

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КАЧЕСТВА ПИЛОТИРОВАНИЯ ПО КОНТУРАМ КОРРЕЛЯЦИОННЫХ ПОЛЕЙ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ

Е.М. Хохлов¹, Ю.В. Грищенко², О.Н. Володько²

¹*Научно-методический центр процессного анализа, (г. Киев)*

²*Институт авионавигации НАУ, (г. Киев)*

В статье рассмотрен вопрос недостаточности получаемой пилотом информации о качестве пилотирования при сбое оборудования. Проведен анализ авиапроисшествий и результатов имитационных экспериментов, а также анализ первых признаков появления сбоев оборудования. Предлагается способ получения данных для экипажа путём анализа контуров корреляционных полей параметров полёта при сбоях авионики бортового оборудования.

Ключевые слова: качество пилотирования, контур, корреляционное поле, человеческий фактор.

В статті розглянуто питання недостатнього обсягу інформації, яку отримує пілот для забезпечення якості пілотування при збої обладнання. Проведено аналіз авіакатастроф і результатів імітаційних експериментів, а також аналіз перших ознак появи збоїв обладнання. Пропонується спосіб одержання даних для екіпажу шляхом аналізу контурів кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки бортового обладнання.

Ключові слова: якість пілотування, контур, кореляційне поле, людський фактор.

ВВЕДЕНИЕ

При эксплуатации воздушных судов нового поколения, имеющих электронное бортовое оборудование (образно — «летающие компьютеры»), возникают отказы, в которых электронные сбои составляют до 70–80% и наблюдаются интенсивные тренды их роста. Так или иначе все резонансные авиапроисшествия (Скнилов, Смоленск, Камрань и т.д.) имеют технологическую причину (*causa finales*) — комплексные сбои авионики — систем управления или систем безопасности.

Значительное количество авиакатастроф и серьезных инцидентов происходит по технологическим причинам — отказам авионики и бортового оборудования. В работе впервые изучаются сбои авионики как случайные циклические процессы и пути их выявления.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При выполнении сложных полётных заданий пилоту необходима оперативная информация о качестве работы автоматики в системе

управления самолётом. На лёгких самолётах качество пилотирования полностью зависит от пилота. На воздушных судах, имеющих автоматические системы управления, даже в штурвальный режим не должны допускаться некоординированные эволюции. Но иногда эти системы и системы безопасности дают сбой. Под «сбоем» понимается внезапно возникший или внезапно исчезнувший технологический отказ, который, как правило, не диагностируется бортовыми и наземными средствами контроля. Такие негативные случайные циклические процессы могут возникать в самих электронных системах контроля безопасности. В результате, система дезинформирует пилота. Одной из причин является искажённая информация, получаемая от отдельных датчиков. Другая — сбои, происходящие в электронике, в основном, связанные с PN переходами (р — *positive* — положительный, дырочный, или электронно-дырочный переход, n — *negative* — отрицательный, электронный — область пространства на стыке двух полупроводников р- и n-типа, в которой происходит переход от одного типа проводимости к другому) в электронных элементах [1, 2].

Такие сложные случайные сбои, содержащие полетные и неполетные участки траектории (закритические углы атаки), приводят обычно к неисследованным эффектам нарушения ортогональности и ортонормировки всех координатных систем, используемых для формирования технологии пилотирования и текущих значений параметров техники пилотирования, которые определяются следующими правыми прямоугольными системами координат — земной, связанной, полусвязанной, скоростной [3].

Сложность анализа таких случайных циклических нарушений ортонормировки координатных бортовых систем состоит также в том, что общая теория создания бессбойной (антисбойной) бортовой электронной аппаратуры и авионики находится на начальной стадии разработки [4].

К сожалению, полное отсутствие теоретических исследований по аналитике комплексных сбоев авионики, связанных с эффектами нарушения ортонормировки бортовых координат воздушных судов, невозможность анализа этих параметров известными методами — корреляционными функциями, аппаратом марковских процессов, известными теориями количественной и качественной информации, исследования операций приводит к необходимости теоретического обобщения существующих подходов. Обратимся к рис. 1 а, б, с.

