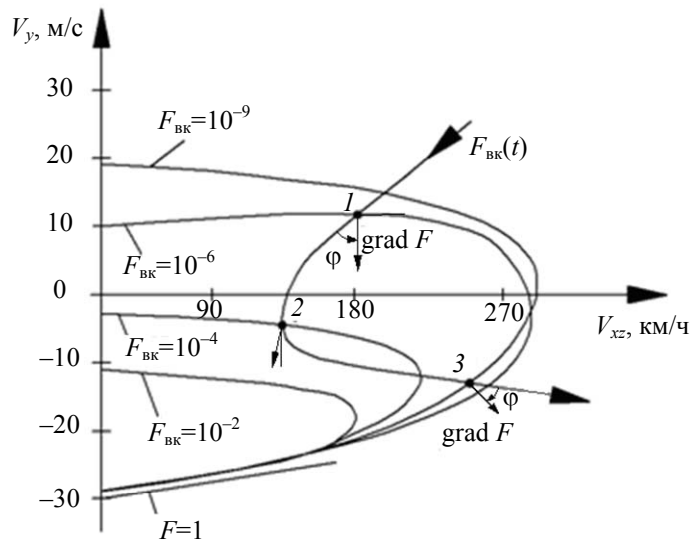


Рис. 3

Как видно из рис. 3, в точке 1, соответствующей выходу на границу УУП, вектор $\text{grad } F_{\text{БК}}$ и производная dF/dt направлены в одну сторону и угол между ними $\varphi > 0$, что указывает на ожидаемое возрастание функции $F_{\text{БК}}(t)$ и снижение уровня безопасности полета вертолета. Экипаж по сигналам предупреждения от ИУС по каналам упреждающей сигнализации в ручном режиме пилотирования принимает меры по предотвращению развития возникшей нештатной ситуации и уменьшает скорость возрастания функции $F(t)$. В точке 2, соответствующей выходу на границу сложной ситуации, интегральная информативная функция опасности $F(t)$ изменяется с меньшей скоростью и приближается к своему наибольшему значению, при этом направление вектора $\text{grad } F_{\text{БК}}$ почти совпадает с направлением производной $dF_{\text{БК}}/dt$. При дальнейшем движении вертолета производная $dF_{\text{БК}}/dt$ становится отрицательной, что свидетельствует об уменьшении интегральной функции опасности $F_{\text{БК}}(t)$ до значения $F_{\text{БК}} \approx 10^{-9}$ в точке 3, соответствующего выходу вертолета на границу нормальных эксплуатационных условий полета.

Линии уровня равной опасности $F = \text{const}$, траекторию изменения интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$, ее производную dF/dt и вектор $\text{grad } F$ можно использовать при пилотировании вертолета в возникающих особых ситуациях.

Например, при попадании в режим „вихревое кольцо“ интегральная информативная функция опасности $F_{\text{БК}} = F_{\text{оп}}(V_y, V_{\text{ВХ}}, V_{\text{ВЗ}})$:

$$\frac{dF}{dt} = \frac{dF}{dV_y} \frac{dV_y}{dt} + \frac{dF}{dV_{\text{ВХ}}} \frac{dV_{\text{ВХ}}}{dt} + \frac{dF}{dV_{\text{ВЗ}}} \frac{dV_{\text{ВЗ}}}{dt}; \quad \text{grad } F(V_y, V_{\text{ВХ}}, V_{\text{ВЗ}}) = \frac{dF}{dV_y} \mathbf{i} + \frac{dF}{dV_{\text{ВХ}}} \mathbf{j} + \frac{dF}{dV_{\text{ВЗ}}} \mathbf{k}, \quad (15)$$

где $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ — единичные орты скоростной системы координат.

При построении управления для вывода вертолета из зоны возникшей особой ситуации можно принять допущение, что значения $\frac{dF}{dV_y}, \frac{dF}{dV_{\text{ВХ}}}, \frac{dF}{dV_{\text{ВЗ}}}$ изменяются плавно и незначи-

тельно. Тогда из соотношений (14) можно определить требуемые темпы $\frac{dV_y}{dt}, \frac{dV_{\text{ВХ}}}{dt}, \frac{dV_{\text{ВЗ}}}{dt}$ изменения характерных критических параметров режима полета вертолета, а следовательно и скорости изменения соответствующих управлений по параметрам $V_y, V_{\text{ВХ}}, V_{\text{ВЗ}}$, необходимые

для эффективного вывода вертолета из возникшей ситуации. По текущим значениям $\frac{dF}{dV_y}$, $\frac{dF}{dV_{Bx}}$, $\frac{dF}{dV_{Bz}}$ можно определить, какой из характерных критических параметров необходимо изменять в первую очередь.

