Лихачев Е.А.
Likhachev E.A.

старший преподаватель
кафедры «Информационно-
измерительная техника»,
факультет авионики,
энергетики и
инфокоммуникаций,
Уфимский государственный
авиационный технический
университет,
г. Уфа,
Российская Федерация

Зайцева А.А.
Zaytseva A.A.

доцент, кандидат
технических наук
кафедры «Информационно-
измерительная техника»,
факультет авионики,
энергетики и
инфокоммуникаций,
Уфимский государственный
авиационный технический
университет,
г. Уфа,
Российская Федерация

Клименко О.В.
Klimenko O.V.

студент
кафедры «Информационно-
измерительная техника»,
факультет авионики,
энергетики и
инфокоммуникаций,
Уфимский государственный
авиационный технический
университет,
г. Уфа,
Российская Федерация

УДК 621.317.791

DOI:

МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТКАЗОВ САУ ВЕРТОЛЕТА Ка-226

САУ представляет собой цифровой комплекс, в котором задачи контроля решаются с помощью встроенных средств контроля (ВСК) с использованием бортовых средств контроля (БСК), без применения дополнительных наземных автоматизированных систем контроля и контрольно-проверочной аппаратуры (КПА).

В связи с тем, что задачи обработки информации, логики управления и пилотажных алгоритмов реализуются программно-аппаратным способом в специализированном вычислителе (ВУП), определение входных стимулирующих и выходных контролируемых сигналов, используемых для контроля параметров, характеризующих исправность блоков САУ, с построением развернутых таблиц стимулирующих и контролируемых параметров не представляется возможным.

Поэтому в качестве стимулирующих сигналов ВСК САУ при проведении контроля предлагается использовать обобщенные признаки, которые включают в себя аппаратные исправности блоков САУ, контроль наличия ввода данных и состояния входных параметров от датчиков, сравнение параметров цифровой модели сервопривода РМ АП с реальными перемещениями штоков.

В качестве контролируемых сигналов предлагается использовать обобщенные интегральные признаки исправности блоков, сформированные по результатам проведения контроля.

Для определения параметров полноты контроля и коэффициентов глубины поиска отказов строятся функционально-логические модели (ФЛМ). При этом используются логически обобщенные параметры (стимулирующие сигналы и признаки исправности).

В данной работе приведены результаты моделирования последствий контролируемых и неконтролируемых отказов САУ, приводящих к резким забросам автопилотных штоков гидроусилителя КАУ-165. Представленные материалы дают возможность оценить поведение

вертолета от момента отказа до момента предполагаемого вмешательства летчика в управление. Приведена методика моделирования отказов и критерии оценки последствий отказов для объекта Ка-226.

Ключевые слова: система автоматического управления, вертолет, отказ, надежность, тангаж, крен, курс, частота вращения турбокомпрессора, положение лопаток ВНА, эксперимент, перегрузка.

Ka-226 HELICOPTER SELF-PROPELLED GUN FAILURE MODELING TECHNIQUE

ACS is a digital complex in which control tasks are solved with the help of built-in control means (VSC) using on-Board control means (BSC), without the use of additional ground automated control systems and control and verification equipment (KPA).

Due to the fact that the tasks of information processing, control logic and aerobatic algorithms are implemented by software and hardware in a specialized computer (VUP), the definition of input and output stimulatory signals used to control the parameters characterizing the serviceability of ACS units, with the construction of detailed tables of stimulating and controlled parameters is not possible.

Therefore, it is proposed to use generalized features as stimulating signals of ACS during the control, which include hardware serviceability of ACS units, control of data input and the state of the input parameters from the sensors, comparison of the parameters of the digital model of the RM AP servo with the real movements of the rods.

As controlled by signals it is proposed to use the generalized integral characteristics of the health units, generated by the results of the inspection.

To determine the parameters of completeness of control and the coefficients of the depth of failure search, functional and logical models (FLM) are constructed using logically generalized parameters (stimulating signals and signs of serviceability).

In this paper we present the results of modeling the consequences of controlled and uncontrolled failures of ACS, leading to a sharp casting of the autopilot rods of the power steering KAU-165. The presented materials make it possible to assess the behavior of the helicopter from the time of failure to the time of the alleged intervention of the pilot in control. The technique of modeling of cracks and criteria of assessment of the implications of failure to object, the Ka-226.

Key words: automatic control system, helicopter, failure, reliability, pitch, roll, heading, turbo-compressor speed, position of VNA blades, experiment, overload.