В классических трудах по теории вероятности трактуются такие понятия как корреляция, корреляционная связь (прямая, обратная, отсутствие корреляции). Такой научной дихотомии для анализа сбоев мало.

Для анализа сбоев эти явления интерпретируются более обобщенно. Нам нужен другой подход — в терминах и универсалиях, широких категориях классической кибернетики, в таких фундаментальных понятиях как поле, корреляционное поле, группы преобразований, контуры (контур, форма фигур), групповая область и т.д. [5].

Под корреляционным полем понимается не таблица или матрица, а та групповая область, в которой существуют контурные фигуры (контур), над

которыми могут осуществляться любые группы преобразований вплоть до свободных.

Подходы, ориентированные на аналитику контуров, как показывает Н. Винер, резко уменьшают количество неиспользуемой информации и центрируют внимание на анализе контуров фигур, изображенных на рис. 1. Но тогда рис. 1 следует трактовать как рисунок «Типовых преобразований контурных фигур (контуров)* корреляционного поля в двумерной области».

Как показали наши исследования параметров техники пилотирования, рис. 1.с прекрасно характеризует эффект сохранения ортонормировки бортовых координат. Именно такая фигура наблюдается при обработке параметров самописцев. Особенность таких фигур любой формы — наличие площади как математической величины и как инварианта корреляционного поля. Отсутствие площади создает эффект нарушения ортонормировки, что и происходит при предельно сложных сбоях авионики и бортового оборудования.

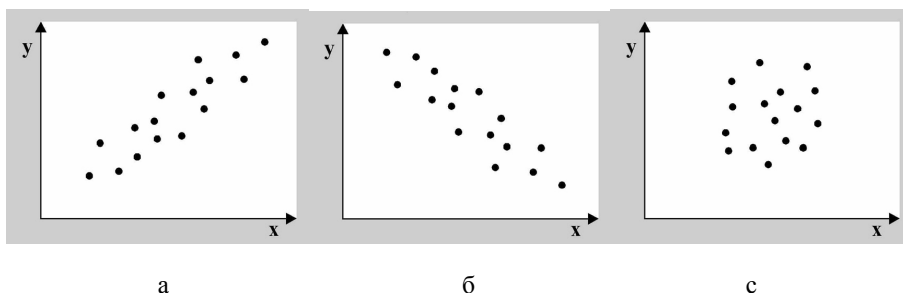


Рис. 1. Виды контурных корреляционных полей:

а — прямая корреляция ХСУ, б — обратная корреляция ХСУ, с — отсутствие корреляции в случае ортогональной системы X, Y, Z (любые параметры полета)

Цель — разработать способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета на основе анализа авиапроисшествий и имитационных экспериментов.

АНАЛИЗ АВИАПРОИСШЕСТВИЙ И РЕЗУЛЬТАТОВ ИМИТАЦИОННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Проведем анализ корреляционных полей авиационного происшествия в районе аэродрома «Скнилов» — 27.07.2002 г. Хронология изменения параметров полета до столкновения с землей показана в таблице 1: V — скорость; ψ — курс; γ — угол крена; α — угол атаки. При полете произошел сбой голосового информатора: $\alpha_{\text{допуска}} = 24^\circ$ — срабатывание голосового информатора.

* Н. Винер термины «контур», «контурная фигура» применяет как синонимы, и мы считаем это правильным.

На рис.2 показан вид корреляционного поля параметров α , γ на участке полета до сбоя во время выполнения фигуры высшего пилотажа — «косой петли с поворотом».

Общую картину появления комплексного сбоя голосового информатора, автомата углов атаки и перегрузки командир воздушного судна** позже охарактеризовал как «непонятное и неожиданное поведение самолета» [9]. Это доказывает крайнюю необходимость создания анализаторов первых признаков появления таких сбойных, циклических процессов. Опыт создания анализаторов такого класса имеется [6].

Таблица 1.

