UDC 681.5.015 (045)

[1]V. M. Kazak,
[2]D. O. Shevchuk,
[3]N. A. Tymoshenko,
[4]I. V. Prochorenko

MEASURING MODEL OF HELICOPTER'S HOVERING STABILIZATION PARAMETERS AGAINST POINT OBJECTS

[1]New Technologies Center, National Aviation University, Kyiv, Ukraine
[2,3,4]Educational and Research Aerospace Institute, National Aviation University, Kyiv, Ukraine
E-mails: [1]profkazak@ukr.net, [2]dmitroshevchuk@gmail.com, [3]T_Nataly@ukr.net, [4]proshorenko_i@mail.ru

Abstract*—Here we explain measuring model of helicopter's hovering stabilization parameters against point object that requires smaller volume of calculation and preserves high speed and accuracy of stabilization. Also we investigate reduction of number of state vectors and volume of calculation via usage of extended Kalman filter and standard sensors.*

Index Terms—Control; control system; helicopter; filter; perturbation; stabilization.

I. INTRODUCTION

Due to increased use of helicopters to perform work on the point objects: discharge of cargos into pipes holes (for example, nuclear power stations), the establishment of television and radio towers sections and their antennas, rescue, landing on a limited area etc, there is a need stabilization of the helicopter with precision accuracy in the mode of hovering over a point object in terms of the negative impact of environmental factors (Fig. 1) [1] – [3].

Fig. 1. Example of precision stabilization of the helicopter

It's difficult for the crew to solve that issue. First reason is fast change of conditions in the system "helicopter-point object- weather". Second reason is slow reaction of the system "helicopter-point object-weather" comparing with speed of perturbations. That's why it necessary to create stabilizer as part of ACS with high speed of reaction and precision accuracy. Classic theory of control used for mentioned issue can't provide necessary accuracy and speed-of-response. Linear-quadratic Gauss (LOG) theory is the most popular now. Information we need for LOG theory stabilization implementation we can get in two ways:

– usage of additional sensors and real improvement of their accuracy. That way is not reasonable because of weight, seizes and cost of equipment increase;

– usage of standard navigation equipment and improved program product. Second way choosed for that work.

II. SOLUTION OF THE PROBLEM

To organize the functioning of the linear-quadratic Gauss stabilizer (Fig. 2)

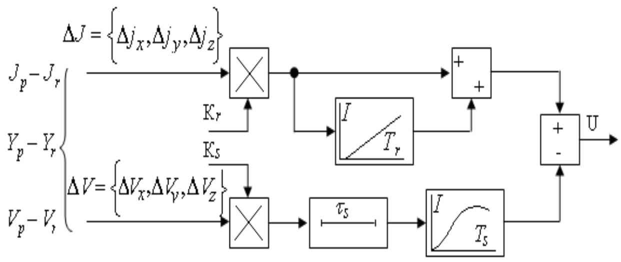

Fig. 2. Block diagram of control actions formation

Based on the extended Kalman filter (EKF) [4]:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{S}(t_k) \\ ---- \\ \Delta\dot{V}(t_k) \end{bmatrix}_{6\times1} = \begin{bmatrix} 0 & | & I \\ - & - & - \\ 0 & | & 0 \end{bmatrix}_{6\times6} \begin{bmatrix} \Delta S(t_k) \\ ---- \\ \Delta V(t_k) \end{bmatrix}_{6\times1} + \begin{bmatrix} 0 & | & 0 \\ - & - & - \\ 0 & | & I \end{bmatrix}_{6\times6} \begin{bmatrix} 0 \\ ---- \\ -J(t_k) \end{bmatrix}_{6\times1} + \begin{bmatrix} 0 \\ ---- \\ W(t_k) \end{bmatrix}_{6\times1}. \quad (1)$$

you can use the measurement model, that consists of two measurements: speed $V(t_k)$ and acceleration