В работе исследуются активные отказы, то есть отказы, сопровождающиеся резким отклонением рулевых поверхностей.

В САУ объекта Ка-226 имеются системы контроля исправности вычислителя, рулевой машины и датчиков, которые не только обнаруживают и сигнализируют летчику о факте отказа, но и выполняют автоматическое отключение отказавшего канала управления. Учитывая наличие систем контроля, моделирование выполнено как для случая контролируемого отказа, так и для случая, когда система контроля не обнаружила отказа. При этом следует отметить, что расчетная вероятность последнего события не превышает $\lambda \cdot 10^{-6}$ за один час полета.

Дополнительно выполнены отказы, вызванные обрывом обратной связи серво-контуров рулевых машин в предположении, что система контроля отключена.

Для проверки отказобезопасности САУ в режиме угловой стабилизации целесообразно провести моделирование следующих состояний отказа:

- контролируемый одноканальный отказ. Автопилотный шток гидроусилителя резко перемещается от «нейтрали» на механический упор и через 0,4 с после возникновения отказа возвращается в «нейтраль» за время $\approx 1,5$ с. Время 0,4 с – это время, необходимое для надежного обнаружения отказа системой контроля. В неотказавших каналах

обеспечивается нормальное функционирование;

- контролируемый одноканальный отказ, приводящий к резкому перемещению автопилотного штока гидроусилителя с одного механического упора на другой через 0,4 с после возникновения отказа шток возвращается в «нейтраль» за время $\approx 1,5$ с. В неотказавших каналах обеспечивается нормальное функционирование;

- контролируемый трехканальный отказ, приводящий к резкому забросу автопилотных штоков гидроусилителя от «нейтрали» на механические упоры с последующим возвратом их в «нейтраль» через 0,4 с после возникновения отказа. Рассматриваются все возможные варианты;

- контролируемый трехканальный отказ, приводящий к резкому перемещению автопилотных штоков гидроусилителя с одного механического упора на другой, через 0,4 с после возникновения отказа штоки возвращаются в «нейтраль». Рассматриваются все возможные варианты;

- неконтролируемый одноканальный отказ, приводящий к резкому забросу автопилотного штока гидроусилителя от «нейтрали» на механические упоры. В неотказавших каналах обеспечивается нормальное функционирование;

- неконтролируемый одноканальный отказ, приводящий к резкому перемещению автопилотного штока гидроусилителя с одного механического упора на другой. В неотказавших каналах обеспечивается нормальное функционирование;

- неконтролируемый трехканальный отказ, приводящий к резкому забросу автопилотных штоков гидроусилителя от «нейтрали» на механические упоры. Рассматриваются все возможные варианты;

- неконтролируемый трехканальный отказ, приводящий к резкому перемещению автопилотных штоков гидроусилителя с одного механического упора на другой. Рассматриваются все возможные варианты;

- неконтролируемый одноканальный отказ, возникающий при обрыве обратной связи сервоконтуров в рулевой системе.

Моделирование отказов в режиме угловой стабилизации выполняется на скоростях полета $V=0, 90, 140, 180$ км/ч в условиях прямолинейного горизонтального полета.

Отказы вводятся в конце первой секунды полета.

Модели, используемые при исследованиях

При математическом моделировании отказов использовалась модель вертолѐта с переменными по скорости коэффициентами.

Датчики углов и угловых скоростей имитируются пропорциональными звеньями. При использовании моделей не учитывались зоны нечувствительности рулевых машин и бустеров.

Описание законов управления

Законы управления, обеспечивающие угловую стабилизацию вертолѐта, имеют вид:

$$\begin{cases} \Delta\delta_{z.a.n.} = i_{\vartheta} \cdot \Delta\vartheta + i_{\omega_z} \cdot \omega_z \Phi; \\ \Delta\delta_{x.a.n.} = i_{\gamma} \cdot \Delta\gamma + i_{\omega_x} \cdot \omega_x \Phi; \\ \Delta\phi_{дош.a.n.} = i_{\psi} (V_{пр}) \cdot \Delta\psi + i_{\omega_y} (V_{пр}) \cdot \omega_y \Phi; \end{cases}$$

