

Спроба створення “Розумного коду” для Теорії Інформаційних Процесів

Калмиков В.В.

науковий керівник: Гаєв Євген Олександрович
Кафедра аерокосмічних систем управління,
Факультет: Системна інженерія,
Національний авіаційний університет,
Київ, Україна
kvvad@ukr.net

Анотація — робота присвячена розгляду проблеми створення “розумного коду” здатного виправляти поодинокі помилки в бінарному коді. В роботі запропоновано приклад створеного мною коду на основі відомого раніше коду БОДО. Також в роботі розглянуті стандартні властивості бінарних кодів та способи їх застосування задля кодування інформації та способи декодування отриманого повідомлення, що було пропущено через середовище з шумами, мною запропонована MATLAB програма, яка реалізує запропонований метод.

Ключові слова — бінарні коди БОДО, кодування, декодування, програмування в MATLAB, середовище з шумом.

I. ВСТУП

Ще здавна люди ставили перед собою завдання змінити інформацію таким чином, щоб її могли прочитати тільки відправник і отримувач. Першою, відомою нам, вдалою спробою створення такого коду був шифр Цезаря[1]. Зараз же з розвитком комп'ютерних технологій постають більш складні задачі захисту інформації. В моїй роботі запропонований саме такий алгоритм кодування, що здатний виправляти поодинокі помилки, згенеровану в середовищі з шумом, в бінарному коді. Також мною був реалізований даний алгоритм моделювання в програмному середовищі MATLAB.

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Розглянута мною проблема актуальна і на сьогоднішній день. С кожним роком створюються все більш складні алгоритми шифрування даних, і гостро стоїть проблема в створенні “розумних кодів” задля безпечного обміну повідомленнями в мирний час, чи в умовах війни. Оскільки запропоновані мною алгоритми не є дуже складними, вони можуть бути легко запрограмовані студентами під час навчального процесу. Для багатьох це буде хорошим поштовхом у поглиблене вивчення предметів та гарною нагодою створити власний алгоритм кодування і декодування інформації.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Так як майже всі геніальні вчені і науковці зіштовхувалися зі складнощами під час їхньої

дослідницької діяльності, то ця проблема не оминула і мене. Створюючи власний код я перепробував безліч різних алгоритмів.[2][3][4][5] Обираючи алгоритм кодування і декодування для порівняння, я зупинив свій вибір на коді БОДО[2][3]. І виявилось, що за допомогою даного алгоритму кодування справді можна створити “розумний код” та відповідну Matlab програму для нього, щоб здійснити моделювання всього процесу від початку, тобто показати сторону відправника так і відтворити процес отримання повідомлення зі сторони отримувача. Спочатку, з допомогою мого наукового керівника, була створена відповідна програма, що здатна переводити звичайний англійський текст типу string в відповідні 5-значний бінарний потік. Наступною задачею було змодельовати середовище з шумом за допомогою рекурсивних циклів типу: for-else-end, for-end, while-end, if-else-end. Створена мною програма зашумляє n-значні бінарні коди по рядочку та стовпчиків. Під час її написання я користувався командою rand, що видає число від 0 до 1 за законом рівномірного розподілу. Наприклад маємо 5-значний бінарний код 00011 і створюємо відповідний шум за правилом: 1 змінюємо на 0 і навпаки, щоб стало, наприклад, 00111. Після цього я створив програму, що відтворює всі можливі поодинокі помилки, які могли виникнути під час відправлення повідомлення і відновлює початковий текст з виведенням його потім його в GUI. Я також вирішив на цьому не зупинятись, і зрозумівши, що код Бодо[2] здатний на такі маніпуляції написав власний алгоритм кодування повідомлення, який полягав в шифруванні кожної літери більш складним алгоритмом. Суть мого методу полягала в комбонуванні двох різних частин 5-значного бінарного коду і створенні 10-значного, більш складного в реалізації і використанні. Я брав уже відомий досі код Бодо[2] і додавав до нього перевернуту версію цього самого коду, таким чином, щоб буква A асоціювалася з Z. Після цього я вирішив спробувати мій код в дії і виконав всі необхідні для цього операції. Виявилось, що мій більш складний код, на жаль, не був дуже ефективним і не міг виправляти навіть поодинокі помилки, не говорячи вже про 2 та більше. І тут знову постала проблема, яка давно турбувала вчених і науковців, в пошуку більш ефективних методів кодування.

IV. Висновки

В статті запропонований метод створення “розумного коду” власноруч. Проаналізовані методи та засоби створення кодів, що можуть виправляти 1 та більше помилок в кожній порції коду, пропущеного через середовище з шумами. Зроблена порівняльна характеристика використання прямого коду, пропущеного через шум, та “розумного коду”. Зроблені спроби створення власного коду. Дана стаття може бути корисна для студентів при більш поглибленому вивченні Теорії

інформаційних процесів, Програмування, та при створенні шифрувальних алгоритмів задля впровадження їх в сфері шифрування інформації на безпілотних літальних апаратах.

Список використаних джерел

- [1] https://uk.wikipedia.org/wiki/Шифр_Цезаря
- [2] http://uk.wikipedia.org/wiki/Код_Бодо
- [3] <https://sites.google.com/site/anisimovkhv/learning/kripto/lecture/tema20>
- [4] <https://habrahabr.ru/post/140611/>
- [5] http://window.edu.ru/catalog/pdf2txt/839/44839/21617?p_page=12

Лазерний імпульсний метод вимірювання висоти польоту

Градецький Д.М., Сімонян Г.В.
Науковий керівник: Дивнич Микола Полікарпович
Кафедра аерокосмічних систем управління
ННІАЕТ
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
vramovich2000@gmail.com
enrigge@gmail.com

Анотація — В цій роботі ми представили принцип роботи та основні проблеми при вимірюванні висоти за допомогою лазерного імпульсного методу.

Ключові слова — імпульс, лазер, висотомір, барометр, сигнал

ВСТУП

Сучасні літальні апарати не можуть обійтися без точних засобів вимірювання висоти. Адже від точності вимірювання висоти залежить безпека польоту. Існує багато видів висотомірів: барометричний висотомір, механічний барометричний висотомір, електромеханічний висотомір, радіовисотомір, радіовисотомір малих висот, радіовисотомір великих висот та лазерні висотоміри. Кожен з них має своє призначення та відрізняється точністю вимірювання висоти.

ТЕОРЕТИЧНІ ВІДОМОСТІ

Висотомір, альтиметр - прилад для вимірювання висоти польоту. Розрізняють радіовисотоміри, що вимірюють висоту над поверхнею, і барометричні, що вимірюють висоту над умовним рівнем, що характеризується заданим значенням атмосферного тиску.

Принцип дії барометричних висотомірів заснована на том, що абсолютний тиск повітря з підвищенням висоти зменшується внаслідок скорочення висоти стовпа повітря. При вимірюванні висоти розрізняють геометричну та геопотенціальну висоту. В обох випадках за початок відліку приймають рівень моря з параметрами стандартної атмосфери. Під геометричною висотою розуміють істинну висоту вимірювання над середнім рівнем моря, під геопотенціальною висотою – відношення геопотенціала вимірювання до прискорення вільного падіння. Під геопотенціалом розуміють потенціальну енергію частинок атмосфери, віднесена до одиниць маси, відносно рівня відліку.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

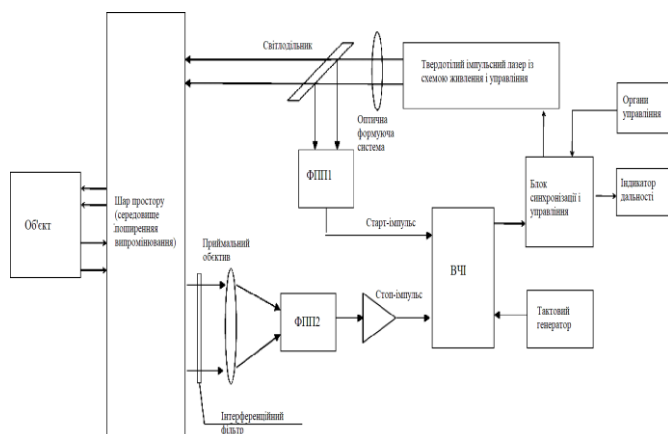


Рис. 1. Схема імпульсного лазерного висотоміра.

Принцип дії лазерних імпульсних висотомірів [1] заснований на вимірюванні інтервалу часу між моментом випромінювання зондуючого лазерного моноімпульса (старт-імпульс) і моментом прийому випромінювання, відбитого від об'єкта (стоп-імпульс). Джерелом випромінювання в таких приладах (рис.1) є імпульсний лазер (зазвичай твердотільний або напівпровідниковий), випромінювання якого колімується за допомогою оптичної формуючої системи. При формуванні лазерного імпульсу частина лазерного випромінювання відводиться (наприклад, за допомогою світлорозподільвача) на фотоприймаючий пристрій (ФПП1). Відбите від об'єкта випромінювання потрапляє в приймальний канал, що складається з приймального об'єктива, ФПП2 (приймача випромінювання) і підсилювача сигналу. Вимірювач часових інтервалів (ВЧИ) починає роботу в момент випромінювання лазерного імпульсу по сигналу ФПП1 і завершує її в момент прийому відбитого випромінювання по сигналу ФПП2, видаючи цифровий код отриманого результату. Блок синхронізації і управління здійснює

інтерпретацію і підвищення точності отриманих результатів, формує сигнал на індикаторі, а також приймає команди органів управління. При постійній швидкості поширення електромагнітного випромінювання в шарі середовища (атмосфері, космосі, воді) висоту польоту можна визначити за допомогою вимірювання часу розповсюдження лазерного імпульсу від літака до землі та назад.

Для зменшення похибки вимірювання висоти необхідно забезпечити постійність швидкості розповсюдження випромінювання в шарі атмосфери і його прямолінійність. Ці умови не завжди здійсненні: наприклад, необхідно враховувати явище рефракції, що приводить до викривлення оптичного шляху лазерного випромінювання. При лазерній локації в турбулентних середовищах оптичний шлях лазерного випромінювання також спотворюється (відрізняється від прямолінійного). Основний внесок в похибку вимірювання дальності до об'єкту вносять похибки, що виникають при вимірюванні часового інтервалу між моментами посилки і прийому випромінювання зондуєчого імпульсу.

Серед них можна виділити:

- систематичну похибку, яка обумовлена різним часом затримки сигналу в каналах фіксації випромінюваного (старт-) і прийнятого (стоп-) імпульсів;
- похибку, яка обумовлена кінцевою дискретністю вимірювача інтервалів часу;
- похибка визначення часу фіксації імпульсів випромінювання.

Систематичну похибку, яка обумовлена різним часом затримки сигналу в каналах фіксації випромінюваного (старт-) і прийнятого (стоп-) імпульсів, можна або мінімізувати, або, внаслідок систематичності її характеру, врахувати при вимірюванні часового інтервалу. Мінімізація даної похибки можлива при схемній компенсації, а при схемі зміщеного старту. В цьому випадку коли старт- і стоп- імпульси подаються на один приймач випромінювання, то похибка компенсується повністю. У системах без поєднання старту цю систематичну похибку можна врахувати за допомогою багаторазового вимірювання каліброваної дистанції.

Вплив дискретності вимірювача часових інтервалів при не синхронності його внутрішньої тактової частоти з моментами випромінювання зондуєчого імпульсу можна оцінити по дисперсії пов'язаної з нею похибки:

$$D = \frac{\Delta d^2}{6},$$

де: Δd^2 - дискретність вимірювання інтервалів часу.

При використанні тактового генератора для вимірювача часових інтервалів з частотою 150 .. 300 МГц похибка, викликана дискретністю, складе 0,1 .. 0,2 м. Похибка вимірювання часу фіксації імпульсів випромінювання в основному пов'язана з прийомом відбитого від об'єкта лазерного імпульсу - потужність сигналу. Вона може змінюватися на кілька порядків залежно від висоти польоту та коефіцієнта відбиття поверхні землі, стану шару середовища розповсюдження лазерного випромінювання. Крім того, на сигнал накладаються шуми і завади приймального каналу і

каналу розповсюдження променя. Все це призводить до сильних спотворень форми сигналу, що приймається і, як наслідок, до похибки фіксації моменту приходу даного імпульсу (рис.2).

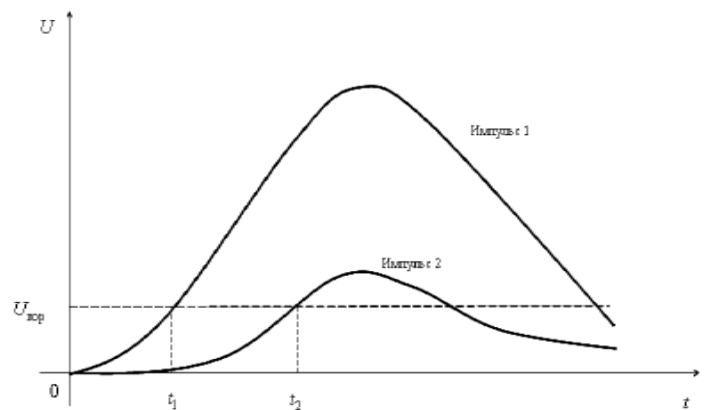


Рис. 2. Фіксація імпульсу за рівнем у часі: t_1, t_2 - моменти фіксації відбитих імпульсів; $U_{пор}$ - поріг спрацьовування компаратора.

ВИСНОВОК

В нашій роботі проведений огляд методів вимірювання висоти польоту літака. Розглянутий лазерний імпульсний метод вимірювання висоти польоту. Проаналізовано причини виникнення похибок лазерного висотоміра. Похибка лазерного імпульсного висотоміра складається з систематичного похибки часу затримки сигналу, похибки дискретністю вимірювання інтервалу часу та похибки визначення часу фіксації імпульсу.

Список використаних джерел

- [1] Импульсный лазерный дальномер [Електронний ресурс]: Режим доступу: <http://www.Laser-portal.ru>

Quality assessment of entering the glide path by the aircraft

D.M. Pipa, S.O. Tkachuk,
 Scientific supervisor: Y. V. Hryshchenko
 National Aviation University, Kiev
 dariapipa14@gmail.com

Abstract: this work is devoted to the problem of accurate approaching the glide path by the aircraft. Different variants of deviation from the glide path point are considered and the ways of their minimization are suggested.

Keywords: approach, glide path, deviation, human factor, reliability, probability.

I. INTRODUCTION

The final stage of the flight depends largely on the accuracy of approach to the glide path. In the work [2] the formula was developed and the schedule of the entrance to the glide path under the influence of the human factor was formed.

Also, in the article [1] particular variations of the entrance to the glide path point in the vertical and horizontal planes were considered. Using the Mathcad tool, graphs were obtained.