http://ecs.in.ua

$J(t_k)$ in the inertial coordinate system. Given that helicopter speed $\dot{S}(t_k)$ has long-circuit fluctuations (changes) nature, and the rate of this speed (acceleration) changes, which incidentally, is a derivative of speed $\frac{dV(t_k)}{dt_k}$, has short-circuit fluctuations nature, they can be divided and considered as a case of sophisticated models of measurements $J_h(t_k)$ and $\dot{S}(t_k)$, i.e. $J_h(t_k)$ is a sophistication in $\dot{S}(t_k)$, or that is the same $J_h(t_k)$ is a subset of a set $\dot{S}(t_k)$. There is proposed to form an identification of helicopter acceleration changes $J_h(t_k)$ with the use of errors forecast of parameters measurement $V(t_k)$, information about which is obtained from an inertial navigation system (INS), GPS receiver or Doppler radar station for measuring velocity and drift angle (DMVD), as the data for evaluation procedure. The procedure proposed has two stages: measured data with error forecast method is displayed by the model in $\dot{S}(t_k)$ space, in turn $\dot{S}(t_k)$ is displayed in space [5]

Therefore, the evaluation order with the use of parametric vector $J_h(t_k)$ and parametric vector $V(t_k)$ error forecast method $\overline{\xi}_J$ can be set as follows:

$$\hat{\xi}_J = \arg\min_{\xi_J} \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_1^2(t_k, \overline{\xi}_J);$$
$$\hat{\xi}_v = \arg\min_{\xi_v} \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_2^2(t_k, \overline{\xi}_v), \tag{2}$$

where N is the number of measurements (data recording points); $\varepsilon_1(t_k, \overline{\xi}_J)$ is the error of the forecast.

$$\varepsilon_1(t_k, \overline{\xi}_J) = j(t_k) - \hat{j}(t_k / t_{k-1}, \overline{\xi}_J)$$

in the model of forecast $J_h(t_k)$.

In a further we enter two assumptions regarding the structures of the models $J_h(t_k)$, $V(t_k)$ and data [6]:

1) Structures $J_h(t_k)$ and $V(t_k)$ are attached

$$J_h(t_k) \subset V(t_k), \tag{3}$$

so that there is a smooth displaying

$$\xi_v(\overline{\xi}_J): S_1 \to S_2;\; S_1 \subset R^{\dim \xi_J},\; S_2 \subset R^{\dim \xi_v}, \tag{4}$$

so that

$$\varepsilon_2(t_k, \xi_v(\overline{\xi}_J)) = \varepsilon_1(t_k, \overline{\xi}_J), \tag{5}$$

where S_1, S_2 are nonzero sets; $\varepsilon_1(t_k, \xi_J)$ is the stationary process for any $\xi_J \in S_1$; on S_1.

2) Structures $J_h(t_k)$ and $V(t_k)$ allow to identify the parameters that confirms the existence of single "real" vectors of parameters ξ_v^* and ξ_J^* such that: $\varepsilon_1(t_k, \xi_J^*) = \varepsilon_2(t_k, \xi_v^*)$ is the white noise with mean zero and -dispersion.

Taking into account the assumptions one and conditions (5) we can record a conclusion [5]:

$$\xi_v^* = \xi_v(\xi_J^*). \tag{6}$$

The first assumption is a general condition for attached models J_h and $\dot{S}$. In turn the model $\dot{S}(t_k)$, in addition to the above, includes also the characteristics of the data. In view of the fact that $J_h(t_k)$, represents an attached into $\dot{S}(t_k)$ subset, i. e. the model of more simplified structure, it should provide a clear identification model than $\dot{S}(t_k)$. Indeed, in view of the fact that $\ddot{S}(t_k) = \left\{\ddot{S}_x(t_k), \ddot{S}_y(t_k), \ddot{S}_z(t_k)\right\}$, measured with sensors of linear accelerations SLA$_x$, SLA$_y$, SLA$_z$, their signals create the measurement model of more simplified structure with clearer information. In addition, the implementation of such model is more affordable to construct, because these sensors are the part of the regular inertial navigation system.

In the practical implementation there are cases where $\hat{J}_h$ evaluation is more difficult to calculate than $\hat{\xi}_v = \arg\min_{\xi_v} \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_2^2(t_k, \overline{\xi}_v)$ evaluation, so it is advisable to determine $\hat{\xi}_v$ and on these evaluations to determine the evaluations $\hat{J}$. If S_2 set in not confluent (not zero) in space $R^{\dim \xi_v}$, then for $N \to \infty$, one could argue that under $\xi_v^* \in S_2$, $\hat{\xi}_v$ it also belongs to the S_2 and enables to calculate $\overline{J}_h$ under the ratio:

