

Forming of Strapdown Inertial Navigation System Algorithms and Main Control Modes for Small Sized Spacecraft

It is considered the forming of Strapdown Inertial Navigation System (SINS) which is the base of spacecraft control system. The main problem is accuracy one so it is necessary to use and implement integrated navigation systems. During outer space flight onboard devices measurements and external navigation aids can be introduced.

It is shown how to organize software algorithms for orientation system relying on so called kinematic principle. Different control modes may be easily realized within the scope of suggested structure. Here the kinematic loop mainly kinematic equations is the subject of investigation. So a specific attention is given to integration methods examination for kinematic equations of angular motion and ways of improving it.

The results (methods, models, software and algorithmic support) can be used when developing strapdown systems orientation and navigation of a new generation of small-sized spacecraft, as well as the development of new and modifying of existing software of small-sized spacecraft SINS.

Keywords: onboard sensors, strapdown inertial navigation system, a small-sized spacecraft, navigation and orientation control system, integration methods, correction processing scheme, the Kalman filter

References

1. Anuchin O. N., Komarova I. E., Porfir'ev L. F. Bortovye sistemy navigatsii i orientatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli. SPb.: Izd. GNTs RF TsNII "Elektropribor", 2004. 326 s.
2. Babich O. A. Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh. M.: Mashinostroenie, 1991. 512 p.
3. Branets V. N., Shmyglevskiy I. P. Vvedenie v teoriyu besplat-formennykh inertsial'nykh navigatsionnykh sistem. M.: Nauka, 1991. 280 p.
4. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Sistemy inertsial'nogo upravleniya. Algoritmicheskie aspekty. Kiev: Naukova dumka, 1991. 208 p.
5. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Diskretnyy fil'tr Kalmana i ego prakticheskoe primenenie v zadachakh obrabotki informatsii i upravleniya. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavtiki. Mater. XXVIII akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2004. P. 381–382.
6. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Modelirovaniye rezhimov sistemy upravleniya perspektivnogo malogabaritnogo kosmicheskogo appara dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovanii. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavtiki: Tr. XXXVI akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2012. P. 471–472.
7. Lobusov E., Fomichev A., Parisi M. Kinematic approach implementation in developing of attitude control system for small-sized spacecraft. *Intelligent Systems: Proceed. of the Tenth Internal. Symposium*. Moscow: RUSAKI, 2012. P. 361–363.
8. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Razrabotka i issledovanie algoritmicheskogo obespecheniya BINS dlya sistemy upravleniya dvizheniem i navigatsii perspektivnogo malogabaritnogo kosmicheskogo appara. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavtiki. Tr. XXXVII akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2013. P. 537–538.
9. Sovremennye informatsionnye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov. Pod red. M. N. Krasil'shchikova i G. G. Sebryakova. M.: FIZMATLIT, 2009. 562 p.
10. Fil'tratsiya i stokhasticheskoe upravlenie v dinamicheskikh sistemakh. Pod red. K. T. Leondesa. M.: Mir, 1980. 408 p.
11. Hughes P. C. *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley and Sons, New York, 2006.
12. Savage P. G. *Strapdown Analytics*. Published by: Strapdown Associates, Inc. Maple Plain, Minnesota. 2000. V. 1, 2.
13. Tuthill J. Design and Simulation of a Nano-Satellite Attitude Determination System. M. Sc. Thesis, Naval Postgraduate School, United States, 2009.
14. Titterton D. H., Weston J. L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. The Institution of Electrical Engineers, 2004.

УДК 629.735.45

О. И. Кузнецов, аспирант, **В. М. Солдаткин**, д. р техн. наук, зав. кафедрой, haibulova.piis@kstu.kai.ru,
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ

Формирование сигналов информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов вертолета с учетом критерия безопасности

Рассматриваются причины возникновения критических режимов полета вертолета, методика оценки уровня безопасности режима полета с использованием информативных функций опасности. Раскрывается связь информативных функций опасности с динамикой движения вертолета и обсуждается их использование для информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов.