где $\omega_z^{\Phi} = \frac{1}{T_{\omega_z}^{\Phi} + 1} \cdot \omega_z$; $\omega_x^{\Phi} = \frac{1}{T_{\omega_x}^{\Phi} + 1} \cdot \omega_x$; $\omega_y^{\Phi} = \frac{1}{T_{\omega_y}^{\Phi} + 1} \cdot \omega_y$;

$$T_{\omega_z}^{\Phi} = 0.05\text{с}; T_{\omega_x}^{\Phi} = 0.05\text{с}; T_{\omega_y}^{\Phi} = 0.05\text{с}.$$

$$i_{\vartheta} = -0.234 \frac{\text{град}}{\text{град}} = -14 \frac{\% \text{ х.штг.}}{\text{град}}; i_{\omega_z} = -0.15 \frac{\text{град}}{\text{град/с}} = -9 \frac{\% \text{ х.штг.}}{\text{град/с}};$$

$$i_{\gamma} = -0.2 \frac{\text{град}}{\text{град}} = -15.5 \frac{\% \text{ х.штг.}}{\text{град}}; i_{\omega_x} = -0.1 \frac{\text{град}}{\text{град/с}} = -7.75 \frac{\% \text{ х.штг.}}{\text{град/с}};$$

$$\begin{aligned}
 \iota_{\psi}(V_{np}) &= \begin{cases} 0.05 \frac{\text{град}}{\text{град}}, \text{ при } V_{np} \leq 100 \text{ км/ч}; \\ (0.05 - 0.0008 \cdot (V_{np} - 100)) \frac{\text{град}}{\text{град}}, \text{ при } 100 \text{ км/ч} < V_{np} < 150 \text{ км/ч}; \\ 0.01 \frac{\text{град}}{\text{град}}, \text{ при } V_{np} \geq 150 \text{ км/ч} \end{cases} \\
 \iota_{\omega_y}(V_{np}) &= \begin{cases} 0.078 \frac{\text{град}}{\text{град/с}}, \text{ при } V_{np} \leq 100 \text{ км/ч}; \\ (0.078 - 0.00116 \cdot (V_{np} - 100)) \frac{\text{град}}{\text{град/с}}, \text{ при } 100 \text{ км/ч} < V_{np} < 150 \text{ км/ч}; \\ 0.02 \frac{\text{град}}{\text{град/с}}, \text{ при } V_{np} \geq 150 \text{ км/ч} \end{cases} \\
 \iota_{\psi}(V_{np}) &= \begin{cases} 16.7 \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град}}, \text{ при } V_{np} \leq 100 \text{ км/ч}; \\ (16.7 - 0.268 \cdot (V_{np} - 100)) \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град}}, \text{ при } 100 \text{ км/ч} < V_{np} < 150 \text{ км/ч}; \\ 3.3 \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град}}, \text{ при } V_{np} \geq 150 \text{ км/ч} \end{cases} \\
 \iota_{\omega_y}(V_{np}) &= \begin{cases} 26.0 \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град/с}}, \text{ при } V_{np} \leq 100 \text{ км/ч}; \\ (26.0 - 0.386 \cdot (V_{np} - 100)) \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град/с}}, \text{ при } 100 \text{ км/ч} < V_{np} < 150 \text{ км/ч}; \\ 6.7 \frac{\% \text{х.ит.}}{\text{град/с}}, \text{ при } V_{np} \geq 150 \text{ км/ч} \end{cases}
 \end{aligned}$$

Методика оценки последствий отказов САУ

Количественной мерой последствий отказов служат максимальные величины отклонений углов и перегрузок, возникающих вследствие отказов, в течение времени от момента отказа до момента вмешательства летчика в управление.

По материалам летных исследований, среднее значение потребного времени САУ составляет 0,8 с для канала крена и 0,9 – 1 с для канала тангажа.

Величина интервала времени, требующегося для распознавания и вмешательства летчика в управление с целью парирования отказа, составляет 2 с.

Допустимая область изменения параметров для каждого вертолета определяются заказчиком.

При этом считается, что летчик может вывести вертолет из неблагоприятной ситуации, если за время реакции летчика на резкий отказ параметры полета не выйдут за пределы ограничения допустимой области.

По результатам моделирования составлены таблицы, в которых приводятся временные зависимости параметров вертолета ϑ , γ , ψ , Δn_x , Δn_y , Δn_z при отказах САУ.

Определены максимальные значения параметров вертолета за время от момента отказа ($t_{\text{отк}} = 1$ с) до момента вмешательства летчика в управление вертолетом. При этом данные моделирования позволяют определить величины отклонений углов и приращений перегрузок в течение 4 с после отказа.

Моделирование контролируемых отказов САУ. Результаты моделирования одноканальных отказов

Результаты моделирования одноканальных отказов, приводящих к резкому забросу автопилотного штока от «нейтрали» на механический упор с последующим возвратом его в «нейтраль» через 0,4 с после возникновения отказа. Максимальные значения углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с).