II. EASE OF USE

Human Factors in its widest definition describe all the many aspects of human performance which interact with their aviation environment to influence the outcome of events. Both physiological or psychological aspects of human capability are considered, moreover they have a direct affect the way in which the human operator performs in different circumstances

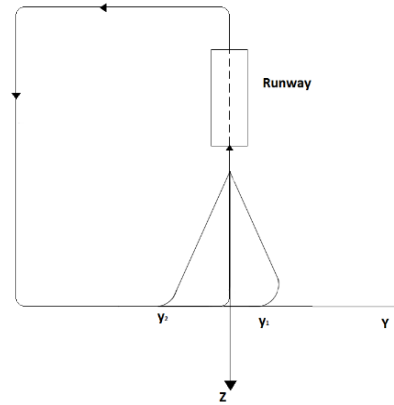
III. MAIN PART

We considered other variants of deviation during entering the glide path point

Consider the trajectory of the flight of an aircraft when it leaves the glide path (figure 1), defined by the expression

$$Z_a(y) = Z - \frac{Z}{L}x \quad (6)$$

where Z – height of the flight when approaching the glide path, L - lateral deviation from the specified point of the glide path.



We will consider particular cases of deviation from the assigned glide path

$$Z_{1p} = Z - Z/L(y - 0) \quad (7)$$

where Δ - deviation amount

Then the correlation and autocorrelation functions are equal

$$(8.1)$$

$$(8.2)$$

$$(8.3)$$

In future we denote Δ

We substitute the values (8.1, 8.2, 8.3) in the formula (3) and find the integral difference between two trajectories

$$\Delta = \int_0^L (Z - Z/L(y - 0) - (Z - Z/L(y + \Delta))) dy = \int_0^L (Z/L \Delta) dy = Z/L \Delta \int_0^L dy = Z/L \Delta L = Z \Delta \quad (9)$$

$$(9.1)$$

Formula (9) is written

in the following form:

$$\Delta = Z/L \Delta \int_0^L dy \quad (10)$$

$$(10)$$

From the formula (8) it is seen that with increasing Δ from 0 to $L/3$ the value of Δ increases.

The trajectory of the advance flight on the glide path is

$$Z(y + 0) = Z - Z/L(y + 0) \quad (11)$$

$0, L$

Dividing the range into two parts
 $(0, L - \epsilon$

Substituting values и

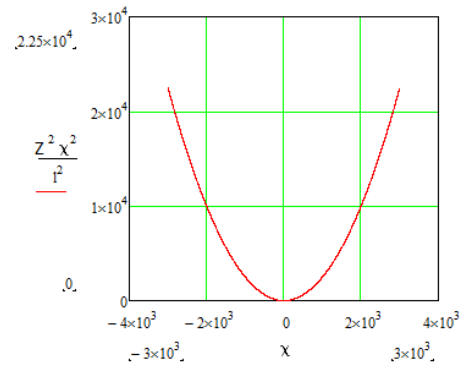
и $(0, L + 0$. Outrunning function on the site
 $[L - \epsilon, L)$ is equal to zero $Z(y + 0) = 0$. Therefore, the
 advance correlation function is determined by integration
 $(0, L - \epsilon$

to the equation (3), we will get (figure

2)

$$+ \frac{Z^2}{3} + \frac{Z^2}{L^2 a}$$

only in the gap



(12)
 Comparing following expressions (8.2) и (12)

We can make a conclusion

$$[[-\epsilon(\epsilon) > (0 *$$

The autocorrelation function of the advance path is

$$[R_k(+\epsilon(\epsilon) = 1/L \int_{-L}^{+L} [Z - Z/L(x + \epsilon(\epsilon))]^2 dy = Z^2/L^3 \int_{-L}^{+L} [1 - (x + \epsilon(\epsilon))/L]^2 dy = Z^2/3 - (Z^2/3) \epsilon^2/L^2$$

Dependency graph $Z^2 \chi^2 / l^2$ on χ (χ from -3000 m to 3000 m)

In case of deviation from the entrance line to the glide path, the possibility of not falling to the threshold level of the runway increases, and consequently the probability of the precondition for the occurrence of an accident is increased.

IV. CONCLUSIONS

The study allows us to work on automatic systems reliability methods through uniting of all three investigated situations of deviation and constructing the graph in tree-dimensional coordinate system.

REFERENCES

- [1] Y. V. Hryshchenko, V. G. Romanenko, Y. Y. Hryshchenko, "Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach/ground maneuver"
- [2] Y. V. Hryshchenko, D.M. Pipa, S.O. Tkachuk, V. G. Romanenko, "The problem of aircraft's defection from the glide path entrance point"

(13)

$$[[-\epsilon(\epsilon) - (0 + \epsilon(\epsilon)) = 0$$
 at the condition

(that means at the unreal condition).

At the condition $L \gg \epsilon$, the autocorrelation function of the advance path is

(14)

Застосування методу аналізу ієрархій для експертного оцінювання при вирішенні задачі вибору БПЛА

Горенкова Ю.М.

Делас М.І.

Навчально-науковий інститут аеронавігації електроніки і телекомунікацій

Національний авіаційний університет

Київ, Україна

Juliakubik94@gmail.com

Анотація — В наші дні розвиток БПЛА призвів до великого їх різноманіття. Це призвело до проблеми їх вибору. З цією задачею може впоратися метод аналізу ієрархій (МАІ).

Ключові слова — аналіз, методи, вибір, БПЛА – безпілотний літальний апарат, пріоритет.

I. ВСТУП

Сучасний етап розвитку ЛА характеризується прогресом техніки та зростанням конкуренції, що відповідно призводить до різкого підвищення вимог до рівня безпеки та економічності польоту.

На сьогодні, малі БПЛА успішно використовуються для вирішення широкого спектру задач цивільного значення таких як патрулювання великих за протяжністю або площею об'єктів, розвідка районів лісових та торф'яних пожеж, для зрошення мінеральними добривами та засобів боротьби із шкідниками рослин на великих за площею сільськогосподарських угіддях, метеорозвідка, розвідка великих техногенних катастроф, екологічний моніторинг та моніторинг акваторії моря, для здійснення пошукових та рятувальних робіт, патрулювання нафто- та газопроводів, спостереження за об'єктами та охороною, патрулювання границь країни і т.д.

Тому на сьогоднішній день актуальна тема вибору найкращого, для вирішення певної задачі БПЛА, який би підходив по всім потрібним параметрам.

II. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ВИБОРУ БПЛА

Найбільш широкого поширення здобули такі методи як:

- метод простого зважування;
- метод ідеальної точки;
- метод «Електра»;
- метод аналізу ієрархій МАІ.

Найбільш простим з них є метод простого зважування. Він передбачує нормування матриць, що характеризують деякі властивості ЛА, до 1 і визначення цих властивостей дробом в рамках від 0 до 1.

Метод ідеальної точки базується на припущенні, що краще рішення буде знаходитись на найменшій відстані до позитивного ідеального рішення і на найбільшому – до негативного.

Метод «Електра» побудований на побудові можливих альтернатив і їх відношень.

Але найбільш широке розповсюдження отримав метод МАІ. Він відноситься до багатокритеріальних методів прийняття рішення. Його основною перевагою є раціональне поєднання суб'єктивних оцінок спеціалістів та об'єктивних (розрахункових) параметрів зразків техніки що оцінюються.

Тому вирішення задачі, а саме, вибір кращого безпілотного літального апарату краще здійснити саме методом МАІ.

III. ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ МАІ

Дана задача має 4 рівні ієрархії. Для наглядного представлення її можна пояснити за допомогою структурної схеми(рис. 1).

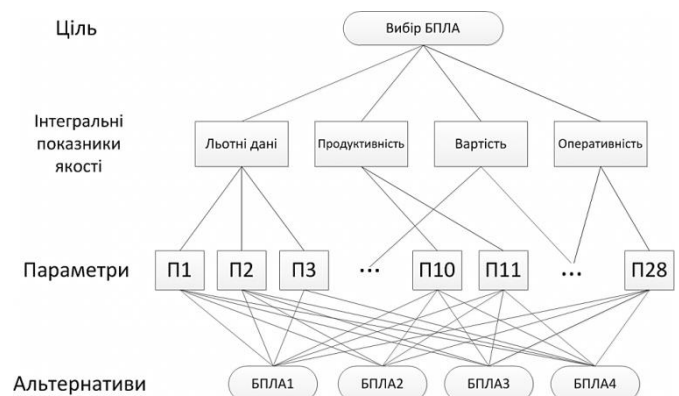


Рис. 1 - структурна схема вибору БПЛА методом МАІ

Схему на рисунку 1 можна пояснити в порядку слідування знизу вгору:

1. Вибір об'єктів
2. Визначення набору параметрів
3. Вибір інтегральних показників якості (ІПЯ)

Для прикладу приведемо результат оцінки локальних пріоритетів БПЛА по ПІЯ 1(рис. 2):

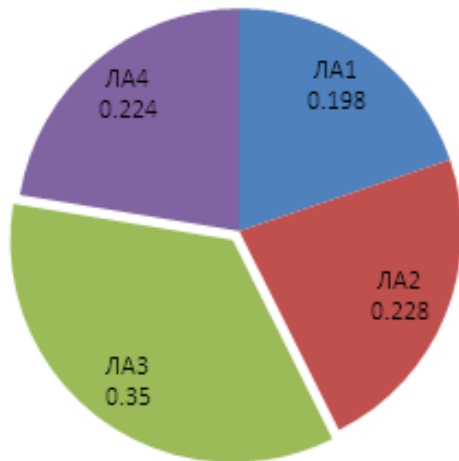
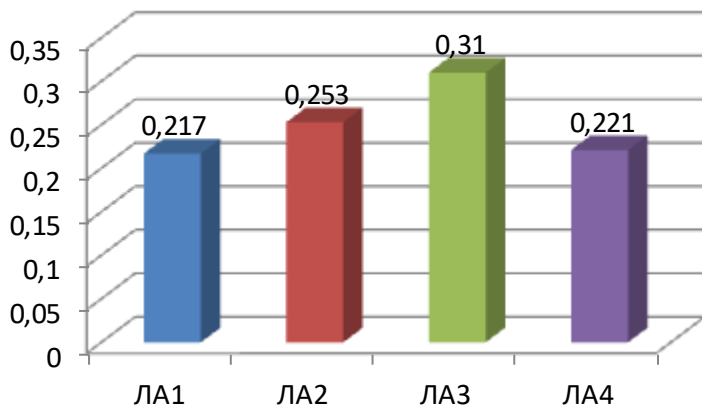


Рис. 2 - локальні пріоритети

Таким чином складаємо матриці і для всіх інших параметрів. В кінцевому результаті матимемо матрицю локальних пріоритетів.

Обєднавши локальні пріоритети у глобальні отримаємо глобальні пріоритети по кожному з БПЛА. Результати роботи по пошуку глобальних пріоритетів наведено на рисунку 3.

Рис. 3 – глобальні пріоритети



З отриманих результатів видно, що найбільше значення цього показника належить ЛА3, практично однакові найнижчі величини мають ЛА1 і ЛА4, а найнижче ЛА2 тримається середини.

IV. РЕАЛІЗАЦІЯ МЕТОДУ МАІ В ДОДАТКУ

Програма представляє собою універсальний додаток, що реалізований на основі методу аналізу ієрархій

(МАІ), вона дозволяє приймати рішення в умовах багатокритеріальності, при цьому дослідження навіть дуже складних проблем зводиться до послідовності попарних порівнянь певних чинників. Система дозволяє побудувати ієрархію для вирішення проблеми, провести необхідні порівняння і розрахунки, зберегти в файлі і завантажувати з файлу побудовані ієрархії.

Розробили схему та введемо дані в програму, натиском декількох кнопок маємо результат(рис. 4):

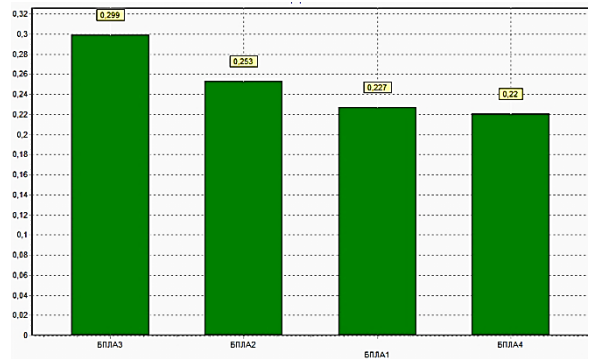


Рис. 4 – розрахунок пріоритетів БПЛА у додатку «Анализ иерархий»

З рисунку 2.16 та діаграми 2.17 видно, що як і у аналітичному розрахунку, так і у розрахунку в додатку, перевагу надано ЛА3, найменший пріоритет також у ЛА4. Це свідчить про правильність розрахунків у додатку та аналітичним чином.

V. ВИСНОВОК

Було розглянуто метод аналізу ієрархій та його застосування для вибору найкращого безпілотного літального апарату.

Наведену задачу було обрано в зв'язку з актуальністю вибору БПЛА.

Було розглянуто 4 БПЛА та обрано аналітичним способом та за допомогою додатку один. Вибір обґрунтовано.

В якості практичного застосування результатів можна зазначити можливість використання розробленого алгоритму у якості інструменту для вибору не лише БПЛА, а і багатьох інших подібних речей, з залученням кваліфікованих експертів та правильно підібраних параметрів

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- [1] Саати Т. Приняття рішень. Метод аналізу ієрархій. М.: Радіо і зв'язок, 1993.
- [2] Митрахович М.М., Силков В.И., Самков А.В., Бурштынская Х.В., Станкевич С.А., Семенов В.Б. Беспилотные авиационные комплексы: методика
- [3] Р. И. Насыров, Г. В. Ломаев, И. И. Насыров, С. Н. Тимергалиев. Оптимизация оценки методом МАІ, 2011

Electrostatic sensitive devices

Kravets I. V.

Scientific supervisor: associate professor of the department of avionics Kozhokhina O. V.

Department of Avionics

National Aviation University

Kyiv, Ukraine

Krveci98@gmail.com

Abstract — the work is devoted to the problem of electrostatic effects on Electrostatic Sensitive Devices (ESD). Different protection methods are proposed in this work, which allow to significantly improve the work of electronics and increase the reliability of operation.

Keywords: *Electrostatic Sensitive Devices (ESD), transistor devices, protection, electrostatic discharge, handling&transporting ESD equipment*

I. INTRODUCTION

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) are electronic components and other parts that are prone to damage from stray electric charge. Extensive (and permanent) damage to static sensitive devices can result from mishandling and inappropriate methods of storage and transportation.

When two dissimilar, initially uncharged non-conducting materials are rubbed together, the friction is responsible in transferring charge from one material to another. The process of electron transfer known as 'triboelectric charging'. The amount of charge depends on factors like the rate of separation, humidity etc.