Значения параметров техники пилотирования при авиационном происшествии 27.07.200 с ВС СУ-27УБ в районе аэродрома «Скнилов»

Название опорной точки траектории	Секунды до столкновения с землей	Параметры				
	t, с	H, м	V, км/час	ψ , °	γ , °	α , °
Ввод в «бочку»	33	178	491	317	-11.1	11.7
Ввод в косую петлю	29	220	514	311	-13.1	16.4
При развороте на 90°	21	655	409	229	-116.8	19.4
Достижение максимальной высоты (H _{max})	16	845	347	158	-93.5	20.6
При развороте на 180°	14.5	826	361	130	-93.5	21.6
Начало выполнения вращения	9.5	596	384	65	-69.8	13.4
Положение «вверх колесами»	7.36	497	404		-178.9	16.6
Завершение вращения	6	333	428	139	25.6	26.9
		Закритические углы атаки				
Выход на максимальные углы атаки ($\alpha_{max} = 31^\circ$)	3.5	137	381	120	-8.5	31
		Закритические углы атаки — голосовой информатор не работает				
Момент столкновения	0	0	340	81	-34.2	9.4

Анализ параметров полета до сбоя. Высота полета до сбоя — от 685 до 450 метров. Анализ проводился по девяти участкам полета (Δt) до сбоя (табл. 2). Корреляционной связи между α (углом атаки) и γ (углом крена) не выявлено.

** Командир воздушного судна — летчик-испытатель 1 класса, 20 лет летной работы, участник демонстрационных полетов на международных авиашоу, мастер по выполнению фигур высшего пилотажа.

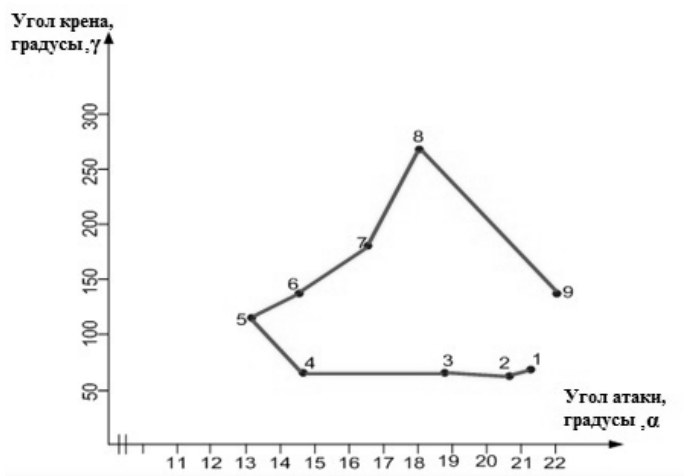


Рис. 2. Полет до сбоя голосового информатора и автомата индикации углов атаки и перегрузок

Таблица 2.

Параметры полета до сбоя – от 685 до 450 метров

Δt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
α	70.7	66.8	69.5	68.8	113.1	133.95	178.6	264	79.8
γ	21.2	20.6	18.6	14.5	13.0	14.3	16.4	17.8	21.8

Анализ параметров полета при сбое. Высота полета при сбое — от 480 до 108 метров, $\alpha_{\text{допуска}} = 24^\circ$ (табл. 3, рис. 3). Голосовой информатор при достижении $\alpha = 24^\circ$ не включился из-за сбоя.

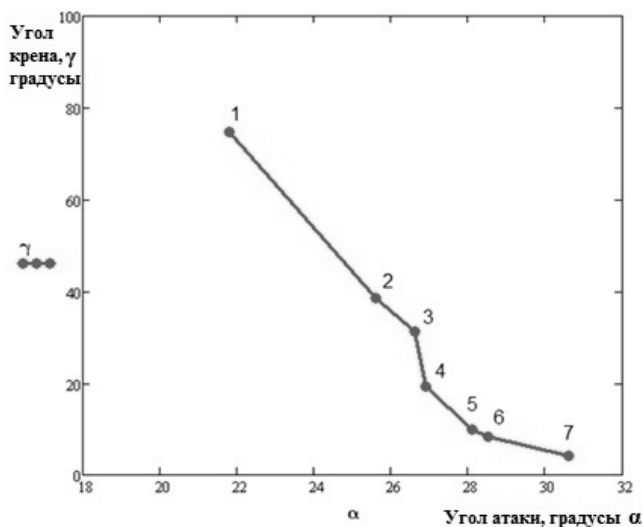


Рис. 3. Полет во время сбоя голосового информатора и автомата индикации углов атаки и перегрузок

Таблица 3.