Из приведенных материалов видно, что за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают +19.5,-11.53; ± 16.7 ; ± 18.8 град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают ± 0.05 ; +0.262, -0.334; ± 0.185 ед. пер. соответственно.

Результаты моделирования одноканальных отказов, приводящих к резкому перемещению автопилотного штока с одного механического упора на другой с последующим возвратом его в «нейтраль» через 0,4 с после возникновения отказа:

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают +45.4,-35.3; ± 45.4 ; ± 54.8 град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают +0.137, -0.115; +0.685, -0.981; ± 0.32 ед. пер. соответственно.

Результаты моделирования трехканальных отказов

Результаты моделирования трехканальных отказов, приводящих к резкому забросу автопилотного штока от «нейтрали» на механический упор с последующим возвратом его в «нейтраль» через 0,4 с после возникновения отказа. Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 секунды):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают +20.4,-14.2; ± 19.8 ; ± 21.1 град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают ± 0.05 , ± 0.39 ; ± 0.21 ед. пер. соответственно.

Результаты моделирования трехканальных отказов, приводящих к резкому перемещению автопилотного штока с одного механического упора на другой с последующим воз-

вратом его в «нейтраль» через 0,4 с после возникновения отказа. Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают +49.5,-48.9; ± 56.6 ; ± 63.3 град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают +0.25,-0.11; +0.51, -1.23; ± 0.4 ед. пер. соответственно.

Последствия трехканальных отказов заметно хуже, чем последствия одноканальных отказов.

Результаты моделирования отказов, вызванных обрывом обратной связи рулевой системы

При моделировании отказов в качестве внешнего возмущения имитировалось действие слабовозмущенной атмосферы ($\sigma_{wx,wy,wz}=0.5$ м/с).

С момента отказа в каналах автопилота развиваются автоколебания.

В канале тангажа автоколебания имеют период $\approx 1,2$ с ($f=0.83$ Гц) и амплитуду, не превышающую 1,2 град.

В канале крена автоколебания имеют период $\approx 1,13$ с ($f=0.88$ Гц) и амплитуду, не превышающую 1,44 град.

В канале направления автоколебания имеют период $\approx 1,03 - 1,3$ с ($f=0.97-0.77$ Гц) и амплитуду, не превышающую 0,4 – 1,82 град для скоростей полета $V=0 - 180$ км/ч.

Моделирование неконтролируемых отказов. Результаты моделирования одноканальных отказов

Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают +30.9,-21; ± 29.8 ; ± 36 град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают ± 0.1 ; +0.54, -0.72; ± 0.28 ед. пер. соответственно.

Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают $+57.2, -46.9; \pm 58.5; \pm 69$ град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают $+0.22, -0.17; +0.88, -1.36; \pm 0.33$ ед. пер. соответственно.

Анализ материалов показывает:

- принудительный возврат автопилотных штоков гидроусилителя КАУ-165 в «нейтраль» при автоматическом обнаружении отказа приводит к уменьшению отклонений углов и вертикальной перегрузки.

Результаты моделирования трехканальных отказов

Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают $+33.1, -28.8; \pm 34.8; \pm 40.7$ град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают $+0.16, -0.09; \pm 0.48, -0.91; \pm 0.36$ ед. пер. соответственно.

Максимальные значения приращений углов тангажа, крена, курса и составляющих вектора перегрузки за время $\tau_{л}=2$ с (от 1 до 3 с):

- за время $\tau_{л}=2$ с величины углов тангажа, крена и курса достигают $+61.4, -64.8; \pm 72.9; \pm 84.2$ град соответственно. Приращения составляющих вектора перегрузки n_x, n_y, n_z достигают $+0.47, -0.23; +0.63, -2.43; \pm 0.34$ ед. пер. соответственно.

Анализ материалов показывает:

- принудительный возврат автопилотных штоков гидроусилителя КАУ-165 в «нейтраль» при автоматическом обнаружении отказа приводит к уменьшению отклонений углов и вертикальной перегрузки.