Ключевые слова: вертолет, критические режимы, предотвращение, система, информационно-управляющая, информационная поддержка, каналы предупреждения, управления, принятия решений, индикации, формирование, методики

Введение

Расширение круга решаемых задач и интенсификация использования вертолетов, широкие диапазоны изменения параметров полета и условий эксплуатаций неразрывно связаны с проблемой безопасности полетов, повышением требований к бортовому оборудованию, обеспечивающему безопасность пилотирования в инструментальном (ручном) и автоматическом режимах.

Особенности аэродинамической компоновки и динамики полета вертолета обусловливают специфику эксплуатационных ограничений, накладываемых на критические параметры различных этапов и режимов полета, в том числе при "подхвате" вертолета, при попадании в режим "вихревого кольца", при неуправляемом самовращении вертолета на режиме висения и на взлетно-посадочных режимах [1].

Для предупреждения экипажа и предотвращения критических режимов вертолета на указанных этапах и режимах полета 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, выдавать предупреждающие сигналы и управляющие команды-подсказки экипажу, т. е. выполнять функции информационно-управляющей системы предотвращения критических режимов [2].

Модели уровня опасности критических режимов полета вертолета

Анализ предельных режимов, аэродинамики и динамики полета вертолета [3, 4] показывает, что основные критические режимы вертолета связаны с:

- прочностью элементов конструкции при превышении максимально допустимой приборной скорости;
- режимом обтекания несущего винта, при котором его коэффициент режима работы приближается к максимально допустимому значению;
- превышением максимально допустимого значения числа Маха на конце наступающей лопасти и возрастанием волнового сопротивления несущего винта;
- возникновением режима "вихревое кольцо", приводящим к пульсациям и срыву потока с лопасти;
- превышением летных ограничений по максимально допустимой несущей способности несущего винта, связанных с режимом обтекания и срывом потока с отступающей лопасти;
- возникновением недопустимого с точки зрения безопасности явления "подхвата" при маневрировании вертолета с большими вертикальными перегрузками.

Как показано в работе [5], летные ограничения на характерные для каждого критического режима параметры полета вертолета определяются граничными значениями характерных параметров $x_{\text{гри}}$, превышение которых приводит к возникновению

одной из регламентируемых Нормами летной годности вертолетов (НЛГВ) особых (нештатных) ситуаций H_i [6]: 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 характерными параметрами x_i известных для данного типа вертолета эксплуатационных ограничений $x_{\text{гри}}$.

При построении систем предупреждения и предотвращения критических режимов самолетов и вертолетов принято выделять следующие характерные значения параметров x_i , определяющих уровень опасности нештатных режимов полета [2]: $x_{i\text{н}}$ — номинальное значение параметра x_i , соответствующее нормальному (с точки зрения безопасности) эксплуатационному режиму полета; $x_{i\text{пп}}$ — пороговое значение, соответствующее уровню срабатывания сигнализации и свидетельствующее о выходе параметра x_i в зону УУП; $x_{i\text{доп}}$ — допустимое значение параметра, соответствующее границе перехода от УУП к СС; $x_{i\text{пред}}$ — предельное (опасное) значение параметра, выход за границы которого является причиной возникновения АС; $x_{i\text{кр}}$ — критическое значение параметра, превышение которого с вероятностью, близкой к единице, приводит к возникновению КС.