The following materials give up electrons and become positive when charged when rubbed against other materials: air (most positive), dry human skin, leather, glass, human hair, nylon, wool, lead, cat fur, Silk Aluminium, paper (least positive). The following materials tend to attract electrons when rubbed against other materials and become negative when charged: wood (least negative), rubber, Nickel, copper, brass & silver, gold and platinum, polyester, polystyrene, saran, polyurethane, polyethylene, polypropylene, polyvinylchloride (PVC), Silicon, Teflon (most negative).

Common electrostatic-sensitive devices include: MOSFET transistors, used to make integrated circuits (ICs), CMOS ICs (chips), integrated circuits built with MOSFETs. Examples are computer CPUs, graphics ICs, Computer cards, TTL chips, Laser diodes, Blue light-emitting diodes (LEDs), High precision resistors.

Actions causing ESD are the following: electrostatic discharge from a human body, charged material to the ESDS device, electrostatic discharge from the device, field induced discharges.

II. STATEMENT OF THE PROBLEM

As electronic parts like computer central processing units (CPUs) become packed more and more densely with transistors. Since the size of the device has been reduced, the sensitivity of transistors has increased to the influence of static electricity. The distance between the components decreases and the electrostatic discharge makes it easier to break through a more precise isolation, resulting in damage or destruction of the device. That is, the smaller the elements of electronic components, the greater the risk of damage to the device electrostatic discharge.

Statistics of losses from static electricity in accordance with Moore's law, derived in 1965 on the basis of empirical observations, the number of transistors on the crystal doubles every 18-24 months.

Thus, there is a need to improve the existing or develop a new method of protection against electrostatic discharge [1].

III. MAIN PART

The way to safe guard quality in the operation in the long term is to take professional handling of electronic devices seriously. There are such methods to prevent ESD when working with electronic equipment: to avoid touching connections or pins; ground all test equipment; use Antistatic mat: Made a low resistance material (10K Ω to 100M Ω) that is grounded, it allows slow discharging; use Antistatic Agent: a compound used that makes the surface of a material conductive, thus reducing or preventing ESD, usually absorbs moisture from the air, they are often added to jet fuels.

In prevention ESD are used such materials: Conductive Materials: materials with resistance between 1K Ω & 1M Ω /m², Dissipative Materials: materials with resistance between 1M Ω /m² & 1T Ω /m², Shielding Materials: materials that attenuate current and electric fields.

Various types of ESDS devices identifiers symbols that can be found in the aircraft LRUs (line-replaceable unit).

The ESD printed circuit boards are identified with astatic sensitive placard. Contaminated or unwanted material should be kept clear of the sensitive devices. One more method is to connect the wrist strap into the Electrostatic Ground. It should recognised aircraft ESD ground point. LRU or circuit boards are to be placed in the correct conductive bag or container which must display an ESD label.

Compliance with the following rules in transporting ESD equipment will result in safe operation: use of wrist straps which must be worn when handling ESD, use a heel strap, use of static dissipative floor and bench mats, avoidance of very dry environments, availability of ground jacks, use of low-voltage soldering equipment and anti-static soldering stations, use of anti-static insertion and removal tools for integrated circuits, avoidance of nearby high-voltage sources, use of anti-static packaging [2].

IV. CONCLUSIONS

Improved flight safety, including the reliability of electronics, is possible by increasing the quality of electrostatic discharge protection. Comprehensive use of these methods will completely eliminate the influence of static electrification on staff and equipment.

REFERENCES

- [1] <http://factosvit.com.ua/pryntsyppy-utvorennya-elektrostatychnyh/>
- [2] Tooley, Michael H. "Aircraft digital electronic and computer systems", - Second edition published 2013

Prospects for reducing the terrorist threat on the example of the International Airport Borispol

Kotliarchuk M.M.
Institute SE IAET
Department of avionics
Ukraine, Kyiv
e-mail: nikita.kotliarchuk@gmail.com

Kozhokhina O.V.
Institute SE IAET
Department of avionics
Ukraine, Kyiv
e-mail: kozhokhina@gmail.com

Abstract — *the scientific work is devoted to the consideration of the current problem of terrorism in the airports and the prospects of reducing the terrorist threat directly at the International Airport Borispol.*

Key words — *safety, airport, illusion, terrorism, security system, problem, verbal behavior, psychologist.*

I. INTRODUCTION

The global problems that faced the peoples of different countries arose in various areas of human life. Among all the current global problems, the problem of terrorism is particularly acute. [3] Unfortunately, the security system of airports and aircrafts with all the efforts, which made to prevent terrorist attacks, and we know that big efforts are attached, remains not ideal and vulnerable, and it is connected not with that someone does not carry out the duties, but this is directly related to the human factor and the fact that most of the security systems are known to us, and anyone can find information about these systems on the Internet. We should not forget that any security system can be circumvented and in this work We want to consider the International airport Borispol and its security system using a mix of systems that already using in that airport, with my ideas.

II. FORMULATION OF THE PROBLEM

Terrorism is a socially dangerous activity consisting in deliberate, purposeful use of violence by taking hostages, killing, intimidating the population or committing other attacks on the life or health of innocent people. [3]

It is very difficult to organize airport security for several reasons:

- of the large area of the site;
- of the large number of airport employees;
- of the constant movement, and also because the thousands of brand new people appear on the object every day.

[1] There is a theory with which we agree that the TSA of the airport will not save us from terrorists, there is little evidence, that this system is stops the terrorists. The terrorism is prevented, by the special services (Security Service of Ukraine, every country have their own security service), air marshals, watchful passengers and directly on the plane, these are armored doors of the cockpit of pilots. The full screening of passengers are uses for calm the passengers than to prevent a terroristic attack, in other words, this concept is called the illusion of security (Theater of Security). [4] But the main problem is that terrorists see the security system and they can come up with ways to get around it.

III. MAIN PART

For each airport in any country in the world, the requirements for security systems are very high. [1] The Borispol International Airport, in particular, the territory of Borispol, is guarded around the clock by aviation security units in conjunction with representatives of other security agencies,

as well as video surveillance of the external perimeter, air terminals, station areas, airfield and other infrastructures facilities and uses full passenger screening. [2] No doubt, Borispol takes it is security seriously, but we also need to remember that nothing in our life is perfect, and it is always possible to find miscalculations and faults. Therefore, we should always investigate and analyzed systems, even ideal ones, and introduce something new. We suggest to simplify the screening of passengers and their things to the maximum since we believe that a full screening does not prevent the act of terrorism, but only takes a lot of time and worsens the passengers comfort. And conversely, more closely cooperate with special services and to hire in airport security service not only specialized security, but also professional psychologists, which are well versed in the non-verbal behavior of a person, because gestures, clothes, human behavior, can tell a lot of information. It is necessary not to screening people in the airport, but read them non-verbally, non-verbal behavior of the person in most cases shows what a person intends to do or the fact that he is hiding something. At the entrance to the terminal, most European airports have already installed systems of reading the barcode from the ticket, so that only passengers are in the terminal, we hope that soon this system will appear in Borispol, and we suggest that these system will include sensors for reading heart rate and pressure of passengers for a better understanding of the internal state of a person. All tracking systems are installed directly at the airport and on the territory belonging to this airport, may be necessary to begin to monitor passengers earlier, before they enter on the territory of airport, so to speak, start to lead them for another 3 to 5 km to the airport. For a better understanding and analysis of events.

CONCLUSION

To draw the conclusion, one can say that all security measures are known to terrorists and they can get around them. Security systems should be dynamic, to this systems more difficult to adapt. We should understand that the attack can be prevented only by joint efforts of security services, vigilant passengers, security services of airport and air marshals. Most importantly, that the new methods that are introduced to protect the safety of passengers are classified, and these classified files were only known to specialists who have a secret admission. And in the end I want to say that any efforts that are being made to protect and prevent terrorism never will not superfluous.

REFERENCES

- [1] http://www.smt-vc.ru/sistemy_bezопасnosti/airport/
- [2] https://kbp.aero/ru/pass/cus_dep/
- [3] http://www.rusnauka.com/15_APSN_2010/Philosophia/53007.doc.htm
- [4] <http://www.trutv.com/shows/adam-ruins-everything/index.html>
- [5] https://ru.boschsecurity.com/ru/03_solutions_11/03_airports_11/loesungen-fuer-flughaefen-von-bosch-sicherheitssysteme

До питання реєстрації на бортовому самописці польотної візуальної інформації

Куценко М.В., аспірант
науковий керівник: Краснов Володимир Миколайович
Кафедра авіоніки,
Навчально-науковий інституту аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
krasnov41@meta.ua

Анотація – робота присвячена розгляду проблеми реєстрації візуальної польотної інформації протягом всього часу польоту на літаках серії Ан з використанням спеціалізованих відеокамер, так як до цього часу на бортових самописцях реєструвалась тільки параметрична інформація

Ключові слова – бортовий самописець, візуальна інформація, відео канал, час польоту

I. ВСТУП

Згідно зі стандартами додатка 6 «Експлуатація повітряних суден» до конвенції ICAO, який стосується бортових самописців, слід:

«Ударостійкі бортові самописці складаються з однієї або декількох наступних систем: самописця польотних даних (FDR), бортового мовного самописця (CVR), бортового реєстратора візуальної обстановки (AIR) і / або реєстратора лінії передачі даних (DLR). Полегшені бортові реєстратори складаються з однієї або декількох наступних систем: бортової системи реєстрації даних (ADRS), системи реєстрації звукової обстановки в кабіні екіпажу (CARS), бортової системи реєстрації візуальної обстановки (AIRS) і / або системи реєстрації лінії передачі даних (DLRS).»

Класи 4.1.1 AIR або AIRS класу А реєструють загальну візуальну обстановку в кабіні екіпажу для отримання даних, які доповнюють реєстровані звичайними бортовими самописцями параметри.

Примітка 1. З метою поваги недоторканності особистого життя членів льотної екіпажу огляд кабіни екіпажу може, наскільки це практично можливо, формуватися таким чином, щоб не було видно голови і плечей членів льотної екіпажу, коли вони сидять в нормальному положенні на своїх робочих місцях.

Примітка 2. У цьому документі немає положень щодо AIR або AIRS класу А.

4.1.2 AIR або AIRS класу В реєструють повідомлення, які відображаються на дисплеях лінії передачі даних.

4.1.3 AIR або AIRS класу С реєструє дані, які відображаються на приладах, і положення пультів управління.

Примітка. AIR або AIRS класу С можуть служити засобом реєстрації польотних даних в тих випадках, коли недоцільно або занадто дорого реєструвати ці дані на FDR або ADRS, або якщо не потрібно встановлювати FDR.

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Літаки класу Ан (Ан-148 і Ан-158) не мають можливості реєструвати візуальну інформацію, хоча при з'ясуванні льотних пригод дана інформація має важливе значення, тому що дозволяє судити про ситуації в кабіні пілотів, в пасажирському салоні і в багажних відсіках протягом всього часу польоту. Проблема реєстрації польотної відеоінформації є важливим аспектом безпеки польотів. На літаках серії Ан до цього часу використовуються провідникові джгути у вигляді екранованих витих пар для реєстрації тільки параметричної інформації, що, по-перше: обмежує завадостійкість та швидкість передачі інформації, а, по-друге, параметрична інформація не дає повної картини польотної інформації в діях екіпажу, обставинах у пасажирських салонах та у вантажних відсіках під час нештатних обставин.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Аналіз патентної інформації показує, що в останні роки на перспективних літаках за кордоном питання реєстрації візуальної інформації приділяється велика увага [1, 2, 3].

Відома система відображення і запису польотної інформації [1], що включає датчики для збору даних про стан літака, встановлену в кабіні відеокамеру для отримання візуальної інформації, пристрій для зберігання даних від датчиків і відеокамери і пристрій керування, особливістю якої є автоматична динамічна настройка дозволу і частоти запису даних від відеокамери і датчиків в залежності від швидкості і масштабів зміни цих даних.

Відома інтегрована система збору, контролю, обробки та реєстрації польотної інформації [2], яка містить захищені бортові накопичувачі параметричної,

звукової та візуальної інформації, розміщені в кабіні пілотів мікрофони і зональні відеокамери, комутовану бортову мережу зв'язку, комбінований блок збору польотних даних, забезпечений вхідними портами для отримання даних від набору датчиків, встановлених в літакових системах і в обладнанні літака, і вихідними портами для передавання даних в захищені бортові накопичувачі і в телеметричний пристрій, призначений для передачі даних з літака на наземні технічні засоби.

Патент [3]. відноситься до області авіаційної техніки і призначений для реалізації на борту літака функцій аудіо- і відеоспостереження, автоматичного збору даних і реєстрації шляхом запису мовної, звукової, відео- і параметричної інформації в захищених бортових накопичувачах. Технічним результатом є підвищення надійності. Інтегрована система збору, контролю, обробки та реєстрації польотної інформації містить захищені бортові накопичувачі параметричної, звукової та візуальної інформації, розміщені в кабіні пілотів мікрофони і *принаймні одну зональну відеокамеру*, комутовану бортову мережу зв'язку, комбінований блок збору польотних даних, забезпечений вхідними портами для отримання даних від набору датчиків, встановлених в літакових системах і в обладнанні літака, і вихідними портами для передачі даних в захищені бортові накопичувачі і в телеметричні пристрої, призначене для передачі даних з літака, пульт керування і зв'язку.

IV. ВИСНОВКИ

1. В розглянутій інтегрованій системі до складу літакового обладнання додатково введені: комбінований блок збору польотних даних, пульт керування, зональні мікрофони і різні канали передачі даних і інформаційного обміну, які відповідають потребам в швидкості і обсязі інформації, одержуваної з кабіни пілотів, від літакових систем і літакового обладнання.
2. У даній системі відсутня відеоінформація з пасажирських салонів і багажних відсіків.
3. Відеоінформація реєструється тільки протягом останніх двох годин польоту.
4. Відсутня інформація про відеокамери, здатних накопичувати відеоінформацію за весь час польоту протягом більше 8 годин.
5. Відсутня інформація про відеокамери, що працюють в режимі Wi-fi.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- [1] Заявка EP WO 2011 GB 00794 20110526, B64D 45/00, 15.12.2011)
- [2] патент США US 6,721, 640 B2, G01M 17/00, US C1, 701/35, 13.04.2004
- [3] ІНТЕГРОВАНА СИСТЕМА ЗБОРУ, КОНТРОЛЮ, ОБРОБКИ І РЕЄСТРАЦІЇ ПОЛЬотної ІНФОРМАЦІЇ. РОСІЙСЬКА ФЕДЕРАЦІЯ (51) МПК G06F 17/00 (2006.01) G08G 5/00 (2006.01) G01D 9/00 (2006.01)

Оцінка впливу структурованих та неструктурованих параметричних збурень на стійкість системи управління безпілотного літального апарата М6 «Жайвір»

Леончук Ю.М.
Абрамович О.О.
ННІАЕТ НАУ
Київ, Україна
leo.yulia.iam@ukr.net

Єріна Т.С.
Абрамович О.О.
ННІАЕТ, НАУ
Київ, Україна
Erina@ukr.net

У даній роботі проведено оцінку впливу структурованих та неструктурованих параметричних збурень на стійкість системи управління поздовжнім рухом безпілотного літального апарату М6 «Жайвір» за допомогою теорії поліномів Харитонова. Отримані показники стійкості знаходяться в допустимих межах, що свідчить про високу якість та робастність системи.