$$\overline{J}_h = J_h(\hat{\xi}_v), \tag{7}$$

where $J_h(\hat{\xi}_v)$ is the inverse function

$$J_h(\xi_v): S_2 \to S_1.$$

For our case, we can accept that $\overline{J}_h = \hat{J}_h$. Under the assumption that $\hat{\xi}_v \in S_2$ can be shown as [5]:

$$\sum_{t=1}^{N} \varepsilon_1^2(t_k, J_h) = \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_2^2\left(t_k, \overline{\xi}_v(J_h)\right) \geq \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_2^2\left(t_k, \hat{\xi}_v\right) = \sum_{t=1}^{N} \varepsilon_1^2\left(t_k, J_h\right),\; J_h \in S_1. \tag{8}$$

Condition (8) requires the implementation of equality $\bar{J}_h = \hat{J}_h$ and that the dimension J_h was lower than dimension ξ_v, which is not always done. If these conditions are not met, i.e. $\hat{\xi}_v \notin S_2$, condition (7) is not met too. So, in the future, when estimating forecasting errors, this condition cannot be used. In such cases, the vector $\bar{J}_h$ can be defined as a solution of an optimization task [5]

$$\bar{J}_h = \arg\min_{J_h} G(J_h),$$

$$G(J_h) = 0.5\left[\hat{\xi}_v - \xi_v(J_h)\right]^{\mathrm{T}} Q_{\xi_v}^{-1}\left[\hat{\xi}_v - \xi_v(J_h)\right], \quad (9)$$

where $\hat{Q}_{\xi_v}$ is the reasoned evaluation

$$Q_{\xi_v} = \left\{ E\left(\left.\frac{\partial \varepsilon_2(t_k,\xi_v)}{\partial \xi_v}\right|_{\xi_v=\xi_v^*} \right)^{\mathrm{T}} \left.\frac{\partial \varepsilon_2(t_k,\xi_v)}{\partial \xi_v}\right|_{\xi_v=\xi_v^*} \right\}^{-1}. \quad (10)$$

Natural evaluation Q_{ξ_v} may be determined by the ratio:

$$\hat{Q}_{\xi_v} = \left\{ \frac{1}{N}\sum_{t=1}^{N} \left(\left.\frac{\partial \varepsilon_2(t_k,\xi_v)}{\partial \xi_v}\right|_{\xi_v=\hat{\xi}_v} \right)^{\mathrm{T}} \times \left.\frac{\partial \varepsilon_2(t_k,\xi_v)}{\partial \xi_v}\right|_{\xi_v=\hat{\xi}_v} \right\}^{-1}. \quad (11)$$

Optimization task (9) can be formed by the following rule:

$$\begin{cases} \tilde{\xi}_v = \arg\min\limits_{\alpha\in S_2} (\hat{\xi}_v - \xi_v)^T Q_2^{-1}(\hat{\xi}_v - \xi_v); \\ \bar{J}_h = J_h(\tilde{\xi}_v). \end{cases} \quad (12)$$

Regarding the challenge of helicopter's stabilization over a given point object with a limited area, a geometric representation can be provided. While hovering, the helicopter is influenced by destabilizing casual external weather conditions and internal processes, so the condition of the system "helicopter-point object" is not determined. Under these conditions, to provide precision accuracy of helicopter's stabilization, it is necessary to know the prediction for inaccuracy measure of estimation of parameter vector $\bar{J}_h(t_k)$ of the enclosed model and parametric vector in model $V(t_k)$.

Prediction for inaccuracy measure of estimation of helicopter's accelerations in hovering mode j_x, j_y, j_z, that appear under false weather conditions, will greatly depend on the amount and quality of information about its speed $V(t_k)$, which comes from the inertial navigation system, satellite navigation system and Doppler velocity meter and drift angle, so on the errors arising from the breach of the conditions of precision accuracy of hovering

$$\Delta V_x = \frac{dS}{dt} \neq 0,\ \Delta V_y = \frac{dH}{dt} \neq 0,\ \Delta V_z = \frac{dz}{dt} \neq 0, \quad (13)$$

$$\Delta j_x = \frac{d^2S}{dt^2} \neq 0,\ \Delta j_y = \frac{d^2H}{dt^2} \neq 0,\ \Delta j_z = \frac{d^2z}{dt^2} \neq 0. \quad (14)$$