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

- КС: $x_i \geq x_{i\text{кр}}$ и $P_{\text{оп}}^{x_i} = 1$;
- АС: $x_{i\text{кр}} > x_i \geq x_{i\text{пред}}$ и $10^{-2} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 1$;
- СС: $x_{i\text{пред}} > x_i \geq x_{i\text{доп}}$ и $10^{-4} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-2}$;
- УУП: $x_{i\text{доп}} > x_i \geq x_{i\text{пп}}$ 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 КС 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 $x_{i\text{гри}}^{H_i}$ параметра x_i и вероятностного показателя $P_{\text{оп}}^{x_i}$ опасности режима полета вертолета однозначна, то по граничным точкам $x_{i\text{гри}}^{H_k}$ может быть построена детерминированная для данного типа вертолета непрерывная информативная функция опасности [7]

$$F_{\text{оп}}^{x_i} = f(x_i), \quad (1)$$

которая однозначно характеризует изменение уровня безопасности полета вертолета при изменении параметра x_i .

При нормальных эксплуатационных условиях полета частная информативная функция опасности по параметру полета x_i будет изменяться в интервале $0 \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{УУП}}$.

При переходе особой ситуации H_i из зоны УУП до зоны СС, от СС до АС и от АС до КС информативная функция $F_{\text{оп}}$ будет соответственно изменяться в интервалах

$$F_{\text{оп}}^{x_k \text{УУП}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{CC}} ; F_{\text{оп}}^{x_k \text{CC}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{AC}} ; \\ F_{\text{оп}}^{x_k \text{AC}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{KC}} .$$

При построении частной информативной функции $F_{\text{оп}}^{x_i}$ опасности полета вертолета, обусловленной изменением характерного параметра x_i , принималось допущение, что другие параметры движения вертолета находятся в пределах эксплуатационной области и не вносят заметного влияния на изменение вероятностного показателя опасности $P_{\text{оп}}^{x_i}$. При приближении к эксплуатационным ограничениям нескольких характерных параметров x_i ($i = 1, 2, \dots, n$) уровень опасности режима полета вертолета в целом может быть оценен условной вероятностью

$$P_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{\text{оп}}^{x_i}),$$

в соответствии с которой 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.

Связь информативных функций опасности с динамикой полета вертолета

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

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

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

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

Аналогично, для интегральной информативной функции опасности режима полета получим:

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

Полученные уравнения (2), (3) устанавливают связь между динамикой движения вертолета и динамикой изменения уровня безопасности полета.

Элементы $\frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}}$ и $\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k}$ квадратной матрицы Якоби

в каждый момент времени характеризуют степень влияния изменений частных информативных функций опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$ и параметров траекторного движения x_i на изменение уровня безопасности режима полета в целом.

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 $\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$.

Если в момент времени $t \frac{dF_{\text{оп}}}{dt} > 0$, это означает, что информативная функция опасности $F_{\text{оп}}(t)$ возрастает (уровень безопасности полета снижается), вектор $\text{grad}F_{\text{оп}}$ направлен в сторону наибольшего роста функции $F_{\text{оп}}(t)$ и составляет с вектором фазовой скорости $\frac{d\mathbf{X}}{dt}$ угол φ , находящийся в пределах $0 < \varphi < \pi/2$. Отсюда вытекает естественная возможность учета характера изменения интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$ при обнаружении и прогнозировании особых ситуаций, при построении управления, обеспечивающего заданный уровень безопасности полета, которому будет соответствовать допустимое эксплуатационное значение $F_{\text{оп}}^{\exists}$ информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$.

Методики формирования сигналов предупреждения, построения алгоритмов управления и принятия решений с учетом критерия безопасности

В общем случае интегральная информативная функция опасности текущего режима полета вертолета является функцией многих переменных, т. е. $F_{\text{оп}} = F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n)$. Однако, как показано в работе [5], для большинства критических режимов полета вертолета их возникновение определяется лишь несколькими (в основном двумя, тремя) характерными параметрами движения вертолета.

Если информативная функция опасности режима полета $F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ зависит от трех параметров, то при построении поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ целесообразно задать ее в параметрической форме:

$$\begin{aligned}\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3) &= \mathbf{r}(U, V) = \\ &= F_{\text{оп}}^{x_1}(U, V)\mathbf{i} + F_{\text{оп}}^{x_2}(U, V)\mathbf{j} + F_{\text{оп}}^{x_3}(U, V)\mathbf{k},\end{aligned}$$

где $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ — единичные векторы.