Ключові слова - безпілотний літальний апарат; системи управління; структуровані та неструктуровані збурення; поліноми Харитонова; стійкість системи управління.

Призначення безпілотного літального апарату (БПЛА) М-6 «Жайвір» полягає в обробці сільськогосподарських культур за допомогою біопрепаратів, а також у моніторингу пошкоджень посівів хворобами, бур'янами та шкідниками. Може слугувати для картографії, аерофотозйомки і відеоспостереження в реальному часі.

В якості моделі руху БПЛА використаємо модель руху у поздовжньому каналі, що має вигляд:

$$A_n = \begin{bmatrix} -0.2654 & 32.0432 & -9.81 & 0 & 0 \\ -0.0552 & -3.8660 & -0.2872 & 0.9668 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0.7612 & -153.1514 & 0.8060 & -13.6526 & 0 \\ 0 & -33.9910 & 33.9910 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_n = \begin{bmatrix} 0.0027 & -1.2320 \\ -0.0001 & -0.6547 \\ 0 & 0 \\ 0.0556 & -349.2542 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Для використання теореми Харитонова система замкається зворотнім від'ємним зв'язком (рис.1).



Рис.1 Замкнена система, на яку діють неструктуровані збурення

Замкнена система, задана в частотній області, має передавальну функцію:

$$W(s) = \frac{P(s)}{Q(s)}, \quad (1)$$

полоси якої розміщуються в лівій півплощині.

Спочатку наведемо декілька основних аспектів з теорії поліномів Харитонова. Нехай $\delta(s)$ – дійсний поліном. Ми можемо визначити його парну $\delta^{\text{пар}}(s)$ та непарну $\delta^{\text{непар}}(s)$ частини. Запишемо:

$$\delta(s) = \left(\frac{\delta_0 + \delta_2 s^2 + \delta_4 s^4 + \dots}{\delta^{\text{пар}}(s)} \right) + \left(\frac{\delta_1 s + \delta_3 s^3 + \delta_5 s^5 + \dots}{\delta^{\text{непар}}(s)} \right)$$

(2)

Визначимо сімейство поліномів з реальними інтервалами:

$$\delta(s) = \delta_0 + \delta_1 s + \delta_2 s^2 + \dots + \delta_{n-1} s^{n-1} + \delta_n s^n,$$

(3)

$$\text{де } \delta_0 \in [x_0, y_0], \delta_1 \in [x_1, y_1], \delta_n \in [x_n, y_n].$$

Чотири поліноми Харитонова, які входять в це сімейство, визначаються таким чином:

$$K^1(s) = x_0 + x_1 s + y_2 s^2 + y_3 s^3 + x_4 s^4 + x_5 s^5 + \dots$$

$$K^2(s) = x_0 + y_1 s + y_2 s^2 + x_3 s^3 + x_4 s^4 + y_5 s^5 + \dots$$

$$K^3(s) = y_0 + x_1 s + x_2 s^2 + y_3 s^3 + y_4 s^4 + x_5 s^5 + \dots$$

$$K^4(s) = y_0 + y_1 s + x_2 s^2 + x_3 s^3 + y_4 s^4 + y_5 s^5 + \dots$$

(4) Таким чином, розглянемо сімейство поліномів для об'єкта з передавальною функцією:

$$g(s) = \frac{n(s)}{d(s)}, \quad (5)$$

де $n(s)$ - належить сімейству поліномів N,

$d(s)$ - належить сімейству поліномів D, які визначаються як:

$$n(s) = n_0 + n_1 s + \dots + n_p s^p, \text{ де } n_i \in [\alpha_i, \beta_i], \forall i=0, \dots, p$$

$$d(s) = d_0 + d_1 s + \dots + d_q s^q, \text{ де } d_j \in [\gamma_j, \delta_j], \forall j=0, \dots, p$$

Нехай $K_N^i(s)$, $i=1,2,3,4$ і $K_D^i(s)$, $i=1,2,3,4$ визначаються поліномами Харитонова, пов'язаних з N і D відповідно. Далі ми можемо визначити 16 об'єктів:

$$g(s) = \frac{K_N^i(s)}{K_D^i(s)} \quad (6)$$

Припустимо, що ΔP – неструктуровані параметричні збурення, які діють на систему.

Теорема 1: Якщо $g(s)$ – стійка передавальна функція, то замкнена система (рис.1) залишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які підходять умові $\|\Delta P\|_\infty < \alpha$, якщо і тільки якщо

$$\|g_i(s)\| \leq 1/\alpha \quad (7)$$

Теорема 2: Замкнена система (рис.1) залишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які підходять умові $\|\Delta P\|_\infty < \alpha$, якщо і тільки якщо

$$\alpha \leq 1/\max\|g_i(s)\|_\infty, \quad i = 1, \dots, n \quad (8)$$

де $g_i(s)$ – передавальна функція об'єкта, представлена у вигляді поліномів Харитонова, n – кількість поліномів Харитонова.

За допомогою пакету програми MATLAB знаходимо коефіцієнт α відповідно до (7) і (8):

$$\alpha = 1/197.7691$$

Згідно з виразами (7) і (8) замкнена система залишається стійкою при дії на неї неструктурованих параметричних збурень, якщо H_∞ -норма цих збурень не перевищує $\alpha \leq 0.0051$.

H_∞ -норма без неструктурованих параметричних збурень дорівнює $\|H_0\|_\infty = 0.9721$.

H_∞ -норма з урахуванням неструктурованих параметричних збурень дорівнює $\|H_{36}\|_\infty = 0.9724$.

$\|\Delta\|_\infty = \|H_{36}\|_\infty - \|H_0\|_\infty = 0.0003$, що не перевищує $\alpha = 0.0051$, отже система залишається стійкою.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- [1] Харитонов В.Л. Об асимптотической устойчивости положения равновесия семейства систем линейных дифференциальных уравнений // Дифференциальные уравнения. - Т. 14. - №11. - С.2086-2088.
- [2] Основи сучасної теорії управління / А. А. Тунік, О. О. Абрамович. – К. : НАУ-друк, 2010. - 259 с.
- [3] Линейные оптимальные системы управления / Х. Квакернаак, Р. Сиван. – М. : Мир, 1997. – 650 с.
- [4] Многомодельный подход к параметрической робастной оптимизации цифровых систем управления полетом / А. А. Тунік, Е. А. Абрамович // Проблемы управления і інформатики. - №2. – 2004. – с. 32-42
- [5] Robust Control and H_∞ -optimization / Н. Kwakernaak // Automatica. – 1993. – Vol.29. - №2. – Р. 255-273

Поляриметричні технології вимірювання повздожніх ухилів штучного покриття доріг та аеродромів

Клочан А.Є.

науковий керівник: Аль-Амморі Алі
Кафедра електроніки та обчислювальної техніки,
Факультет транспортних та інформаційних технологій,
Національний транспортний університет,
Київ, Україна
e-mail: VArsenchuk@gmail.com

Васільєв Д. П.

науковий керівник: Белятинський А. О.
Національний авіаційний університет,
Навчально-науковий інститут аеропортів,
Кафедра реконструкції аеропортів та автошляхів
Київ, Україна
e-mail: freimaster.af@gmail.com

Анотація — Робота присвячена питанню розробки поляриметричного методу вимірювання повздожніх ухилів штучного покриття доріг і аеродромів. Запропонований метод дозволить потенційно підвищити точність і швидкодію вимірювання. У статті наведена схема поляриметричного методу вимірювання рельєфу поверхні і формули для визначення координат поточних точок вимірюваної поверхні. За координатами поточних точок будується модель вимірюваної поверхні, а подальша комп'ютерна обробка даної моделі дозволяє визначити значення параметрів, які характеризують стан штучного покриття доріг і аеродромів.

Ключові слова — *рельєф, математичне моделювання, поляриметричний метод вимірювання, повздожній ухил.*

автомобільному та авіаційному транспорті. Так аналіз статистики авіаційних катастроф [2] показує, що найбільш критичними етапами польоту повітряного судна (ПС) є етапи зльоту і посадки. На етап зльоту припадає до 13% авіакатастроф і авіаційних інцидентів, а на етап посадки - до 49%. Критичність цих етапів полягає в процесі переходу від руху ПС по поверхні злітно-посадкової смуги (ЗПС) до польоту - для етапу зльоту, і в переході від польоту ПС до його руху по поверхні ЗПС - для етапу посадки. Переходи такого характеру є технологічно складними, а їх якість і ефективність залежить від багатьох факторів. При цьому одним з головних факторів, які впливають на якість цих переходів є стан покриття аеродрому.

I. ВСТУП

На сьогоднішній день спостерігається тенденція до підвищення впливу транспортної сфери на глобальний економічний стан за рахунок процесу глобалізації, підвищення мобільності населення, розвитку національного і міжнародного туризму, зростання ділової активності підприємств в національному і міжнародному секторі. В останні роки спостерігається динамічний розвиток галузі авіаційних і автомобільних перевезень та збільшення обсягів перевезень цими видами транспорту. При цьому, авіаційний транспорт займає лідируючу позицію в трансконтинентальних перевезеннях, а автомобільний транспорт - в континентальних. Наприклад, за 2016 год, згідно з даними ІКАО [1], спостерігався приріст обсягу авіаційних пасажирських перевезень на 7,4% і приріст обсягу вантажних перевезень на 3,8%.

Розвиток науки і техніки, створення нових типів транспортних засобів підвищеної вантажопідйомності та зростання обсягу транспортних перевезень призводить до появи додаткових навантажень на штучне покриття доріг і аеродромів, що може призвести до передчасного зносу покриття і деталей транспортного засобу. Погіршення стану дорожніх покриттів та штучних покриттів аеродромів призводить до зниження безпеки руху і збільшення кількості аварій і катастроф на

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Стрімкий розвиток технологій виробництва нової техніки, підвищення швидкості руху і вантажопідйомності літаків і автомобілів, підвищення вимог до штучного покриття доріг і аеродромів з одночасним погіршенням їхнього стану призводять до появи потреби в періодичному моніторингу його стану і високоточної оцінці його якості на всіх етапах його життєвого циклу. Одночасно з цим, підвищення інтенсивності руху транспортних засобів призводить до скорочення часу моніторингу. Це призводить до появи двох суперечливих тенденцій в процесі визначення стану штучного покриття: підвищення точності вимірювання та скорочення часу вимірювання. Таким чином, виникає потреба в вдосконаленні існуючих або розробці нового методу визначення стану штучного покриття, який би дозволив значно підвищити точність і скоротити час вимірювання.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Оптичні методи вимірювання широко використовуються в різних областях науки і техніки. А за останні роки спостерігається розширення сфери їх використання. Поляриметричний метод вимірювання є одним з найбільш чутливих і точних оптичних методів вимірювань. В даний час почали розроблятися

поляриметричні технології вимірювання ухилів штучного покриття доріг і аеродромів [3].

Під поляриметричними технологіями розуміють сукупність процесів збору, накопичення, обробки, передачі, зберігання і відображення інформації, які використовують поляриметричні методи і пристрої отримання первинної інформації про об'єкт дослідження. До основних недоліків існуючих поляриметричних методів вимірювання ухилів штучного покриття доріг та аеродромів можна віднести наступні: наявність середовища поширення поляризованого випромінювання, яка змінює площину поляризації випромінювання і впливає на точність вимірювань; необхідність підготовки ділянки штучного покриття дороги або аеродрому перед початком вимірювань: встановлення та налаштування блоку випромінювання; залежність точності вимірювання від метеорологічних умов; необхідність відсутності об'єктів на ділянці штучного покриття, які можуть порушити оптичний канал зв'язку між блоком випромінювання і блоком вимірювання.

Зазначених недоліків можна уникнути, якщо поєднати блок випромінювання і блок вимірювання в один технічний блок. Для цього блок випромінювання пропонується розміщувати на валу обертання неведучого колеса, а блок вимірювання на необертальній частині підшипника неведучого колеса. Блок-схема оптичного каналу такої системи наведена на рисунку 1.

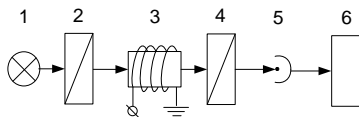


Рисунок 1. Блок-схема оптичного каналу вимірювання

Оптичний канал вимірювання містить наступні елементи. Джерело випромінювання 1 призначене для випромінювання неполяризованого випромінювання. Поляризатор 2 призначений для поляризації випромінювання. Ці два блоки можуть бути замінені на лазер відповідної довжини хвилі. Модулятор 3 призначений для модуляції поляризованого випромінювання в змінному магнітному полі для підвищення чутливості вимірювання. Аналізатор 4 призначений для визначення азимута площини поляризації променя. Фотоприймач 5 призначений для перетворення інтенсивності падаючого випромінювання в електричний сигнал. Отриманий електричний сигнал надходить в обчислювальний блок 6 для подальших обчислень.

На рисунку 2 приведена загальна схема запропонованого поляриметричного методу вимірювання рельєфу поверхні. Для пояснення процесу вимірювання зробимо наступні позначення: d – довжина кола колеса, t – час одного обороту колеса, v – швидкість руху платформи, N – кількість вимірювань за один оберт колеса. При цьому будуть мати місце такі залежності: $\Delta l = d / N$ – відстань яку проходить колесо між послідовними вимірами, $\Delta \varphi = 2\pi / N$ – кут повороту азимута площини поляризації променя між послідовними вимірами. При русі по горизонтальній поверхні отримуємо наступні залежності для визначення i -го значення пройденого шляху від

початку вимірювання l_i і азимута площини поляризації φ_i при рівномірному русі рухомої основи по поверхні рельєфу:

$$\begin{aligned} l_i &= l_{i-1} + \Delta l = l_0 + n \cdot \Delta l; \\ \varphi_i &= \varphi_{i-1} + \Delta \varphi = \varphi_0 + n \cdot \Delta \varphi; \end{aligned} \quad (1)$$

де l_0 – значення пройденого шляху від початку координат до точки початку вимірювань, l_i, l_{i-1} – значення пройденого шляху для точки поточного і попереднього вимірювання, n – кількість проведених вимірювань, φ_0 – азимут площини поляризації в точці початку вимірювань, φ_i, φ_{i-1} – азимут площини поляризації в точках поточного і попереднього виміру.

При русі по негоризонтальному поверхні отримаємо наступні залежності для визначення i -го значення l_i і φ_i при рівномірному русі рухомої основи по поверхні рельєфу:

$$\begin{aligned} l_i &= l_{i-1} + \Delta l = l_0 + n \cdot \Delta l; \\ \varphi_i &= \varphi_{i-1} + \Delta \varphi + \alpha = \varphi_0 + n \cdot \Delta \varphi + \alpha; \end{aligned} \quad (2)$$

де α – кут нахилу дотичної до рельєфу в точці вимірювання. Значення кута α є локальним кутом нахилу дотичної до рельєфу поверхні.