Заключение. Таким образом, предложенные частные и интегральная информативные функции опасности, их производные во времени и градиент изменения по характерным критическим параметрам полета вертолета отражают динамику движения вертолета и связанные с ней изменения уровня безопасности режима полета, позволяют решать задачи обнаружения и идентификации особых ситуаций, предупреждения экипажа и построения алгоритмов штурвального управления в каналах информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета, решать задачи информационной поддержки экипажа в особых ситуациях.

Работа выполнена в рамках базовой части государственного задания в сфере научной деятельности Минобрнауки России № 2014/55 (НИР № 990).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Браверман А. С., Вайнтриб А. П. Динамика вертолета: Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
2. Ерусалимский М. А., Егоров В. Н. Экипажам вертолета — информационную поддержку // Авиасоюз. 2014. № 2(35). С. 24—25.
3. Деревянкин В. П., Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Особенности системы предупреждения критических режимов полета вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 51—55.
4. Володко А. М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолета. М.: Транспорт, 1988. 324 с.
5. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолета: балансировка, устойчивость, управление, маневрирование, автоматическая стабилизация и управление. М.: Полигон-Пресс, 2004. 816 с.
6. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8 (4-е изд-е). М.: Авторитет, 1996. 554 с.
7. Никитин А. В., Солдаткин В. М. Система измерения параметров вектора ветра и истинной воздушной скорости на борту вертолета // Датчики и системы. 2015. № 4. С. 48—54.
8. Авиационные правила. Ч. 27. Нормы летной годности вертолетов транспортной категории. М.: Изд-е Международного авиационного комитета, 1994. 321 с.
9. 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.
10. Макаров Н. Н. Теоретические основы построения интегрированной системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 48—52.
11. Макаров Н. Н. Синтез алгоритма функционирования информационно-управляющей системы контроля и диагностики состояния общесамолетного оборудования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 46—50.
12. Деревянкин В. П. Обнаружение нештатных ситуаций и предотвращения критических режимов полета самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 2. С. 54—57.
13. Сакач Р. В., Зубков Б. В., Давиденко М. Ф. и др. Безопасность полетов. М.: Транспорт, 1989. 239 с.
14. Кожевников В. И. Методика построения функции опасности отказов бортового оборудования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 2. С. 47—50.
15. Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Синтез информативных функций опасности критических режимов полета вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. № 3. С. 50—56.
16. Чернов В. Ю. Комплексный полетный контроль пилотажно-навигационного оборудования самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 2. С. 47—50.

17. Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Формирование сигналов информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов вертолета с учетом критерия безопасности // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 1. С. 54—60.

Сведения об авторах

- Олег Игоревич Кузнецов** — канд. техн. наук; Ульяновское конструкторское бюро приборостроения; E-mail: kuznetsov@ukbp.ru
- Владимир Михайлович Солдаткин** — д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Рекомендована кафедрой
приборов и информационно-
измерительных систем

Поступила в редакцию
29.11.16 г.

Ссылка для цитирования: Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Обеспечение безопасности полета вертолета на основе моделей функционирования элементов бортового эргатического комплекса // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 12. С. 1101—1111.

**ENSURING HELICOPTER FLIGHT SAFETY BASED ON FUNCTIONING MODELS
OF AIRBORNE ERGATIC SYSTEM ELEMENTS****O. I. Kuznetsov¹, V. M. Soldatkin²**¹ *Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau, 432071, Ulyanovsk, Russia*² *A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University-KAI, 420111, Kazan, Russia
E-mail: w-soldatkin@mail.ru*

The problem of ensuring helicopter flight safety in conditions of real operation and connection of this problem with functioning of airborne ergatic complex elements is considered. The technique for constructing informative functions of danger of current helicopter flight mode because of malfunctioning of BEC elements under the influence of unfavorable factors is revealed as well as connection with the dynamics of movement and the possibility of using in the channels of warning and information support to the crew of the information and control system for helicopter flight safety. The proposed partial and integrated informative hazard functions, their derivatives over time and the gradient of the change according to the helicopter characteristic flight parameters, are shown to reflect the dynamics of the helicopter's movement and associated changes in the safety level of the flight regime, and therefore allow solving the problems of detection and identification of special situations, warning the crew, and constructing steering algorithms for the helm control in the channels of the information and control system of flight safety.

Keywords: onboard ergatic complex, unfavorable factors, informative function of danger, connection with the dynamics of movement, ensuring flight safety, information-control system

Data on authors

- Oleg I. Kuznetsov** — PhD; JSC Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau;
E-mail: kuznetsov@ukbp.ru
- Vladimir M. Soldatkin** — Dr. Sci., Professor; A.N. Tupolev Kazan National Research Technical University-KAI, Department of Devices and Information-Measurement Systems; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

For citation: Kuznetsov O. I., Soldatkin V. M. Ensuring helicopter flight safety based on functioning models of airborne ergatic system elements. *Journal of Instrument Engineering*. 2017. Vol. 60, N 12. P. 1101—1111 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-12-1101-1111