Тогда, выбирая диапазон изменения новых переменных $0 \leq U \leq 1$, $0 \leq V \leq 1$, можно получить уравнения граничных кривых, которые делят поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ на совокупности технологически прямоугольных частей, каждая из которых ограничена парой U -кривых и парой V -кривых:

$$\begin{aligned}\mathbf{r}(0, V) &\} - V\text{-кривые}; \quad \mathbf{r}(U, 0) &\} - U\text{-кривые}. \\ \mathbf{r}(1, V) &\} \end{aligned}$$

Так как переменные U и V изменяются в пределах от 0 до 1 вдоль соответствующих границ, то вектор $\mathbf{r}(U, V)$, $0 \leq U \leq 1$, $0 \leq V \leq 1$ представляет собой внутреннюю часть поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, а $\mathbf{r}(U, 0)$, $\mathbf{r}(1, V)$, $\mathbf{r}(0, V)$, $\mathbf{r}(U, 1)$ — четыре известные граничные кривые этой поверхности. В этом случае формализация и построение поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ сводится к нахождению функции $\mathbf{r}(U, V)$, которая при $U=0$, $U=1$, $V=0$, $V=1$ представляет нужную граничную кривую этой поверхности. Для случая, если заданы только две границы $\mathbf{r}(1, V)$ $\mathbf{r}(0, V)$, применяя линейную интерполяцию в U и V направлениях, можно получить линейную поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ вида

$$\begin{aligned}\mathbf{r}_1(U, V) &= (1-U)\mathbf{r}(0, V) + U\mathbf{r}(1, V); \\ \mathbf{r}_2(U, V) &= (1-V)\mathbf{r}(U, 0) + U\mathbf{r}(V, 1).\end{aligned}$$

Вектор $\mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2$ представляет собой часть поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, каждая из границ которой является суммой

$$\mathbf{r}(U, 0) + [(1-U)\mathbf{r}(0, 0) + U\mathbf{r}(1, 0)].$$

Если далее найти часть поверхности $\mathbf{r}_3(U, V)$, границами которой служат прямоугольные отрезки

$$\begin{aligned}\mathbf{r}_3(U, V) &= (1-U)(1-V)\mathbf{r}(0, 0) + U(1-V)\mathbf{r}(1, 0) + \\ &+ (1-U)V\mathbf{r}(0, 1) + UV\mathbf{r}(1, 1),\end{aligned}$$

то вектор $\mathbf{r} = \mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2 + \mathbf{r}_3$, определяющий поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, может быть представлен в следующей матричной форме:

$$\begin{aligned}\mathbf{r}(U, V) &= [(1-U)U]\begin{bmatrix} \mathbf{r}(0, V) \\ \mathbf{r}(1, V) \end{bmatrix} + \mathbf{r}(U, 0)\mathbf{r}(U, 1)\begin{bmatrix} 1-V \\ V \end{bmatrix} - \\ &- [(1-U)U]\begin{bmatrix} \mathbf{r}(0, 0) & \mathbf{r}(0, 1) \\ \mathbf{r}(1, 0) & \mathbf{r}(1, 1) \end{bmatrix} \frac{1-V}{V}.\end{aligned}$$

Используя рассмотренную методику, вектор $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ можно представить в виде

$$\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3) = \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1}\mathbf{i} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2}\mathbf{j} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3}\mathbf{k}.$$

В качестве дополнительной информации можно получить выражение для полной производной интегральной информативной функции опасности режима полета вертолета в виде

$$\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} = \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1} \frac{dx_1}{dt} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2} \frac{dx_2}{dt} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3} \frac{dx_3}{dt}. \quad (4)$$

С учетом того, что в процессе вывода вертолета из зоны особых ситуаций можно принять, что значения $\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1}$, $\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2}$ и $\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3}$ изменяются незначительно, то из соотношения (4) можно определить требуемые темпы изменения $\frac{dx_1}{dt}$, $\frac{dx_2}{dt}$, $\frac{dx_3}{dt}$ фазовых координат x_1 , x_2 , x_3 вертолета, а следовательно, скорости изменения соответствующих органов управления по параметрам x_1 , x_2 , x_3 , необходимые для быстрого вывода вертолета из возникшей особой ситуации, понижения уровня ее опасности режима полета и выполнении условия $\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} < 0$.