III. CONCLUSION

Using the information from the accelerations sensors, which are part of the inertial navigation system of the helicopter, you can significantly reduce the state vector $x(t_k)$ without perturbation of the requirements for accuracy of stabilization of helicopter's hovering over a point object. Besides, changes under the external influences of helicopter's accelerations $J(t_k)$ are characterized by short-period oscillations (requirement 9) of the center of the helicopter's mass and significantly ahead in time changes in its velocity vector $V(t_k)$, which are characterized by long-period oscillations of the helicopter in space in relation to the given point O of the limited area object (requirement 7). Therefore completing the prediction for the given method of inaccuracies, arising from the perturbation of the requirements (8), we can identify the state of the "helicopter-point object" system, in another words the degree of fulfillment of the requirements (2). The degree of the requirements (13) and (14) perturbations can serve as a signal for the functioning of the stabilization system for a helicopter in the hovering mode.

REFERENCES

[1]. V. Beltsov, "Holdin the Sky In the Strong Hands." All-Russian aerospace journal *Herald of Aviation and Cosmonautics*, no. 1, pp. 8–10, 2000.

[2]. W. Raymond Prouty and H. C. Curtiss, "Helicopter Control Systems: A History," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 1, pp. 12–18, 2003.

[3]. R. W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability, and Control. first ed. Krieger Publishing Company*, London, United Kingdom, 2002, 746 p.

[4]. V. M. Kazak, D. O. Shevchuk, N. A. Tymoshenko, and I. V. Prochorenko, "Method of State Estimation and Identification of the Arial Vehicle under Destabilizing Action of Weather Conditions." *IEEE*

4th International Conference “Methods and Systems of Navigation and Motion Control” Conference Proceedings, 18-20 October 2016, Kyiv, Ukraine, pp. 110–116.

[5]. T. Soderstrom, P. Stoica, and B. Friedlander, “An indirect prediction error method for system identification.” *Automatica*, vol. 27, no. 1, pp. 183–188, 1991.

[6]. V. M. Kazak, *System recovery methods survivability of aircraft in special situations in flight*: monograph. Kyiv, NAU, 2010, 284 p.

Received June 18, 2016.

Vasily Kazak. Doctor of Engineering. Professor.
New Technologies Center, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: Kiev Higher Engineering Aviation Military School.
Research interests: methods of recovering survivability of airplanes in special flight situations, control and diagnostics dynamic systems, optimal control complex systems.
Publications: over 270 scientific papers, including 5 monographs and 15 manuals, 12 textbooks stamped MES of Ukraine, 10 patents.
E-mail: profkazak@ukr.net

Dmytro Shevcuhuk. Doctor of Engineering. Senior Researcher.
Department of Automation and Energy Management, Educational and Research Aerospace Institute, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aviation University.
Research interests: control of dynamic systems, recovery of controllability and stability of the aircrafts in special situations in flight, intelligent technologies.
Publications: over 120 scientific papers, including 1 manual.
E-mail: dmitroshevchuk@gmail.com

Nataliia Tymoshenko. Candidate of Engineering. Teaching Fellow.
Department of Automation and Energy Management, Educational and Research Aerospace Institute, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aviation University.
Research interests: automation of aircraft control process.
Publications: over 25 scientific papers.
E-mail: T_Nataly@ukr.net

Iryna Prochorenko. Candidate of Engineering. Teaching Fellow.
Department of Automation and Energy Management, Educational and Research Aerospace Institute, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aviation University.
Research interests: optimizing allocation of teaching time in the preparation of aviation engineering personnel.
Publications: over 15 scientific papers and 4 scientific and methodical works.
E-mail: proshorenko_i@mail.ru

В. М. Казак, Д. О. Шевчук, Н. А. Тимошенко, І. В. Прохоренко. Модель вимірів параметрів стабілізації висіння гелікоптера відносно точкових об'єктів

Обгрунтовано модель вимірів параметрів стабілізації висіння гелікоптера відносно точкових об’єктів, яка вимагає меншого обсягу обчислень і зберігає високу швидкість і точність стабілізації. Досліджено можливість скорочення векторів стану та вимірювань за рахунок використання розширеного фільтра Калмана та штатних вимірювачів.

Ключові слова: автоматичне керування; гелікоптер; збурення; керування; система; стабілізація; фільтрація.