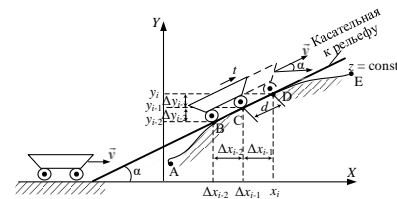


Рисунок 2. Загальна схема поляриметричного методу вимірювання рельєфу поверхні

Таким чином реєструючи зміну кута нахилу дотичної до рельєфу в точці вимірювання визначаються кути нахилу рухомої основи. Після закінчення процесу вимірювання проводиться аналіз і моделювання вимірюного рельєфу за допомогою комп'ютерної техніки. На основі обробки даних визначаються значення параметрів, що характеризують рельєф та стан штучного покриття.

IV. ВИСНОВОК

В роботі запропоновано поляриметричний метод вимірювання рельєфу поверхні. Використання запропонованого методу дозволить потенційно підвищити точність і швидкість вимірювання рельєфу штучних покриттів доріг та аеродромів, а також дозволить забезпечити їх повну автоматизацію. Одним з недоліків запропонованого методу є можливість визначення лише поздовжніх нахилів.

Список використаних джерел

- [1] Annual Report of the ICAO Council: 2016
- [2] Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959-2016: July 2017. Online source: www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf

Конвективні зони польоту: прийняття рішень та управління ризиками

Ковальова А.С.

Науковий керівник: Чепіженко В.І.

Кафедра авіоники,

Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій,

Національний авіаційний університет,

Київ, Україна

kovalova.alisa@gmail.com

Анотація — проведено дослідження присвячене проблемі проходження динамічно-нестабільних метеорологічних зон польоту. Виявлено основні ризики пілотування в зазначених зонах. Запропоновано ефективні способи підвищення рівня безпеки польотів шляхом оптимізації прийняття рішень пілотами повітряних суден в ускладнених польотних умовах.

Ключові слова — метеорологічні динамічні формації, людина-оператор, небезпечні метеорологічні явища, особлива ситуація в польоті, повітряний конфлікт, аеронавігаційна система.

I. ВСТУП

Всі міжнародні організації чи установи, які функціонують у сфері цивільної авіації, регламентують майже однакові рекомендації щодо управління під час виникнення небезпечних метеорологічних явищ в польоті. Подані в керівництві вказівки несуть собою ряд обмежень щодо прокладання маршруту біля чи навколо конвективної активності атмосфери з метою зменшення кількості та ступеню важкості конфліктних ситуацій. В ускладнених умовах, коли динамічно-нестабільна атмосфера широко розповсюджена, важливість прийняття рішення екіпажем повітряного судна (ПС) ґрунтується більше на інтуїції, ніж на правилах керівництва з експлуатації. А тому правильні та безпечні рішення пілотів хоча б одного ПС зменшують ймовірність ризиків для всієї аеронавігаційної системи.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою даної роботи є аналіз правил польоту, наявних сценаріїв ухилення чи обходження небезпечних зон, дослідження процесу прийняття рішень з урахуванням поточної метеорологічної інформації. Планування можливих ризиків та подальший контроль управління мінімізує втрати, знижує ймовірність виникнення конфлікту та підвищує рівень безпеки польотів.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

При аналізі повітряної обстановки екіпаж ПС має прийняти ряд управлінських рішень, не зважаючи на рекомендації систем автоматичного управління літака та

вказівки диспетчера. Концепції розвитку системи управління повітряним рухом, що зазначені у статті [1], в тій чи іншій мірі впливають на процес прийняття рішень людиною-оператором аеронавігаційної системи, та кожна окремо приховує «свої» фактори ризику.

Конвективні зони польоту характеризуються конвекцією – переміщенням окремих об'ємів повітря з одних рівнів на інші, зумовлені силою Архімеда: тепліше повітря і, отже, менш щільне, ніж навколишнє середовище, переміщується вгору, а повітря більш холодне і більш щільний – вниз. При слабкому розвитку конвекція має безладний, турбулентний характер. А при розвиненому – над окремими ділянками земної поверхні виникають висхідні та низхідні потоки повітря, які пронизують атмосферу до висот стратосфери. Це так звана проникаюча конвекція, з якою пов'язане утворення купчастих і купчасто-дошових (грозових) хмар. З останніми зазвичай пов'язані найбільш інтенсивні опади і переважна більшість небезпечних атмосферних явищ (шквали, грози, смерчі). Цим вони становлять велику небезпеку для літальних апаратів.

Вплив метеорологічних динамічних формацій (МДФ), яскравим прикладом яких є грозові хмари, доцільно розглядати з двох точок зору, що характеризують: 1) об'єктивні статистичні дані про безпеку і регулярність польотів; 2) суб'єктивну оцінку пілотами безпеки метеорологічних явищ, що дозволяє врахувати психологічний аспект проблеми [2].

Відповідні статистичні дані (рис.1 та рис.2) можна отримати з документу [3][4]. Подана інформація свідчить про наступне: проблема МДФ відноситься до Loss of Control In-flight (LOC-I – втрата керування в польоті) основної з категорій аварій ICAO і потребує глибокого аналізу і вивченню авіаційних подій та основних чинників виникнення аварій та катастроф.

Провідні фахівці організації EUROCONTROL, провівши ряд досліджень, вважають основною проблемою вдосконалення авіаційної техніки. Авжеж, це безсумнівно покращує можливість польотів при будь-яких метеорологічних умовах, але ускладнює процес прийняття

рішень екіпажем ПС і підвищує ймовірність виникнення конфліктних ситуацій та авіаційних факторів ризику.

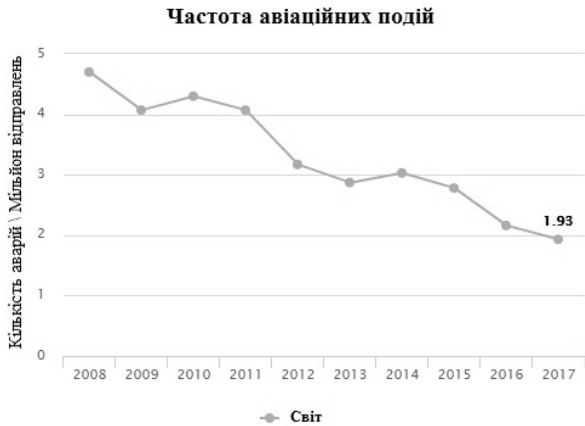


Рис. 1. Відношення кількості аварій на мільйон відправлень за 10 років. Статистика ICAO.

Зовнішні фактори ризику	
Метеорологічні чинники	36%
Погане візуальне орієнтування	22%
Грози	14%
Вітер/ Зеув вітру/ Поривчастий вітер	14%
Недостатня видимість	14%

Рис.2. Підкатегорія «Зовнішні фактори ризику» LOC-I: дані аварій в польоті. Статистика IATA.

Історично склалось, що найпопулярніші шляхи запобігання виникненню зіткнень з динамічними перешкодами базувались на регулюванні швидкості, зміні маршруту одним агентом (людиною-оператором), зміні маршруту двома агентами або сумарній швидкості та коригуванні маршруту. Але розвиток авіаційної галузі в XXI столітті включає чималу низку методів розв’язання конфліктних ситуацій в повітрі, головні з яких: методи на основі правил, теоретико-ігрові, польові, геометричні, чисельно-оптимізаційні, багатоагентні та комбіновані методи.

Управління факторами ризику – це ще один вид основної діяльності, яка забезпечує управління безпекою польотів та сприяє здійсненню інших побічно пов’язаних з цим організаційних процесів. Термін "управління факторами ризику для безпеки польотів" на відміну від більш загального терміна "управління факторами ризику" означає, що управління безпекою польотів не спрямоване безпосередньо на управління факторами фінансового ризику, правового ризику, економічного ризику і т. д., а в першу чергу займається лише управлінням факторами ризику для безпеки польотів [5].

Правила візуальних польотів (ПВП) та правила польотів за приладами (ППП) мають свої переваги та недоліки застосування згідно документу [6]. В реальності все відбувається таким чином: цивільна авіація

використовує лише ППП, відповідно «заохочуючи» своїми діями розвиток деяких факторів ризику, таких як: несправність авіаційної техніки, інформаційні пастки, людський фактор, конфліктні ситуації та інші.

Моделі прийняття рішень пілотами враховують фактори ризику, вплив зовнішнього середовища, а також і вплив об’єкту керування (ПК), але цього недостатньо. Тому необхідно проводити моделювання, включаючи ще безпомилковість і своєчасність дій екіпажу і ризик виникнення небажаних наслідків у результаті реалізації оператором певного рішення. Спосіб кількісної оцінки ризику залежить від якості даних, що використовуються для опису ситуації, в якій приймається рішення.

Моделювання розвитку польотних ситуацій, що характеризуються високим рівнем неповноти і невизначеності наявної інформації, можливе за допомогою методів ПР в умовах невизначеності. Проведення кількісних та якісних оцінок інформаційних систем ПС дозволяє прогнозувати ймовірність виконання того чи іншого завдання або ймовірності помилкових дій. Також необхідно оцінювати ступінь завантаженості як системи так і самої людини-оператора, що дозволить оцінити вплив людського чинника та надалі провести необхідні дії з оптимізації. Більш того, можна сміливо стверджувати, що відсутність оцінки впливу цього показника при проведенні робіт з аналізу надійності, ефективності, цілісності систем, знижує точність отриманого результату та процес моделювання стане не якісним.

IV. ВИСНОВКИ

Проведене дослідження висвітлює головні проблеми проходження конвективних зон польоту, ґрунтуючись на основних принципах прийняття рішень екіпажем ПС. Запропоновано шляхи ергономічної оптимізації взаємодії пілота та літака при ускладнених умовах польоту. Також проаналізовано основні фактори ризику. Запропоновані підходи та моделі рекомендується використовувати при проектуванні тренажерів, симуляторів та програмного забезпечення для тренування екіпажів повітряних суден.

Список використаних джерел

- [1] В. І. Чепіженко, В. О. Волкогон, "Роль сучасних концепцій трансформації CNS/ATM систем у забезпеченні автономних польотів повітряних кораблів". Actual Problems of Automation and Information Technologies, 19, 112–120, 2015.
- [2] Метеонавігаційні радіолокаційні системи повітряних суден / Ф.Й.Яновський. - К.: НАУ, 2003.- 306 с.
- [3] ICAO Safety Report 2017 Edition
- [4] Loss of Control Inflight Accident Data. AFI LOC-I & UPRT Seminar Johannesburg– Oct 19, 2017
- [5] Doc 9859 AN/474. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП), 2009.
- [6] Приложение 2 к Конвенции о международной гражданской авиации. Правила полетов, 2005.

Застосування інфрачервоного випромінювання в авіоніці сучасного літака

Гнат В.В.

науковий керівник: Чужа О.О

Кафедра авіоніки,

Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій,

Національний авіаційний університет,

Київ, Україна

veronikagnat@ukr.net

Анотація — робота присвячена розгляду можливості застосування інфрачервоного випромінювання в системах безпеки, вимірювання параметрів, передачі інформації та сигналів керування сучасного літака

Ключові слова — інфрачервоне випромінювання, теплове випромінювання, пірометр, пасивна автономна система попередження зіткнень, пожежний інфрачервоний датчик.

I. ВСТУП

Інфрачервоне випромінювання являє собою електромагнітні хвилі довжиною від 0,74 мкм до 1000 мкм, що міститься між видимим світлом і мікрохвильовим діапазоном радіохвиль.

За своїми властивостями інфрачервоне випромінювання частково схоже на видиме світло тому для фокусування інфрачервоної енергії можна використовувати параболічні дзеркала і лінзи, за іншими властивостями воно близьке до радіохвиль, тобто може проникати через матеріали, які непроникні для видимого світла [1].

Інфрачервоне випромінювання проявляється в результаті теплового руху молекул усередині об'єкта спостереження. Таким чином, будь-який предмет, температура якого вище абсолютного нуля (-273°C), при якому припиняється молекулярний тепловий рух, випромінює інфрачервону енергію. У той же час не слід змішувати інфрачервоне випромінювання з тепловими хвилями – тобто передачею теплової енергії шляхом конвекції. Конвекція вимагає наявності фізичного середовища, через яке передається тепло (повітря, гази, рідини, тощо). Інфрачервона енергія крім перерахованого може також поширюватися через вакуум. Таким чином, якщо існує різниця температур між навколишнім середовищем та об'єктом спостереження, його можна зафіксувати інфрачервоними датчиками відповідного діапазону хвиль.

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

На сьогоднішній день застосування інфрачервоного випромінювання в авіації досить обмежене і полягає у

виявленні повітряних об'єктів наземними та бортовими теплопеленгаторами засобів протиповітряної оборони. А також інфрачервоне випромінювання повітряних цілей використовується в авіаційних керованих засобах ураження із тепловими системами наведення.

Останні досягнення у проектуванні та створенні інфрачервоних систем дозволяють розширити спектр їх застосування на борту сучасних повітряних суден.

До таких систем відносяться:

- пасивні системи виявлення небезпечних повітряних суден;
- дистанційні датчики вимірювання температури рідин та газів;
- датчики систем виявлення перегріву і пожежі двигунів та фюзеляжу;
- системи передачі інформації інфрачервоними лініями зв'язку;
- засоби дистанційного керування бортовими системами літака.

Застосування інфрачервоного випромінювання в переліченому обладнанні та системах дозволить більш гнучко керувати їх роботою із можливістю зміни налаштування відповідно до умов роботи обладнання.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Рух будь-якого сучасного повітряного судна неможливий без застосування двигуна який являє собою теплову машину, а отже випромінює хвилі інфрачервоного (ІЧ) діапазону, які можуть бути зафіксовані датчиками системи технічного зору. Крім двигунів, хвилі ІЧ діапазону випромінюють також нагріті частини фюзеляжу, тому найбільш доцільно застосувати в інфрачервоні датчики (англ. Infrared sensor) в пасивних автономних системах виявлення небезпечних повітряних суден.

Пасивні інфрачервоні системи охорони виявляють об'єкти, фіксуючи тепле випромінювання від порушників і реагуючи на їх рух. Розбиття лінзою Френеля поля зору датчика на сегменти дозволяє визначити відмінність між нерухомими і рухомими об'єктами, і відреагувати на появу в зоні виявлення

порушників. Налаштування пасивних інфрачервоних систем охорони дозволяють враховувати температуру навколишнього середовища.