Вывод

Представленные в отчете материалы позволяют, задавая время от момента отказа

до момента предполагаемого вмешательства летчика в управление, определить максимальные значения приращений углов и составляющих вектора перегрузки, соответствующих этому времени:

- из материалов отчета следует, что при принудительном возврате автопилотных штоков гидроусилителя КАУ-165 в «нейтраль», в случае контролируемых отказов, существенно уменьшается величина отклонений углов и составляющих вектора перегрузки, вызванных этим отказом. При невмешательстве в течение 2 с максимальные отклонения углов тангажа, крена и курса уменьшаются в 1,2 – 2 раза. Составляющие вертикальной перегрузки уменьшаются в 1,3 – 1,95 раза.

- максимальные значения углов тангажа, крена, курса в случае одноканальных контролируемых отказов, приводящих к резкому забросу автопилотного штока от «нейтрали» на механический упор, за время $\tau_{л}=2$ с не превысили 19, 16, 7, 18, 8 град соответственно. Максимальное приращение вертикальной перегрузки составило 0,334 ед. пер. В случае одноканальных контролируемых отказов, приводящих к резкому забросу автопилотного штока с одного механического упора на другой за время $\tau_{л}=2$ с максимальные значения углов тангажа, крена, курса не превысили 45,3, 45,4, 54,8 град соответственно. Максимальное приращение вертикальной перегрузки составило 0,981 ед. пер.

- последствия многоканальных контролируемых отказов, сопровождающихся плавным выключением САУ, существенно хуже последствий одноканальных. В случае трехканального отказа, приводящего к резкому забросу автопилотных штоков с одного механического упора на другой, приращения углов тангажа, крена и курса достигают при $\tau_{л}=2$ с 49, 56, 5, 63 град соответственно. Приращения вертикальной перегрузки достигают 1,23 ед. пер.

Список литературы

1. Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В. Реконфигурация системы управления летательными аппаратами при отказах // Автоматика и телемеханика. – 1996. – № 1. – с. 3-20.

2. Уравнения движения вертолета Ка-226. Письмо ОАО «КАМОВ», вх. № 444 от 16.05.2000 г.

3 Описание математических моделей вертолета КА-226, динамики несущего винта,

рулевых машин, турбулентной атмосферы. Отчет № 178-220-02, 2002г.

4. Сравнительный анализ результатов стендовых и летных исследований последствий отказов САУ на вертолете с летчиком в контуре управления. Отчет № 1321-78-II предприятия п/я В-8759, 1978 г.

5. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ка-226, ОАО "Камов", 2002. - 664с

6. Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В. Повышение живучести автоматических систем с использованием алгоритмического обеспечения инвариантности к отказам // Надежность, живучесть и безопасность автоматизированных комплексов: Тезисы доклада IV Всесоюзного совещания. – М.: ИПУ АН СССР, 1988. – С. 29-30.

7. Егупов Н.Д., Пупков К.А. Методы классической и современной теории автоматического управления. – Т. 3: Методы современной теории автоматического управления. – М: МГТУ, 2004. – С. 616.

References

1. Zemljakov S.D., Rutkovskij V.Ju., Silajev A.V. Rekonfiguracija sistemy upravlenija letatel'nyimi apparatami pri otkazah // Avtomatika i telemekhanika. – 1996. – № 1. – s. 3-20.

2. Uravnenija dvizhenija vertoleta Ka-226. Pis'mo OAO "KAMOV", vh. № 444 ot 16.05.2000 g.

3. Opisanije matematicheskikh modelej vertoleta KA-226, dinamiki nesushhego vinta, rulevyh mashin, turbulentnoj atmosfery. Otchet № 178-220-02, 2002 g.

4. Sravnitel'nyj analiz rezul'tatov stendovyh i letnyh issledovanij posledstvij otkazov SAU na vertolete s letchikom v konture upravlenija. Otchet № 1321-78-II predpriyatija p/ja V-8759, 1978 g.

5. Rukovodstvo po letnoj ekspluatácii vertoleta Ka-226, OAO "Kamov", 2002. – 664 s.

6. Glumov V.M., Zemljakov S.D., Rutkovskij V.Ju., Silajev A.V. Povyshenije zhivuchesti avtomaticheskikh sistem s ispol'zovanijem algoritmicheskogo obespechenija invariantnosti k otkazam // Nadezhnost', zhivuchest' i bezopasnost' avtomatizirovannyh kompleksov: Tezisy doklada IV Vsesojuznogo soveshhanija. – М.: IPU AN SSSR, 1988. – s. 29-30.

7. Jegupov N.D., Pupkov K.A. Metody klassicheskoy i sovremennoj teorii avtomaticheskogo upravlenija. T. 3: Metody sovremennoj teorii avtomaticheskogo upravlenija. – М: MGTU, 2004. – s. 616.