Параметры полета во время сбоя — от 480 до 108 метров

Δt	1	2	3	4	5	6	7
α	74.8	38.55	31.3	19.4	10.0	8.4	4.2
γ	21.8	25.6	26.6	26.9	28.1	28.5	30.6

При сбое произошло преобразование контурной фигуры, имеющей площадь в координатах α и γ , в квазилинейную конфигурацию (Рис. 3). Было установлено, что на высотах от 450 метров до 108 метров во время сбойного процесса траектория «полета» напоминала неизвестную фигуру «хобот».

Таким образом, можно утверждать, что произошли определенные нарушения в процессе выполнения полета, связанные с нарушением режимов полета на данном этапе. Это связано с нарушением скоростного режима из-за сбоя голосового инфоматора.

Анализ параметров полета после сбоя (табл. 4, рис. 4). На высоте 108 метров голосовой инфоматор внезапно (при $\alpha = 31^\circ$) включился и выдал команду «Угол атаки предельный», пилот за 1,5–2 секунды изменил угол до 23,1–9,4 градуса.

Таблица 4.

Параметры полета после сбоя

Δt	1	2	3	4	5	6
α	30.3	50.2	51.7	53.9	57.5	33.1
γ	28.3	28.1	26.6	25.4	23.1	9.4

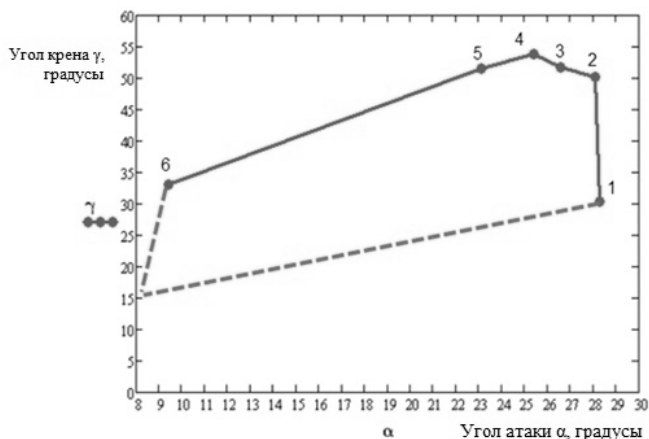


Рис. 4. Полет после сбоя

Анализ площадей контурных корреляционных полей параметров полета. Проведена оценка площадей контурных корреляционных полей до сбоя (S_1), во время сбоя (S_2) и после сбоя (S_3) классическим методом измерения площадей числом заполняющих плоскую фигуру единичных квадратов [7].

Современные модификации этих подходов известны как методы «сеточной геометрии» [8], позволяющие исключить процессы интегрирования при поиске величин площадей контурных фигур.

Таким образом:

$S_1 = 5550,025 \text{ см}^2$ — площадь корреляционного поля до сбоя

$S_2 = 30,25 \text{ см}^2$ — во время сбоя

$S_3 = 21904 \text{ см}^2$ — после сбоя

Определены показатели сравнения (табл. 5):

$\Delta S_1 = S_1/S_3 = 5550.025/21904 = 0,25$

$\Delta S_2 = S_2/S_1 = 30.25/5550.025 = 0,005$

$\Delta S_3 = S_2/S_3 = 30.25/21904$

Таблица 5.

Показатели сравнения площадей корреляционных полей

Вид показателя	До сбоя	Во время сбоя	После сбоя
S	$S_1 = 5550,025 \text{ см}^2$	$S_2 = 30,25 \text{ см}^2$	$S_3 = 21904 \text{ см}^2$
Показатели сравнения	$\Delta S_1 = 0,25$	$\Delta S_2 = 0,005$	$\Delta S_3 = 0,001$

В дальнейшем для исследования конфигураций корреляционных полей были организованы эксперименты на самолете АН-140 с выключением двигателей для имитации сбоев.