Інфрачервоні датчики температури (пірометри) вимірюють температуру поверхні на відстані. Інтенсивність випромінювання безпосередньо пов'язана з температурою нагрітого об'єкта. Діапазон вимірювань температур безконтактними датчиками складає від -45°C до +3000°C. Причому в діапазоні високих температур інфрачервоним датчикам немає конкуренції. Для вимірювання в різних діапазонах температур використовуються різні ділянки інфрачервоного спектра (рис.2).

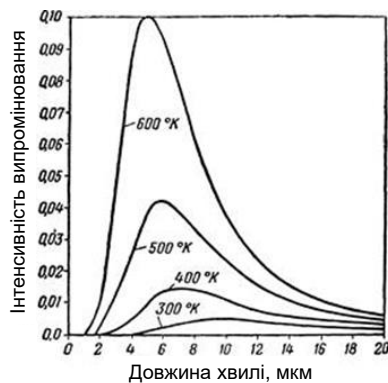


Рис. 2. Залежність інтенсивності ІЧ випромінювання від довжини хвилі та температури.

Так при низьких температурах це зазвичай діапазон довжин хвиль електромагнітного випромінювання 7 - 14 мкм. У діапазоні середніх температур це може бути 3 - 5 мкм. При високих температурах використовується ділянку про райони 1-3 мкм. Але кожна система має свої особливості. Так для вимірювання температури тонких полімерних плівок використовуються датчики, що працюють на довжинах хвиль 3,43 або 7,9 мкм, а для вимірювання температури скла використовують датчики, що працюють в діапазоні 5 мкм. Для правильного вимірювання температури необхідно ряд додаткових факторів. Перш за все це випромінююча здатність. Вона пов'язана з коефіцієнтом відбиття простою формулою:

$$E = 1 - R,$$

де E - випромінююча здатність, R - коефіцієнт відбиття.

У абсолютно чорного тіла випромінююча здатність рівна 1. У більшості металів, особливо полірованих низька випромінююча здатність 0,1 - 0,2. Для правильного вимірювання температури необхідно визначити і встановити випромінюючу здатність вимірюваного об'єкта. Якщо значення будуть обрані неправильно, то температура буде вимірюватися невірно. Зазвичай свідчення занижуються. Так, якщо метал має випромінюючу здатність 0,2 а на датчику встановлений коефіцієнт 0,95, то при дистанційному вимірюванні нагрітого до 100°C металевого об'єкта датчик буде показувати температуру близько 25°C. Коригувати випромінюючу здатність можна визначивши її для різних матеріалів за довідником, або вимірюючи температуру поверхні альтернативним способом. Другою важливою характеристикою інфрачервоного датчика є оптичне відношення - це відношення відстані до об'єкта вимірювань до розміру області з якої ці вимірювання ведуться. Наприклад

оптичне відношення 10: 1 означає, що на відстані 10 метрів розмір площі, з якої ведеться вимір температури становить 1 метр. Сучасні інфрачервоні датчики температури мають оптичне відношення досягають 300:1. Основні переваги інфрачервоних датчиків температури:

- висока швидкодія;
- можливість вимірювання температури рухомих об'єктів;
- вимірювання температури в важкодоступних і небезпечних місцях;
- великий діапазон вимірювань;
- відсутній безпосередній контакт з об'єктом і відповідно не відбувається його забруднення.

Високочутливий фотоелемент пожежного ІЧ-датчика перетворює електромагнітне інфрачервоне випромінювання в електричний сигнал. Виявивши ознаки загоряння, оптичний датчик полум'я фіксує перші вогневі сплески і подає сигнал тривоги. Такі ІЧ датчики класифікуються за принципом дії:

- датчики, чутливі до мерехтіння вогню (пульсація полум'я);
- датчики в яких фіксується постійна складова полум'я;
- датчики, що фіксують випромінювання в трьох діапазонах інфрачервоного спектра.

Головною перевагою пожежних ІЧ датчиків є їх швидкодія, що складає час після виникнення відкритого полум'я, до 0,1 секунди.

Оптичний метод передачі зазвичай використовується для зв'язку комп'ютерів з периферійними пристроями (інтерфейс IrDA). На відміну від радіоканалу інфрачервоний канал нечутливий до електромагнітних завад, і це дозволяє використовувати його в виробничих умовах. При використанні інфрачервоних лазерів та оптоволоконних ліній можна досягти високих швидкостей та об'єму передаваної інформації.

IV. ВИСНОВКИ

Таким чином, застосування інфрачервоного випромінювання дозволить підвищити автономність систем попередження зіткнень та безпеку польотів, збільшити діапазон температурних вимірювань та швидкодію систем сигналізації про пожежу, а також підвищити завадостійкість бортових систем передачі інформації та дистанційного керування.

Список використаних джерел

- [1] Криксунов Л. З. Справочник по основам инфракрасной техники. М.: Сов. радио 1978. 400 с.
- [2] Чужа О.О., Левківський В.В. Застосування систем технічного зору в засобах попередження зіткнення літаків у повітрі. Матеріали НТК «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM». - К.: НАУ, 2016. - С. 87.
- [3] Чужа О.О., Смик А.Д., Бухтояров Д.О. Датчики технічного зору в системах попередження зіткнень. Матеріали XIII міжнародної НТК «ABIA-2017». - Т.2. - К.: НАУ, 2017. - С. 16.41-16.44.
- [4] <http://www.eximprbor.com.ua/stati/datchiki-temperaturi.html>
- [5] <https://protivpozgara.com/signal/struktura/izveshhateli-plameni>

Exploring the advantages of a forward-swept wing

Eken Ekrem

scientific adviser: Kozhokhina O.V., Associate professor of
the department of avionics.

Educational and Research Institute of Air Navigation,
Electronics and Telecommunications

Department of Avionics
National Aviation University

Kiev, Ukraine

Peripella89@gmail.com

Kutepov Vladislav

scientific adviser: Kozhokhina O.V., Associate professor of
the department of avionics.

Educational and Research Institute of Air Navigation,
Electronics and Telecommunications

Department of Avionics
National Aviation University

Kiev, Ukraine

vladcorvt@gmail.com

Annotation — in this work we researched forward swept wing. We described its advantages and disadvantages and compared it with rearward swept wing

Keywords— *Forward swept wing, rearward swept wing*

I. INTRODUCTION

A forward-swept wing is an aircraft wing configuration in which the quarter-chord line of the wing has a forward sweep. Typically, the leading edge also sweeps forward.

The concept was actually first proposed by the Germans during WWII (1936). The first prototype was created and flown in 1944. The designation was the Junkers JU-287, which was basically created by scraps from other JU planes. This design was to be a turbo-jet Bomber. The main reason for the forward-swept wings was to provide extra lift during low speeds, and provide extra wingtip stability at transonic speeds (Mach 0.8 - 1.2). An improved second prototype was being created, but the Junkers factory was sacked by the Soviet Union. After the war, The Soviets continued working on the JU-287, and ended up creating the "OKB-1 EF 140". This design transformed into a scout design rather than a bomber. After the first prototype was created, the entire project was canceled. At roughly the same time (1946), Bell Aircrafts attempted to attach forward-swept wings onto the Bell X-1 supersonic project plane, but found the wingtips twisted too much. Technology at the time could not provide sufficient structural integrity without greatly increasing size and weight of the plane. During the 1970s, the birth of composite materials and computer assisted flight controls (fly-by-wire) technologies opened the doors once again to forward-swept wing experiments. This was done by the Grumman X-29 prototype. Two test planes were created; the first flew in 1984. The X-29 performed excellent until 45-degrees AOA (angle of attack), but was able to achieve a maximum of 67-degrees AOA. Such high numbers are pretty close to the maximum AOA of military fighters today. The only other military fighter jet to incorporate forward-swept wing designs is the Russian Sukhoi SU-47 "Berkut". This plane first flew in 1997 at the Paris Air Show. The principles and design are pretty similar to the Grumman X-29, but with greater agility and speed. This fighter is entirely created with composite materials (unlike the X-29 which used them only around the wings).

However, this fighter has yet to be in production, and is rumored it will not enter production. [1]

II. FORWARD SWEPT WING: PROS AND CONS

Advantages:

- Aircraft with forward-swept wings are highly maneuverable at transonic speeds.
- the sweep effect is based on the angle at quarter chord, therefore the aerodynamic sweep is greater than the geometric (structural) one for a tapered wing, making the wing lighter for a given desired sweep.
- the virtual spanwise flow moves inboards, turning the fuselage into a 'free' endplate effect without needing winglet
- on an aircraft of modest dimensions, the main spar of the wing could pass through the fuselage behind the rear bulkhead, allowing the wing to be mounted centrally relative to the fuselage diameter;
- centrally mounted wings are aerodynamically more efficient than low mounted ones, where a large fairing is required to smoothen out the link between wing and fuselage

Disadvantages:

- the wing may be too far back by the fuselage to house the main landing gear
- when bending upward because of aerodynamic loads, a forward swept wing will tend to have the tip twist to a greater angle of attack than the root
- successful tip first stall in the extreme case, with the loss of aileron control
- limitation the undesirable spanwise twist requires a very rigid structure that would be heavier. [2]

III. FORWARD SWEPT WING VS A REARWARD SWEPT WING.

There have only been a few aircraft built with forward-swept wings. Most notably was the X-29. Russia/USSR built one more recently in 1997, the Sukhoi Su-47. One of the biggest claims as to the superiority or an advantage of a forward-swept wing was increased maneuverability. However, in the case of the X-29, as noted in the Flying Qualities Evaluation of the X-29A Research Aircraft,

The high pitch instability of the airframe led to wide predictions of extreme maneuverability. This perception has held up in the years following the end of flight tests. Air Force tests did not support this expectation. For the flight control system to keep the whole system stable, the ability to initiate a maneuver easily needed to be moderated. This was programmed into the flight control system to preserve the ability to stop the pitching rotation and keep the aircraft from departing out of control. As a result, the whole system as flown (with the flight control system in the loop as well) could not be characterized as having any special increased agility. It was concluded that the X-29 could have had increased agility if it had faster control surface actuators and/or larger control surfaces. The Su-47 was indeed a highly maneuverable aircraft, capable of pulling 9 Gs, however, its immediate predecessor, the Sukhoi Su-37, was capable of pulling 10 Gs. So it is not clear whether a forward swept wing has any real positive impact on maneuverability.

However, stall characteristics are very different. Air tends to travel towards the rearmost end of the wing. On a standard configuration (Rear-swept wing), this of course moves from the wing root to the wingtip. On a forward-swept wing, however, this moves from the wingtip to the wing root.

As a result, the dangerous tip stall condition of a backwards-swept design becomes a safer and more controllable root stall on a forward swept design. This allows full aileron control despite loss of lift, and also means that drag-inducing leading edge slots or other devices are not required. With the air flowing inwards, wingtip vortices and the accompanying drag are reduced, instead the fuselage acts as a very large wing fence and, since wings are generally larger at the root, this improves lift allowing a smaller wing. As a result, maneuverability is improved, especially at high angles of attack. At transonic speeds,

shockwaves build up first at the root rather than the tip, again helping to ensure effective aileron control.

Because of the capability of the X-29 to have the tips of its wings bend down when at high angles of attack, the X-29 remained controllable at an angle of attack of 67 degrees. However, thanks to modern advances in thrust vectoring, the F-22 Raptor is capable of sustaining an angle of attack over 60 degrees.

With inherent instability and problems with extra stresses on the airplane for only moderate or supposed but not observed gains in instability, it is unlikely we will see combat aircraft with forward swept wings any time in the near future. Other technologies have enabled similar or enhanced performance without the need for novel concepts.

IV. CONCLUSIONS

Forward-swept wing was researched, it is advantages and disadvantages and compared it is characteristics with the rearward swept wing. It was discovered that the problem of this type of wings is that it is not completely tested and manufacturers did not want to pay additional cost for unpredictable technology. This type of wing is perspective development and have some significant advantages such as high maneuverability, it is lighter and has better characteristics at lower speeds. And at high angles of attack has better stability. But nowadays companies prefer to modernize existing technologies which has been proved by time.

References

- [1] <https://www.rcpowers.com/community/threads/forward-swept-wings-history-details.423/>
- [2] <https://answers.yahoo.com/question/index?qid=20120916001708AA3G2pS>.
- [3] <https://aviation.stackexchange.com/questions/2360/what-are-the-advantages-of-a-forward-swept-wing-over-a-rearward-swept-wing>

Methodology for the prevention of accidents on helicopters

Vyhoniuk Maryna

Scientific supervisor: associate professor of the
department of avionics Polozhevets G.A.

Department of Avionics
National Aviation University
Kyiv, Ukraine
apolozevec@gmail.com

Annotation — the work is focused on the review of problems related to the prevention of aviation incidents and accidents. The research is based on a large quantity of documents, documents of ICAO about prevention of catastrophes were analyzed especially. Also it was used researches of modern analysts about aviation accidents and incidents. It was suggested a new method of researching to prevent aviation accidents and incidents which is based on factor resonance processes in aviation.

Key words — *aviation accident, process approach, factor mix-up, professional training.*

I. INTRODUCTION

According to the data of Global fund of safety flight on January-March 2018 year had been happened 17 air crash with total number of victims equal to 207. And 15 air crash (AC) are related to air crash (AC) of helicopters. To compare in the final 5 years this rate were equal to 2 air crash with total number of victims equal to 24.

Works on the prevention of aviation accidents (AA) were conducted from the very beginning of aviation, but until this time they are not entirely systemic.

The methods of warning the AA do not fully substitute the replacement of existing administrative and regulatory rules and regulations, which are independent methods and aimed at eliminating already known hazards.

ICAO has developed a manual to prevent the AA, which is not a complete document, but only presents the general provisions, basic principles and methods of preventing AAs by administrative bodies, operators, manufacturers and the principles of the organizations conducting the investigation [1].

II. PROBLEM STATEMENT

Helicopter aviation accident prevention activities include the search, identification and assessment of potential hazards of such factors and phenomena that have not been studied sufficiently or have not been investigated at all. Therefore, it is necessary to develop new recommendations and methods complementing the existing safety regulations. Annex Convention 19 provides a simplified, for ease-of-use,

definition of the term "flight safety" in which the risks associated with aviation activities related to the operation of aircraft or directly provide such operation, are reduced to an acceptable level and controlled [2].

In general, activities for the prevention of aviation incidents include the following stages:

- Detection of emergency factors;
- Assessment of emergency factors;
- Preparation of proposals aimed at eliminating and avoiding emergency factors;
- Control of the appropriate measures;
- Evaluation of results.

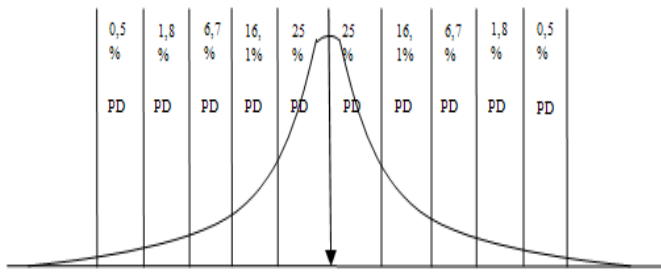
It is clear that the various organizational levels reduced content of each of the stages is not the same -the state level or even ICAO is one thing, but on the flight crew - another.