Для иллюстрации возможности использования интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$ и вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}$ в каналах информационно-управляющей системы предотвращения критических режимов вертолета рассмотрим режим вертикального снижения вертолета с малыми продольными и боковыми воздушными скоростями, при котором возможно возникновение режима "вихревое кольцо".

Границы летных ограничений на режиме "вихревое кольцо" определяются выражением вида [5]

$$V_{y\text{гр}} = V_{by} + k_x \delta_x V_{bx} + k_z \delta_z V_{bz},$$

где V_{bx} , V_{by} , V_{bz} — продольная, вертикальная и боковая составляющие вектора \mathbf{V}_b истинной воздушной скорости вертолета; V_y — вертикальная скорость снижения вертолета; δ_x , δ_z — перемещения ручки циклического шага при продольном и боковом управлении; k_x , k_z — постоянные коэффициенты.

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 $F_{\text{оп}}^{\text{BK}} = \text{const}$ и траектория изменения функции $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ при движении вертолета [7]. В каждой точке траектории изменения интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ можно построить вектор $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{BK}}$ (линии нормали к соответствующей кривой равной опасности), который будет указывать направление наибольшего роста функции $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(V_y, V_{xz})$.

Как видно из рис. 1, в точке 1 направления вектора $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{BK}}$ и производной $dF_{\text{оп}}/dt$ практически совпадают, что указывает на ожидаемое возрастание функции $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ и снижение уровня безопасности полета вертолета. В точке 2 обобщенная информативная функция опасности достигает своего наибольшего значения, при этом вектор $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{BK}}$ ортогонален производной $dF_{\text{оп}}^{\text{BK}}/dt$. При дальнейшем движении вертолета производная $dF_{\text{оп}}^{\text{BK}}/dt$ становится отрицательной, что свидетельствует об уменьшении интегральной функции опасности $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ до значения, равного в точке 3 $F_{\text{оп}}^{\text{BK}} \approx 10^{-9}$ и соответствующего нормальному эксплуатационным условиям полета вертолета.

Таким образом, в каждый момент времени информация о значении интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ и его положении на соответствующей линии уровня равной опасности позволяет указать направление, противоположное значению вектора $\text{grad } F_{\text{оп}}^{\text{BK}}$ в данной точке, определяющее характер изменения параметров движения вертолета V_y и V_{xz} , при котором уменьшение

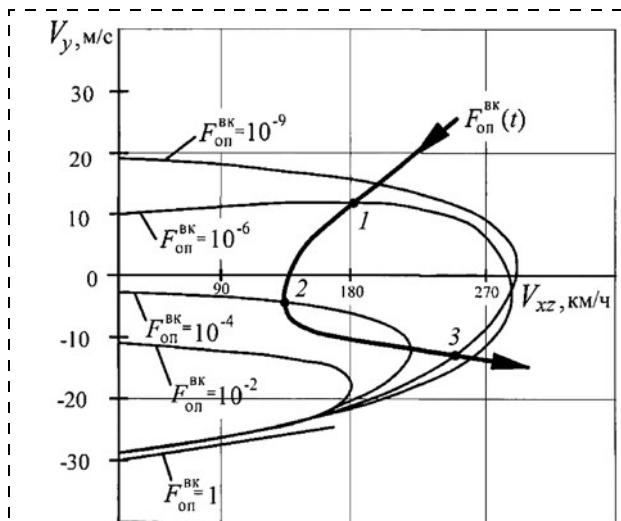


Рис. 1. Иллюстрация кривых равной опасности, траектория изменения и градиент интегральной информативной функции опасности режима "вихревое кольцо" (1, 2, 3 — характерные точки кривой применения интегральной функции опасности)

информационной функции $F_{\text{оп}}^{\text{BK}}(t)$ и повышение уровня безопасности критического режима, например "вихревое кольцо", будут происходить наиболее быстрым темпом, формировать эффективное управление по выводу вертолета из нештатной ситуации.