Казак Василь Миколайович. Доктор технічних наук. Професор.
Центр новітніх технологій, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Київське вище інженерне авіаційне військове училище.
Наукові інтереси: методи відновлення живучості ЛА у особливих ситуаціях у польоті, керування та діагностика динамічних систем, оптимальне керування складними системами.
Публікації: понад 270 наукових праць, зокрема 5 монографії і 15 навчальних посібників, 12 підручники з грифом МОН України, 10 патентів.
E-mail: profkazak@ukr.net

Шевчук Дмитро Олегович. Доктор технічних наук. Старший науковий співробітник.
Кафедра автоматизації та енергоменеджменту, навчально-науковий аерокосмічний інститут, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Національний авіаційний університет

Наукові інтереси: керування динамічними системами, відновлення керованості та стійкості ПС в особливих ситуаціях у польоті, інтелектуальні технології
Публікації: понад 120 наукових праць, зокрема 1 підручник з грифом МОН України.
E-mail: dmitroshevchuk@gmail.com

Тимошенко Наталія Анатоліївна. Кандидат технічних наук. Асистент.
Кафедра автоматизації та енергоменеджменту, навчально-науковий аерокосмічний інститут, Національний авіаційний університет, Київ, Україна
Освіта: Національний авіаційний університет.
Наукові інтереси: автоматизація процесів керування літальними апаратами.
Публікації: понад 25 наукових праць.
E-mail: T_Nataly@ukr.net

Прохоренко Ірина Володимирівна. Кандидат технічних наук. Асистент.
Кафедра автоматизації та енергоменеджменту, навчально-науковий аерокосмічний інститут, Національний авіаційний університет, Київ, Україна
Освіта: Національний авіаційний університет.
Наукові інтереси: оптимізація розподілу навчального часу в процесі підготовки інженерних авіаційних кадрів.
Публікації: понад 15 наукових та 4 навчально-методичних праць.
E-mail: proshorenko_i@mail.ru

В. Н. Казак, Д. О. Шевчук, Н. А. Тимошенко, И. В. Прохоренко. Модель измерений параметров стабилизации висения вертолета относительно точечных объектов

Обоснована модель измерений параметров стабилизации висения вертолета относительно точечных объектов, которая требует меньшего объема вычислений и сохраняет высокую скорость и точность стабилизации. Исследована возможность сокращения векторов состояния и измерений за счет использования расширенного фильтра Калмана и штатных измерителей.

Ключевые слова: автоматическое управление; вертолет; возмущения; управление; система; стабилизация; фильтрация.

Казак Василий Николаевич. Доктор технических наук. Профессор.
Центр новейших технологий, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Киевское высшее инженерное авиационное военное училище.
Научные интересы: методы восстановления живучести ЛА в особых ситуациях в полете, управление и диагностика динамических систем, оптимальное управление сложными системами.
Публикации: больше 270 научных робот, в частности 5 монографий і 15 научных пособий, 12 учебников с грифом МОН Украины, 10 патентов.
E-mail: profkazak@ukr.net

Шевчук Дмитрий Олегович. Доктор технических наук. Старший научный сотрудник.
Кафедра автоматизации и энергоменеджмента, учебно-исследовательский аэрокосмический институт, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Национальный авиационный университет
Научные интересы: управление динамическими системами, восстановление управляемости и устойчивости ВС в особых ситуациях в полете, интеллектуальные технологии
Публикации: больше 120 научных робот, в частности 1 учебник з грифом МОН Украины.
E-mail: dmitroshevchuk@gmail.com

Тимошенко Наталия Анатольевна. Кандидат технических наук. Ассистент.
Кафедра автоматизации и энергоменеджмента, учебно-исследовательский аэрокосмический институт, Национальный авиационный университет, Киев, Украина
Образование: Национальный авиационный университет.
Научные интересы: автоматизация процессов управления летательными аппаратами.
Публикации: больше 25 научных робот.
E-mail: T_Nataly@ukr.net

Прохоренко Ірина Володимирівна. Кандидат технических наук. Ассистент.
Кафедра автоматизации и энергоменеджмента, учебно-исследовательский аэрокосмический институт, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Национальный авиационный университет.
Научные интересы: оптимизация распределения учебного времени в процессе подготовки инженерных авиационных кадров.
Публикации: больше 15 научных и 4 научно-методических работ.
E-mail: proshorenko_i@mail.ru