Последовательно выключались первый и второй двигатель АН-140 в крейсерском полете на высоте 3,5–4 км, такая имитация была необходима для анализа сбоев, в которых нет выхода на неполетные участки траектории, а также для выяснения, как происходит трансформация площадей контуров корреляционных полей при сбоях такого класса.

Результаты исследования имитации отказов двигателей на самолете АН-140 показаны в табл. 6–12 и на рис. 5–9.

Полет до сбоя, первый двигатель работает (табл. 6, рис. 5).

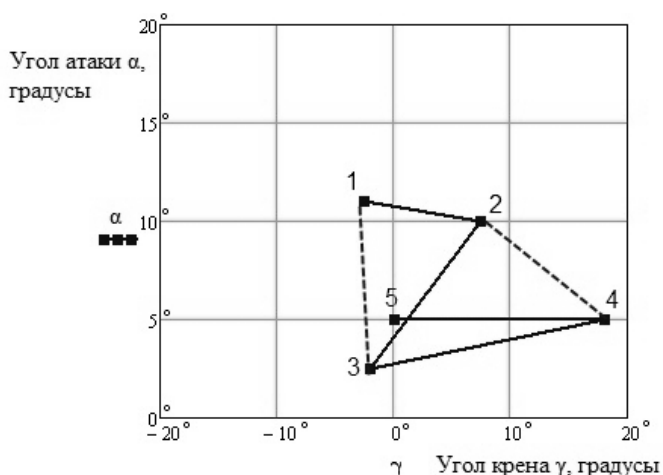


Рис. 5. Полет до сбоя первого двигателя

Таблица 6.

Параметры полета до сбоя первого двигателя

Параметры \ Δt	1	2	3	4	5
α	11	10	2.5	5	5
γ	-2.5	7.5	-2	18	0

Во время сбоя первый двигатель не работает (табл. 7, рис. 6).

Таблица 7.

Параметры полета во время сбоя первого двигателя

Параметры \ Δt	1	2	3	4
α	5	2	5	6
γ	0	3	-3	0

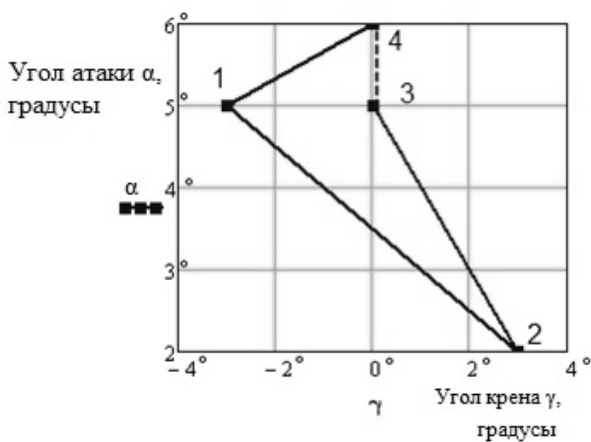


Рис. 6. Полет при сбое первого двигателя

После сбоя первый двигатель работает.

До сбоя второй двигатель работает (табл.8, рис.7).

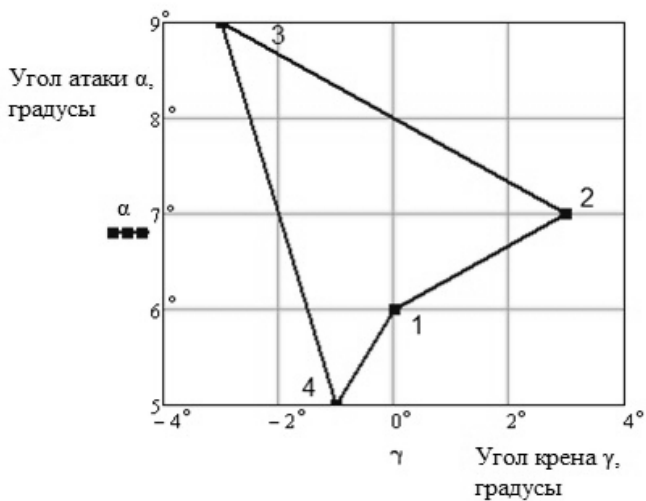


Рис. 7. Полет до сбоя второго двигателя

Таблица 8.