III. THE MAIN PART

Modern flight training and training techniques divide flight activities into actions, operations and movements. At the same time, it is believed that skill is a familiar, error-free operation (a set of operations), which is automated as a result of repeated presentation, and usually occurs unconsciously. The process technique considers opposite reflexes - actions and counteractions. The reflexes of the action ensure the normal operation of the pilot without affecting the accidents and surprises. Reflex responses have a completely different mechanism and provide error-free operation in emergency situations, under the influence of the factor overlay.

Theoretical and practical questions, as well as detailed methodologies, built on the process approach, were first developed by analyst-researcher Ye.M. Hochlov.[3]

It was found that small deviation of flight parameters does not significantly affect the safety of flights, and large ones can lead to AA. In order to evaluate the deviation of any parameter, a normal distribution law is used.[4]



Pic.1. Normal distribution law for different conditions have resulted in measurement changing of the probable deviation (PD).

The developed method of prevention of the AA includes:

- data collection for each work cycle or training;
- build a data list for all work cycles;
- data ranging according to time intervals;
- tabs statistics for plotting;
- construction of coordinate diagrams and productivity curves;
- assessment of the initial level of efficiency and training.

On the basis of this method, a methodology for the prevention of an AP is developed, which is presented in a generalized scheme (pic.2).

IV. CONCLUSIONS

The developed method avoids the occurrence of an AA, a method for evaluating flight parameters, including flight data analysis, professional accreditation of staff, operational response to aviation event by introducing a set of measures implemented at different levels of management with a view to the operational elimination and minimization of potentially dangerous events.

REFERENCE LIST

- [1] Doc 9422-AM/923. Руководство по предотвращению авиационных происшествий, 1984.
- [2] Приложение 19 к конвенции о международной гражданской авиации. Управление безопасностью полетов. Изд. 1. 2013. Doc 9422-AM/923. Руководство по предотвращению авиационных происшествий, 1984.
- [3] Хохлов Е.М., Аль-Аммори Али. Авторский процессный подход (Авторский взгляд на первое десятилетие внедрения процессного подхода в глобальном масштабе 1995-2005 гг.). – Киев: «Компьютерпресс», 2010. – 175 с.
- [4] Олейник В.Г. Предотвращение авиационных происшествий, Киев: 1995, 77 с.

Prevention of aviation accidents and incidents			
System of prevention of accidents and incidents in civil aviation. Analysis of the functioning effectiveness: -Principle directions and content of the activities; -System of control flight safety; -Analysis of the feedback in the system of control flight safety.	Classification of adverse events. Causal connections: -Incidents; -Emergency; -Complex situation; -Catastrophic situation.	Concepts of prevention of aviation accidents and incidents: -Ratio between the human fault and the machine fault; -Concepts of fault and responsibility according to ICAO; -Normative and additional approaches to prevention of aviation accidents and incidents; -Human behaviour; -Controlling; -Concepts of regulation	Activities to prevent aviation accidents and incidents: -Government actions: actions of State Department, operator's certification and inspection, the rental of aircrafts; -Activities at the operator's level: process approach, forecasts of dangerous.

Pic.2. Generalized scheme of prevention of AA on helicopters

Моделі складових системи експлуатації радіоелектронного обладнання

Герасименко Т.С.

науковий керівник: Соломенцев О.В.
Кафедра авіаційних радіоелектронних комплексів, Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікації, Національний авіаційний університет, Київ, Україна
milusga@meta.ua

Мусієнко А.О.

науковий керівник: Соломенцев О.В.
Кафедра авіаційних радіоелектронних комплексів, Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікації, Національний авіаційний університет, Київ, Україна
aves@mail.ru

Жилкін О.С.

науковий керівник: Соломенцев О.В.
Кафедра авіаційних радіоелектронних комплексів, Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікації, Національний авіаційний університет, Київ, Україна
Zhylkin951@ukr.net

Анотація — у матеріалах тез розглянуто та обґрунтовано необхідність аналізу інформації щодо стану об'єкту та проблеми обробки цієї інформації в системі експлуатації. Визначені моделі основних елементів системи, що дає можливість підвищити ефективність керуючих впливів системи та прийняття рішень.

Ключові слова — радіоелектронне обладнання; система експлуатації;

I. ВСТУП

Радіоелектронне обладнання (РЕО) є невід'ємною складовою багатьох систем у всіх сферах промисловості та на транспорті. Для підтримки заданої ефективності роботи РЕО за призначенням використовують систему експлуатації (СЕ).

В умовах дії різномірних деградаційних процесів, змін в умовах експлуатації РЕО та складових СЕ ця система формує та реалізує комплекс керуючих впливів і в першу чергу по відношенню до РЕО для забезпечення досягнення мети роботи СЕ. З наукової точки зору СЕ можна вважати об'єктом проектування та постійної модернізації.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Питання проектування та модернізації СЕ технічних систем розглядаються в вітчизняних та зарубіжних наукових працях [1]. Основні напрямки досліджень пов'язують з оптимізацією ресурсів на експлуатацію РЕО і відповідно СЕ впродовж всього життєвого циклу обладнання, кількісної оцінці наслідків можливих ризиків під час експлуатації РЕО, удосконалення методів аналізу ефективності СЕ тощо.

Система експлуатації РЕО формує керуючі впливи на основі результатів обробки експлуатаційних даних. Аналіз літератури показує, що аспект обробки експлуатаційних даних в частині визначення моделей складових СЕ недостатньо розглянутий. Цей недолік може призвести до зниження ефективності СЕ та додаткових витрат. Тому розглядається актуальне методичне питання особливості побудови моделей складових СЕ.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

На рисунку показана узагальнена структурна схема СЕ в якій реалізується основний процес використання РЕО за призначенням та ряд допоміжних процесів, що спрямовані на підтримку надійної роботи обладнання. На рис. відображено, що основним елементом СЕ є власне сукупність РЕО, які наприклад використовуються під час аеронавігаційного обслуговування польотів.

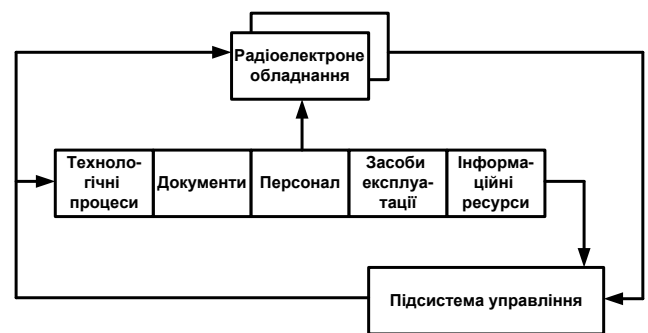


Рис. Узагальнена структурна схема системи експлуатації.

Основними складовими СЕ також є:

1. Технологічні процеси;
2. Документація;
3. Персонал;
4. Засоби експлуатації (споруди, робочі місця, контрольно-вимірювальна апаратура, стенди, інструменти тощо);
5. Інформаційні ресурси;
6. Умови експлуатації.

Наведені складові формують та реалізують керуючі впливи для забезпечення надійної роботи РЕО. В процесі експлуатації РЕО можуть мати місце деградаційні процеси в обладнанні, крім того стан складових СЕ також може змінюватися з плином часу. Тому для підтримки ефективності функціонування СЕ необхідно виконувати моніторинг стану не тільки РЕО, а також і стану інших складових СЕ. Далі визначають відхилення параметрів стану елементів СЕ від нормативного базису та формують керуючі впливи

щодо усунення невідповідностей. Ці функції на структурній схемі реалізує підсистема управління ефективності СЕ.

Для синтезу та аналізу процедур обробки експлуатаційних даних необхідно знати математичні моделі опису змін станів елементів СЕ.

Під час формування моделей елементів СЕ необхідно враховувати наступне:

- 1) характер процесу (випадковий чи детермінований);
- 2) неперервність у часі процесу;
- 3) стаціонарність процесу;
- 4) наявність апріорної інформації щодо параметрів математичних моделей;
- 5) ступень контролепридатності процесу.

Найбільш важливими та складними являються моделі пов'язані зі станом РЕО

Моделі опису РЕО умовно можна розділити на три групи: моделі визначальних параметрів, моделі показників надійності та моделі станів в цілому.

Моделі визначальних параметрів зазвичай описуються за допомогою нестационарних випадкових процесів. У цьому випадку можуть бути використані елементи теорії ймовірностей, марківських та напівмарківських процесів. Крім того, на практиці можливі різні варіанти не стаціонарності, що пов'язують із змінами математичного сподівання дисперсії, кореляційних функцій тощо.

Моделі станів РЕО зазвичай описують в рамках двох та трьохальтернативної класифікації (працездатний стан, предвдмовний стан, непрацездатний стан).

Моделі показників надійності у загальному випадку можуть бути описані за допомогою нестационарних випадкових процесів. Серед показників надійності увага приділяється: середньому часу між відмовами, коефіцієнту готовності, коефіцієнту оперативної готовності, коефіцієнту технічного використання тощо.

Слід зазначити, що в сучасній науково-технічній літературі приділяється значна увага нестационарним випадковим процесам з розкладкою [2-6].

Технологічні процеси (ТП) є важливими складовими частинами системи експлуатації. У широкому розумінні ТП являє собою комплекс технологічних процедур, які визначають порядок дій, термін їх виконання, виконавців, метрологічні пристрої і т. д. Основний ТП в СЕ- це процес використання за призначенням РЕО.. Інші процеси спрямовані на забезпечення працездатності та ремонтопридатності РЕО. Для кількісного оцінки процесів використовуються показники результативності, ефективності та якості. У загальному випадку кількісні характеристики процесів є випадковими величинами.

Відповідно до технологічного підходу, у кожного ТП є вхід, вихід, ресурси для його виконання та контрольні впливи.

Під час моніторингу процесів (вхідних та вихідних сигналів) необхідно враховувати можливість виникнення нестационарності.

Документація відіграє важливу роль у забезпеченні ефективної експлуатації РЕО за призначенням. Чітке виконання вимог документації зменшує ризики під час аеронавігаційного забезпечення польотів.

Модель опису зміни станів документації характеризується кінцевим числом можливих станів (в рамках двох або трьохальтернативної класифікації).

Беручи до уваги роль документації, необхідно своєчасно виявляти моменти зміни стану.

Персонал характеризується кількісним показником його чисельності, професійної придатності та ефективністю практичних дій під час виконання технологічних процесів. Ці показники можуть бути детерміністичними (кількість та кваліфікаційні вимоги) та випадковими (ефективність).

Умови експлуатації включають і показники навколишнього середовища, електромагнітної сумісності, стабільності джерел живлення тощо. Ці показники є випадковими, а в деяких випадках мають неконтрольовані тенденції.

IV. ВИСНОВКИ

Задачі проектування та модернізації системи експлуатації радіоелектронного обладнання є актуальними. Аспект пов'язаний з розробкою алгоритмів обробки експлуатаційних даних є важливим для забезпечення ефективності СЕ та надійної роботи РЕО. При цьому ефективність таких алгоритмів в свою чергу залежить від правильності визначення моделей елементів системи експлуатації, тому їм була приділена особлива увага в представленій доповіді.

Отримані результати можуть бути використані під час проектування та вдосконалення систем експлуатації РЕО.

Список використаних джерел

- [1] Новиков В.С. Техническая эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования: Учебник для вузов. М: Транспорт, 1987 – 261 с.
- [2] Никифоров И. В. Последовательное обнаружения изменения свойств временных рядов/ И.В. Никифоров. – М.: Наука, 1983. – 199 с.
- [3] Жиглявский А.А., Красковский А.Е. Обнаружение разладки случайных процессов в задачах радиотехники /А.А. Жиглявский, А.Е. Красковский — Л.: Издательство Ленинградского университета. 1988 — 224 с.
- [4] Ширяев А.Н. Статистический последовательный анализ. Оптимальные правила остановки / А.Н. Ширяев. – М.: Наука, 1969. – 231 с.
- [5] А.Г. Тартаковский. Последовательные методы в теории информационных систем. М.: Радио и связь, 1991.

[6] E. Carlstein, H.-G. Muller, D. Siegmund (eds.). Change-point problems. Papers presented at the AMS-IMS-SIAM Summer

Research Conference on Change-Point Problems, Mt. Holyoke College, July 11-17, 1992.

The Problem of Screening from Electromagnetic Interference on Fly-by-Wire Aircrafts

Vladyslav Benko

scientific adviser: Olena Kozhokhina

Avionics department,

Educational and Research Institute of Air Navigation, Electronics and Telecommunications,

National Aviation University,

Kyiv, Ukraine

vladbenko60@gmail.com

Annotation - the work is devoted to consideration of the problem of electromagnetic compatibility on fly-by-wire aircrafts such as Boeing-777. The paper proposes a method for screening whole areas from electromagnetic interference. Also, the ways of protecting cables and line replacement units are considered in the paper.

Keywords – screening, electromagnetic interference, high intensity radiated fields, protection.

I. INTRODUCTION

One of the main components is electronics in aircraft after fuselage. Kilometers of wires and hundreds of electric equipment may be found at almost any aircraft nowadays and they must fit in comparably small fuselage. Failure of equipment and systems can be caused by severe electromagnetic disturbance if the equipment is not effectively screened from electromagnetic interference (EMI).

II. MAIN PART

Electromagnetic interference may arise from:

1) Lightning strikes – where large pulses of high field strength and wide range of radiation frequencies can be provided.

2) Over-flying high power radio/radar transmitters – some flight control systems with analogue electronics have been affected due to inadequate electromagnetic screening. The later digital flight control systems are designed to a much higher Electromagnetic Compatibility (EMC) so are less prone.

3) Failures in the electromagnetic screening system – this can result from breaks in the screening or high resistance in the earth connection to the aircraft structure and the electrical bonding of the structure due to corrosion or poor quality of installation.[1]

All aircrafts are screened from the effects of electromagnetic radiation as well as systems that might produce electromagnetic radiation are themselves screened. The example we shall consider Boeing 777 protection system.

The requirements for lightning protection are given in EASA and include the following:

1) All airframe should be electrically bonded.

2) All moving linkages should be primary bonded.

3) All external non-metallic parts should have lightning diverters fitted.

To protect from High Intensity Radiated Fields (HIRF) aluminum coated honeycomb structure may be used to ensure that whole areas are encased in a metal box. Electric windscreen heater film elements on the flight deck windscreens are used as part of the protection system.