При построении алгоритма предупреждения о выходе на границы регламентируемого уровня безопасности полета по критическому параметру x_i воспользуемся подходом на основе построения упреждающей сигнализации [2]. Тогда порог срабатывания $F_{\text{оп.пр}}^{x_i}$ канала предупреждения будет определяться как

$$F_{\text{оп.пр}}^{x_i} = F_{\text{оп}}^{\exists x_i} - \Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i} - Q_{\text{оп}}^{x_i} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dt},$$

где $F_{\text{оп}}^{\exists x_i}$ — регламентируемое НЛГВ ограничение на допустимый уровень опасности полета по критическому параметру x_i ; $\Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i}$ — статический запас, учитывающий точность измерения критического параметра x_i и других фазовых координат x_j , используемых при построении функции опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$; $Q_{\text{оп}}^{x_i}$ — динамическое упреждение, определяемое динамическими свойствами канала управления по параметру x_i .

Используя связь (1) частной информативной функции опасности режима полета вертолета с фазовыми координатами x_i и x_j вида $F_{\text{оп}}^{x_i} = f_i(x_i, x_j)$, получим соотношение для определения статического упреждения $F_{\text{оп.ст}}^{x_i} = f_i(\Delta x_i, \Delta x_j)$, где Δx_i и Δx_j — возможные суммарные погрешности измерения фазовых координат x_i и x_j . При известном времени T_{x_i} регулирования канала управления вертолета по критическому параметру x_i динамическое упреждение $Q_{\text{оп}}^{x_i}$ можно представить в виде

$$Q_{\text{оп}}^{x_i} = T_{x_i} \left(\frac{df_i}{dx_i} \right)_{\max x_i}.$$

Полученные значения $\Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i}$ и $Q_{\text{оп}}^{x_i}$ являются исходными для построения алгоритма работы канала предупреждения критических режимов вертолета на любом режиме:

$$F_{\text{оп.пр}} = F_{\text{оп}}^{\exists} - \Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i} - Q \frac{dF_{\text{оп}}}{dt},$$

где $\Delta F_{\text{оп.ст}}$ и Q — соответственно статическое и динамическое упреждения.

Используя связи частных и интегральной информативных функций опасности критического режима полета и их производных вида

$$\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_i} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt},$$

получим соотношения для статического и динамического упреждений:

$$\Delta F_{\text{оп.ст}} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - \Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i}) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - f_i(\Delta x_i, \Delta x_j)];$$

$$Q = \sum_{k, i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} Q_{\text{оп}}^{x_k} =$$

$$= \sum_{k, i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} T_{x_k} \left(\frac{df_k}{dx_k} \right)_{\max},$$

где T_{x_i} — время переходного процесса канала управления вертолета по параметру x_k .

При выходе фазовой координаты x_n в момент времени t_j за пределы эксплуатационных ограничений частная информативная функция опасности режима полета вертолета $F_{\text{оп}}^{x_n}(x(t_j)) > F_{\text{оп}}^{\vartheta x_i}$ выходит за границы регламентируемого уровня опасности $F_{\text{оп}}^{\vartheta x_i}$. При построении управления U по критерию безопасности в следующий момент времени t параметры полета $x_i(t)$, $i = \overline{1, n}$, должны изменяться таким образом, чтобы выполнялись условия