Параметры полета до сбоя второго двигателя

Параметры \ Δt	1	2	3	4	5
α	6	7	9	5	6
γ	0	3	-3	-1	0

Второй двигатель не работает (табл. 9, рис. 8).

Таблица 9.

Параметры полета при сбое второго двигателя

Параметры \ Δt	1	2	3	4	5
α	6	0	3	7.5	6
γ	0	-5	7	-14	-2

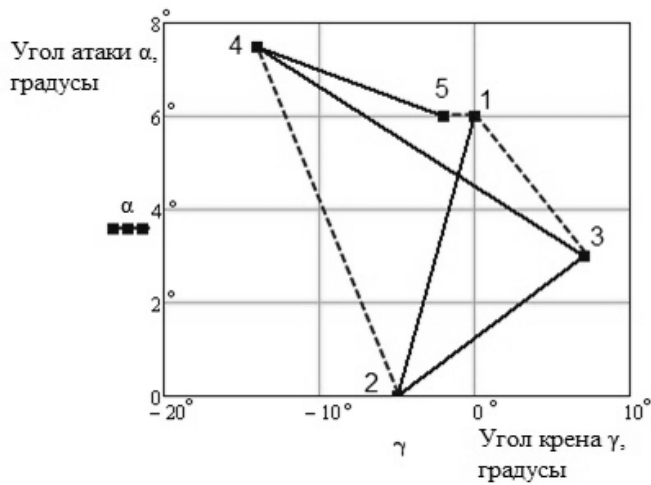


Рис. 8. Полет во время сбоя второго двигателя

При сбое второй двигатель не работает (табл. 10, рис. 9).

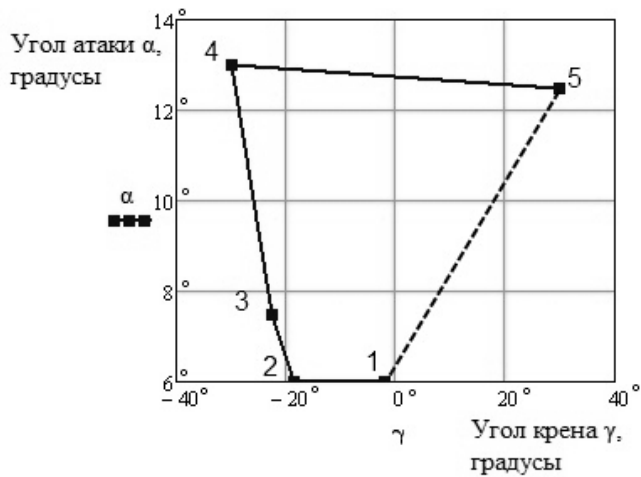


Рис. 9. Полет после сбоя второго двигателя

Таблица 10.

Параметры работы после сбоя второго двигателя

Параметры \ Δt	1	2	3	4	5
α	6	6	7.5	13	12.5
γ	-2	-18.5	-22.5	-30	30

Были определены площади контуров корреляционных полей (табл. 11, 12):

А. По первому двигателю:

$$S_1 = 75 \text{ см}^2$$

$$S_2 = 30 \text{ см}^2$$

$$S_3 = 50 \text{ см}^2$$

$$\Delta S_1 = 75 / 50 = 1,5$$

$$\Delta S_2 = 30 / 75 = 0,4$$

$$\Delta S_3 = 30 / 50 = 0,6$$

Таблица 11.