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_n}(x(t))}{dt} < 0, t_j < t < t_{j+1}; F_{\text{оп}}^{x_i}(x_i(t)) < F_{\text{оп}}^{\vartheta x_i}(x_i(t)),$$

$$i = \overline{1, n-1}; \frac{dF_{\text{оп}}}{dt} < 0.$$

Первое неравенство обеспечивает уменьшение во времени информативной функции $F_{\text{оп}}^{x_n}(x_i(t))$, значение которой вышло за эксплуатационное ограничение $F_{\text{оп}}^{\vartheta x_n}$. Второе неравенство означает условие невыхода остальных $n - 1$ информативных функций $F_{\text{оп}}^{x_i}$, $i = \overline{1, n-1}$, за пределы эксплуатационных ограничений $F_{\text{оп}}^{\vartheta x_i}$ данного режима полета. Третье неравенство обеспечивает невозрастание интегральной функции опасности $F_{\text{оп}}$ критического режима

в целом. Поскольку функции $F_{\text{оп}}^{x_i}$ и $F_{\text{оп}}$ являются известными для конкретного критического режима полета вертолета, то полученная система алгебраических неравенств упрощает синтез управления вертолетом по выводу из возникшей нештатной ситуации в реальном масштабе времени.

Если в момент времени t за эксплуатационные ограничения вышли несколько, например r , информативных функций опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$, то дальнейшее управление движением вертолета должно происходить так, чтобы выполнялись условия

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_{n-r+i}}}{dt} < 0, r \leq n; F_{\text{оп}}^{x_i} \leq F_{\text{оп}}^{\vartheta x_i}; i = \overline{1, n-r}, F_{\text{оп}} < F_{\text{оп}}^{\vartheta},$$

где $F_{\text{оп}}^{\vartheta}$ — допустимое эксплуатационное значение интегральной функции опасности критического режима вертолета, соответствующее регламентируемому НЛГВ уровню безопасности полета.

Информационная поддержка экипажа в нештатных ситуациях

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

В одной из зон силуэтом вертолета черного цвета непрерывно отображается относительное положение уровня опасности $F_{\text{оп}}$ текущего режима полета. Проблесковым (мигающим) световым силуэтом вертолета отображается изменение уровня опасности режима полета на прогнозируемом интервале времени. Зона 1 зеленого цвета соответствует уровню нормальных эксплуатационных условий (НЭУ) полета, зона 2 желтого цвета характеризует снижение уровня безопасности и возникновение усложненных условий полета (УУП), зона 3 красного цвета определяет попадание вертолета в сложную ситуацию (СС), когда уровень безопасности полета соответствует докритическому режиму полета. Границы зон указывают на попадание вертолета в особую (нештатную) ситуацию, соответствующую местоположению непрерывного и проблескового силуэтов вертолета. При приближении непрерывного высовывания черного силуэта вертолета к границе особой ситуации (УУП или СС) дополнительно к информационному полю индикатора безопасности на экране СЭИ формируется дополнительная информа-

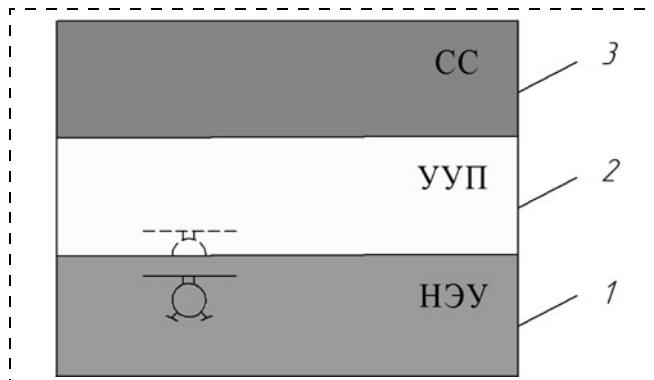


Рис. 2. Иллюстрация одного из вариантов реализации индикатора безопасности режима полета вертолета на информационном табло СЭИ (1, 2 и 3 — зоны зеленого, желтого и красного цвета)

ция о текущих и прогнозируемых значениях интегральной информативной функции опасности режима полета вертолета, а также целевые команды-подсказки о действиях 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 проблесковыми силуэтами вертолета границ особых ситуаций автоматически срабатывает канал упреждающей сигнализации (звуковой, световой или тактильный), на который должна быть обеспечена соответствующая реакция экипажа при штурвальном управлении вертолетом.

Заключение

Рассмотренные частные и интегральная информативные функции опасности режима полета вертолета, полная производная и градиент изменения интегральной информативной функции опасности по характерным параметрам конкретного критического режима полета учитывают регламентируемые

НЛГВ уровни опасности и вероятности возникновения той или иной особой ситуации, отражают динамику полета вертолета и вызываемое ею изменение уровня опасности режима полета, позволяют решать задачи обнаружения, предупреждения и управления по предотвращению критических режимов полета вертолета, решать задачи информационной поддержки экипажа в особых ситуациях.

Список литературы

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. Браверманн А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета: Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
4. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолета: балансировка, устойчивость, управление, маневрирование, автоматическая стабилизация и управление. М.: Полигон-Пресс, 2004. 816 с.
5. 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.
6. Нормы летной годности гражданских вертолетов. М.: ЦАГИ, 1987. 350 с.
7. Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Синтез информативных функций опасности критических режимов полета вертолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 3. С. 50–56.

O. I. Kuznetsov, Postgraduate, V. M. Soldatkin, Professor, Head of department of "Devices and information measuring system", haibylova.piis@kstu.kai.ru, Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev (KNRTU KAI)

The Forming Signal of Information Support of Channels of System to Prevent Critical Modes of the Helicopter Taking into Account the Criteria of Safety

Operational restrictions imposed on the parameters of the flight of the helicopter on the modes "pickup", "vortex ring", when unmanaged autorotation of helicopter, on the modes of hovering and take-off and landing modes are considered. Requirements to channel of the information-management system to prevent critical modes of the helicopter are validate.

The reasons origin of critical modes of flight of helicopter, a method of assess their level of risk with the use of private (individual parameters of flight) and integral (mode of flight in general) functions of the danger are describes.

Connection of informative functions of danger with the dynamics of helicopter's action is shown. Formulas for determining the speed of change in time and the vector of gradient of the integral function of the danger of flight helicopter on the phase coordinates of the state vector of the helicopter, the parameters of the vector of control and vector of perturbations are shown.

Methods of forming alerts, building of control algorithms and decision-making on the criteria security with the use of vector of gradient integral function the danger of mode flight helicopter are disclosed. The methodology for describing the vector of gradient of integral function of danger of the mode flight helicopter in dimensionless parametric form convenient for practical implementation in the channels of the information-management system to prevent critical modes of the helicopter are shown.

It is shown that the investigation of the behavior of the full derivative on time of the integral function of danger of mode flight helicopter, enable to make informed decisions on constructing of algorithms wheel and automatic control, providing the quickest exit from arising emergency situations. The effectiveness of the used approach are illustrated by the example mode "vortex ring".

Method of constructing algorithm proactive alarm using the informative functions of danger of mode of flight of the helicopter is disclosed, correlations for the formation of static and dynamic feed forwards.

Using lines of level parity risk is disclosed version of the construction of the indicator of safety channel information support crew in emergency situations.

Keywords: helicopter, critical modes, prevention, system, information-management, information support, channels of warning, control, decision-making, indicating, formation, methods.

References

1. Володко А. М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 342 п.
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 п.
3. Браверманн А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета: Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 п.
4. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолета: балансировка, устойчивость, управление, маневрирование, автоматическая стабилизация и управление. М.: Полигон-Пресс, 2004. 816 п.
5. 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.
6. Нормы летной годности гражданских вертолетов. М.: ЦАГИ, 1987. 350 п.
7. Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Синтез информативных функций опасности критических режимов полета вертолета. Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 3. С. 50–56.