Показатели сравнения площадей контуров параметров техники пилотирования (α и γ)

Вид показателя	До сбоя	При сбое	После сбоя
S	$S_1 = 75 \text{ см}^2$	$S_2 = 30 \text{ м}^2$	$S_3 = 50 \text{ м}^2$
Показатели сравнения	$\Delta S_1 = 1,5$	$\Delta S_2 = 0,4$	$\Delta S_3 = 0,6$

Б. По второму двигателю:

$$S_1 = 80 \text{ см}^2$$

$$S_2 = 45 \text{ см}^2$$

$$S_3 = 65 \text{ см}^2$$

$$\Delta S_1 = 80 / 65 = 1,33$$

$$\Delta S_2 = 45 / 80 = 0,5625$$

$$\Delta S_3 = 45 / 65 = 0,6923$$

Таблица 12.

Показатели сравнения площадей контуров параметров техники пилотирования (α и γ)

Вид показателя	До сбоя	При сбое	После сбоя
S	$S_1 = 80 \text{ см}^2$	$S_2 = 45 \text{ см}^2$	$S_3 = 65 \text{ см}^2$
Показатели сравнения	$\Delta S_1 = 1,33$	$\Delta S_2 = 0,5625$	$\Delta S_3 = 0,6923$

Таким образом, предложенный способ определения качества пилотирования по контурам (контурным фигурам) корреляционных полей параметров полета заключается в том, что путем определения наличия или отсутствия площадей контурных фигур корреляционных полей параметров полета определяются первые признаки появления или отсутствия сбоев авионики в сложных условиях полета.

Выводы:

Способ определения качества пилотирования по контурам (контурным фигурам) корреляционных полей параметров полета при сбоях авионики и бортового оборудования показывают достаточную эффективность для создания анализаторов первых признаков сбоев.

При комплексных сбоях, связанных с переходом от полетных участков траектории к неполетным участкам и обратно, наблюдаются эффекты полной трансформации и преобразования плоскостных контурных фигур в линейные конфигурации.

При сбоях, не связанных с переходом в неполетные участки траектории, наблюдаются эффекты сжатия и уменьшения площадей контурных фигур (контуров) корреляционных полей.

Переход к анализу контуров корреляционных полей при распознавании контурной фигуры ограничивается для выявления признаков сложных сбоев 4–6 точками отсчета при выявлении факта наличия или отсутствия площади контуров. Это крайне необходимо для анализа быстротекущих сбоев, циклы которых сравнимы с временем сенсомоторной реакции авиационных операторов.

1. Теорія надійності систем авіоники. Частина 1. Визначення, показники, моделі відмов, методи розрахунку. Навчальний посібник / В.М. Грибов, Грищенко Ю.В., Скрипець А.В. и др. — К.: Книжкове видавництво НАУ. — 2006. — 324 с.
2. Гуленко В.Д., Грищенко Ю.В., Грибов В.М. Моделирование и оценка визуальной потери направления угла крена летными экипажами по модульным распределениям параметров полета // Кибернетика и вычислительная техника. — 2010. — Вып. 160. — С. 43–56.
3. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и крылатых ракет — М.: «Машиностроение». — 1974. — 152 с.
4. Дианов В.Н. Концептуальные особенности построения бессбойной аппаратуры. — М.: Автоматика и телемеханика. — №7. — 2012. — с. 119–138.
5. Винер Н. Кибернетика. Глава 6. Гештальт и общие представления. — М.: «Советское радио». — 1958. — С. 167–178.
6. Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційного оператора / Патент на корисну модель №39943 / Е.М. Хохлов, Г.А. Положевец, Ю.В. Грищенко, А.О. Ткаченко // Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.03. 2009р.
7. Толковый словарь математических терминов / О.В. Мантуров, Ю.Н. Солнцев, Ю.Н. Соркин и др. — М.: «Просвещение». — 1965. — С. 539.
8. Расчетные неструктурированные сетки для распределенных вычислений / Сибирская школа — семинар по параллельным вычислениям. / С.П. Копысов, Л.Б. Пономарев, В.Н. Рычков. — Томск: Из-во Томского ун-та. — 2005. — С. 19–25.
9. Топонарь. В. А. «Хочу быть услышанным». — М.: газета "Воздушный флот". — 2006. — №11 (март). — С. 7–8.

METHOD OF DETERMINING THE QUALITY OF PILOTING BY THE CONTOURS OF CORRELATION FIELDS OF FLIGHT PARAMETER IN SPECIAL CONDITIONS

Y.M. Khokhlov¹, Y.V. Hryshchenko², O.N. Volodko²

¹ *Scientific and Methodological Center of Process Analysis (Kiev)*

² *Institute of Aeronavigation, National Aviation University of the Ministry of Education and Science of Ukraine (Kiev)*

Introduction. Often during the operation aircraft of a new generation which has electronic on-board equipment (literally "flying computers") there occur failures, where electronic failures are up to 70–80% and we can observe intensive trends of their increasing. One way or another all resonance aircraft incidents (Sknilov, Smolensk, Cam Ranh, etc.) have technological causes (causa finales) which are—integrated avionics failures — control systems or security systems.

A significant number of aircraft accidents and serious incidents occur due to technical causes — failures of avionics and onboard equipment. This work for the first time examined avionics failures as random cyclic processes and ways of detecting them.

The purpose of the article is to develop and establish a method for determining the quality of piloting by the contours of the correlation fields of flight parameters which is based on the analysis aviation accidents and simulation experiments.

Results. The proposed method of determining the quality of piloting by the contours (contour figures) of correlation fields of flight parameters is that by determining the presence or absence of areas of contour figures of correlation fields of flight parameters, the first signs of absence or occurrence of failures of avionics in complicated flight conditions are determined.

Conclusions. The method for determining the quality of piloting by the contours (contour figures) of correlation fields of flight parameters, failures avionics and onboard equipment shows sufficient efficacy for creating analyzers of first signs of failures.

At the complex failures which are associated with the transition from the suitable for flight path sections to not suitable for flight areas and vice versa, we may observe the effects of complete transformation and conversion of plane contour figures in the linear configuration.

At the failures which are not associated with the transition to not suitable for flight path sections, we may observe the effects of compression and reduction of the area of contour figures (contours) of correlation fields.

Transition to the analysis of contours of correlation fields at recognizing contour figure is limited for signs of complex failures with 4–6 reference frames in the identification of the presence or absence of contour area. It is essential for the analysis of fast failures, cycles of which are comparable with the time of sensorimotor reaction of aircraft operators.

Keywords: quality of piloting, contour, correlation field, human factor.

1. Reliability of avionics systems. Part 1. Definition, values, failure models, evaluation methods. Study guide / V.M. Gribov, Y.V. Grischenko, A.V. Skripets & others. — K.: Book publisher NAU. — 2006. — 324 p. (in Ukrainian)
2. V. D. Gulenko, Y. V. Hryshchenko, B.V. Gribov. Modelling and evakuating of visible loss of direction of bank angle by crew according to modal disposal of flight parameters// Cybernetics and computer engineering. — 2010. — 160. — p. 43–56. (in Russian)
3. Mikeladze V.G., Titov V.M. Basic geometrical and aerodynamical characteristics of aircrafts and cruise missiles — M.: Engineering. — 1974. — 152 p. (in Russian)
4. Dianov V.N. Conceptual peculiarities of non-failure devices construction. — M.: Automatics and telemechanics. — №7. — 2012. — p. 119–138. (in Russian)
5. Viner N. Cybernetics. Part 6. Gestalt and concept. — M.: Soviet radio. — 1958. — p. 167–178. (in Russian)
6. Method of determination of the first features of factor resonance of aviation operator. Software patent in Ukraine №39943 / Y.M. Khokhlov, H.A. Polozhevets, Y.V. Hryshchenko, A.O. Tkachenko. — 25.03.2009 (in Russian)
7. Math definition dictionary / O.V. Manturov, Y.N. Solntsev, Y.N. Sorkin — M.: “Enlightment”. — 1965. — 539 p. (in Russian)
8. Calculations of non-structured grade for distributed calculations / Siberia school — parallel calculation seminar / S.P. Kopysov, L.B. Ponomarev, V.N. Rychkov. — Tomsk: Tomsk University publishing. — 2005. — p. 19–25. (in Russian)
9. Toponar V.A. “Want to be heard”. — M.: “Magazin Airfreight”. — 2006. — №11 (march). — p. 7–8. (in Russian)

Получено 10.02.2016