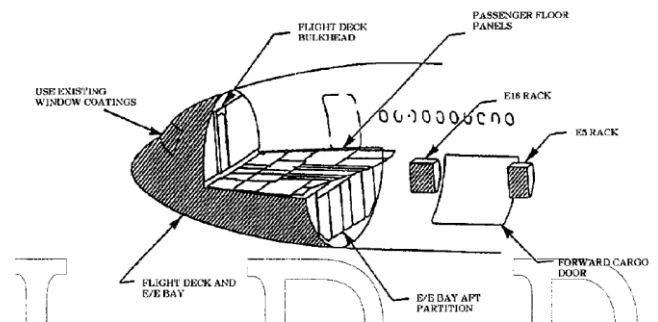


Fig.1 Metal protected areas – B777

To protect cables from HIRF on the B777 metal braid is used. Single-layer screening inside the fuselage and two-layer screening with the outer layer terminated at the fuselage bulkhead. The braid is tinned copper. To help reduce HIRF, twisted pairs and triples are used wherever possible.

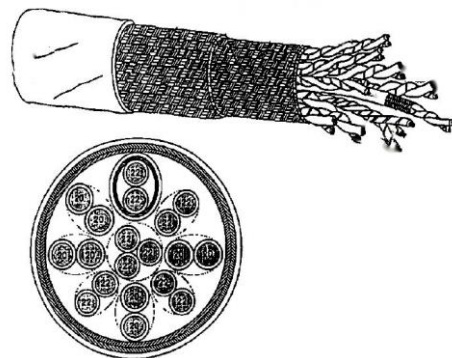


Fig.2 Typical bundled wire construction – B777.

To provide the regulatory requirements with regards to HIRF/lightning protection the Line Replacement Units (LRU) are fitted with electromagnetic filters, these attenuate any EMI induced transient voltages before the circuits are affected inside the LRU. These filters are housed within a screened enclosure around the connector to the LRU. The integrity of the screening of the cables coming into the LRU must be high.

III. CONCLUSIONS

The article proposes a method for screening the whole areas from HIRF. A method for protecting wires is also

proposed. This method gives different types of braid for outside and inside the fuselage. The last method mentioned in this article proposes to put electromagnetic filters on every input connector for LRU. This method provides extra screening for equipment from electromagnetic interference.

REFERENCES

- [1] https://archive.org/stream/Boeing777FlightManual/Continental%20Airlines%20-%20Boeing%20777%20Flight%20Manual_djvu.txt

Evolution Of Avionics systems

Kutepov Vladislav.

scientific adviser: Nataliia Zelinska

Aviation English department,

Educational and Research Institute of Air Navigation, Electronics and Telecommunications,

National Aviation University,

Kyiv, Ukraine

Annotation — this work covers the evolution of aircraft avionics systems and its further development. It shows how avionics systems was developed from analogue to digital. The variant of future development of avionics systems is considered

Key words — avionics, cockpit

I. INTRODUCTION

Avionics are the electronic systems used on aircraft, artificial satellites, and spacecraft. Avionic systems include communications, navigation, the display and management of multiple systems, and the hundreds of systems that are fitted to aircraft to perform individual functions. These can be as simple as a searchlight for a police helicopter or as complicated as the tactical system for an airborne early warning platform. The term avionics is a portmanteau of the words aviation and electronics. [1]

The term "avionics" appeared in the West in the early 1970s. By this time, electronic technology has reached such a level of development, when it became possible to use electronic devices in airborne systems, and thereby significantly improve the quality of aviation applications. At the same time, the first onboard electronic computers appeared, as well as essentially new automated and automatic control and monitoring systems.

Initially, the main customer and consumer of aviation electronics were the military. The logic of the development of military aviation quickly led to a situation where military aircraft can not only carry out combat missions without the use of electronic technical means, but even simply fly on the required modes of flight. Now the cost of avionics systems is a large part of the total cost of the aircraft. [3]

II. HISTORY OF AVIONICS SYSTEMS

ERGONOMICS: A KEY FACTOR IN COCKPIT EVOLUTION

As the vital interface between an aircraft and its crew, the cockpit of a modern aircraft must provide – instantaneously and in a convenient manner – all the information the crew needs to assess the aircraft's status and take appropriate action, regardless of the circumstances. As a result, the cockpit is a key arena for improvements in human-machine interface (HMI) technology. It is the HMI that enables the pilot to use

his senses, brain and movements to control an extraordinarily complex machine in an environment to which human beings are not naturally accustomed.

Cockpit ergonomics naturally make a key contribution to crew comfort and performance. The Society for Automotive Engineers (SAE) issues Aerospace Recommended Practices (ARPs) for cockpit design, layout, installation and operation, which contain minimum requirements for the pilot's position in relation to the following aspects:

the ability to reach the controls without effort from a reference position (seatbelt attached, shoulder harness unlocked, pilot's eyes in reference position);

visibility of flight instruments without undue effort;

minimum visibility outside the cockpit;

easy oral communication inside the cockpit.

The accessibility of the primary flight controls is, naturally, very important.

THE SWITCH FROM ANALOGUE TO DIGITAL

Until the 1970s, the walls of civil airliner cockpits – in fact every surface that was within the pilots' reach – were studded with indicators, instruments and electromechanical controls. The controls, with their arrays of complicated dials, were generally designed for a three-man crew: two pilots and an engineer. A typical transport aircraft from this period had more than 100 instruments and controls, the most important of which were packed with bars, needles and symbols. All of these displays jostled for space on the various instrument panels, and competed for the pilot's attention. Research aimed at finding a solution to this problem, conducted in particular by NASA in the United States, led to the development of display devices capable of processing flight data, and the raw information provided by aircraft systems, and integrating it into an easily understandable synthetic image.

This development was only possible because of a fundamental change in the type of information processed by onboard systems. Earlier instruments, based on analogue information, provided indications that were directly linked to the associated physical phenomena (for example air pressure, airspeed, or the position of a gyroscope). Digital information, on the other hand, results from the conversion of a physical measurement into binary code by means of an analogue-digital converter.

The digitization of the physical data required for flight control and navigation, as well as for more general operational and informational purposes, led to a profound change in

aircraft cockpits from the 1970s onwards. Thanks to improvements in electronics and computer technology, data could now be converted from analogue to digital format, processed by computers, and displayed on computer-type screens in the cockpit.

THE REVOLUTION OF THE “GLASS COCKPIT”

In fact, this profound change in the appearance and layout of cockpits was driven by two key technical improvements: the availability of sufficiently capable and reliable electronic systems for digitizing and processing information; and the development of cathode-ray tubes (CRTs), like those used in computer monitors, but capable of adapting to the extremely variable ambient light conditions in aircraft cockpits.

These two innovations led to the replacement of the main electromechanical flight instruments with computer-type displays, and consequently to a change in the way information on the status of onboard systems and alarm signals was presented. The combination of these technological developments led to the emergence of the first generation of what are now dubbed “glass cockpits” In the early 1980s, this new cockpit concept was adopted for the Airbus A310 and the Boeing 757 and 767. Combined with other innovations such as the flight management system (FMS), the introduction of the glass cockpit made it possible for these large aircraft to be flown by a flight crew of two. The A310 was equipped with an electronic flight instrument system (EFIS) comprising six shadow mask color CRT screens, three computers, and associated control stations providing the pilot and co-pilot with essential flight control and navigation information, as well as synthetic data on the status of aircraft systems and alarms. The human-machine interface was thus significantly improved, with new functionalities becoming available, such as display of simple graphic charts and simplified diagrams of onboard systems. Each screen had a useful area of 5 x 5 inches

(12.5 x 12.5 cm), which seems small today, but was nothing short of a revolution at the time. With this new technology, the instrument panel of the A310 could be significantly simpler than the analogue cockpits of previous generations of aircraft (although the engine data indicators in the central area continued to use electromechanical technology).

TOWARDS THE FUTURE OF AVIATION AND FLIGHT

The 21st century takes hold of the cockpit. LCD technology becomes the norm, generating weight savings and multiplying display capacity. Touchscreen technologies also enter the cockpit, providing the pilot with new ways of interacting with the aircraft system. These new capabilities have huge potential for the future. We are now able to integrate the means of interaction which, through smartphones, have become part of our everyday lives, thus increasing the capacity and user-friendliness of future cockpits. [2]

III. CONCLUSIONS

In this article, the history of development of avionics systems was considered. We saw how avionics systems has evolved from analogue to digital. Various options of avionics systems were considered. Were considered such types of avionics systems as: original, classical”, glass cockpit”. Development options of avionics systems were proposed.

REFERENCES

- [1] <https://en.wikipedia.org/wiki/Avionics>
- [2] <https://www.thalesgroup.com/en/global/activities/aerospace/flight-deck-avionics-equipment-functions/flight-deck/learn-more-about>
- [3] <https://ru.wikipedia.org/wiki/Авионика>

Failures in avionics devices

Amelina A.

Scientific director: Hryshchenko Y.
Institute of Aeronavigation, Electronics and
Telecommunications
National Aviation University
Kyiv, Ukraine

Latsapnov V.

Scientific director: Hryshchenko Y.
Institute of Aeronavigation, Electronics and
Telecommunications
National Aviation University
Kyiv, Ukraine

Abstract — this paper is about the areas of the correlation fields before the failure, during and after the failure change qualitatively, which indicates a violation of the orthogonality (speed, coupled and coordinate systems of the aircraft). The problem of recognition of complex aircraft avionics failures using contour correlation fields allows creating new type of fault analyzers that allow the pilot to recognize a complex flight situation and make the correct decision to ensure flight safety.

Keywords— correlation, control system, failure.

I. INTRODUCTION

Correlation relations differ in form, direction and degree (strength).

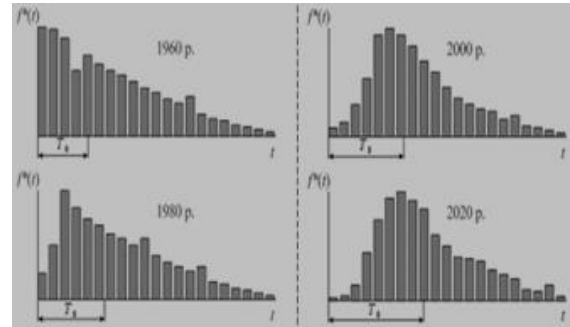
In form, the correlation can be rectilinear or curvilinear. Straight lines can be, for example, the relationship between the number of trainings on the simulator and the number of correctly solved tasks in the control session. Curvilinear can be, for example, the relationship between the level of motivation and the effectiveness of the task. With increasing motivation, the efficiency of the task is first increased, then the optimal level of motivation is attained, to which the maximum efficiency of the assignment corresponds; further increase in motivation is accompanied by a decrease in efficiency.

II. FORMULATION OF THE PROBLEM

When performing complex flight missions, the pilot needs operational information on the quality of the automation in the aircraft control system. On light aircraft, the quality of piloting depends entirely on the pilot. On aircraft having automatic control systems, even in the steering mode, uncoordinated evolution should not be permitted. But, sometimes this system fails. As a result, the system misinforms the pilot. One of the reasons is the distorted information received from individual sensors. Other, glitches that occur in electronics, mainly associated with Pn junctions (n-negative-negative, electronic, p-positive-positive, hole, or electron-hole junction-the region of space at the junction of two p- and n-type semiconductors, in which there is a transition from one type of conductivity to another) in electronic elements.

Fig.1 Deformation of distribution of errors with increasing of dependability of the element base.

III. MAIN



In form, the correlation can be rectilinear or curvilinear. Straight lines can be, for example, the relationship between the number of trainings on the simulator and the number of correctly solved tasks in the control session. Curvilinear can be, for example, the relationship between the level of motivation and the effectiveness of the task. With increasing motivation, the efficiency of the task is first increased, then the optimal level of motivation is attained, to which the maximum efficiency of the assignment corresponds; further increase in motivation is accompanied by a decrease in efficiency.

Correlation is studied on the basis of experimental data representing the measured values (X_i, Y_i) of two features. If there are few experimental data, then the two-dimensional empirical distribution is represented as a double series of values X_i, Y_i . In this case, the correlation dependence between the signs can be described in various ways. The correspondence between the argument and the function can be specified by a table, formula, graph, etc.

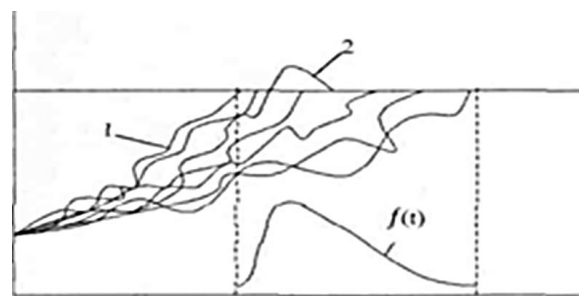


Fig.3 Circuit of process of degradation of parameters Y_i

$$f(t) = \frac{\sqrt{\mu}}{v t \sqrt{2\pi t}} \exp \left[-\frac{(\mu - t)^2}{2v^2 \mu t} \right]$$

If $p = 1$ or $p = -1$, then between the random variables X and Y there exists a linear functional dependence ($Y = c + dX$). In this case one speaks of a complete correlation. For $p = 1$, the values of x_i, y_i determine points lying on a straight line that has a positive slope (with increasing x_i , the value of y_i also increases), for $p = -1$ the line has a negative slope. In the intermediate cases ($-1 < p < 1$), the points corresponding to the values of x_i, y_i fall into the region bounded by some ellipse, and for $p > 0$ there is a positive correlation (with increasing x_i the value of y_i tends to increase), with $p < 0$ the correlation is negative. The closer p , the narrower the ellipse, and the more closely the experimental values are grouped around a straight line. Here we should pay attention to the fact that the line along which points are grouped can be not only direct, but have any other form: parabola, hyperbola, etc. In these cases, we would consider the so-called nonlinear (or curvilinear) correlation.

Thus, the visual analysis of the correlation field helps to detect not only the presence of a statistical dependence (linear or nonlinear) between the traits under study, but also its tightness and shape.

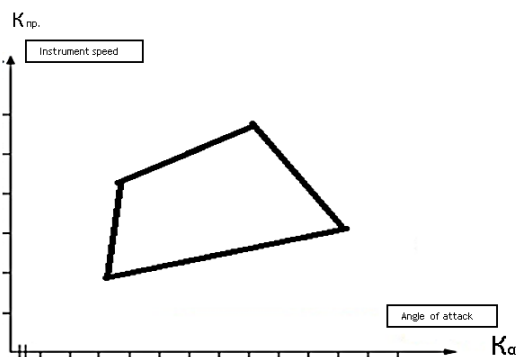


Fig.4 Assessment of the areas of the contours of correlation fields by the coefficients of the parameters of the instrument speed and the angle of attack.

IV. CONCLUSION

During failures, that are not related to the transition to the ground path sections, there are the effects of compression and reduction of contour shapes (contours) area of the correlation fields. A method for determining the piloting quality according the correlation fields contours (contour shapes) of flight parameters during avionics failures and on-board equipment, the sufficient efficacy to create the failure first signs analyzers is shown. During the phase of the aircraft operation, the quantile method with use of probabilistic-physical failures model is an effective tool for obtaining the adequate estimations for operated avionics components reliability.

References

- [1] Грибов В.М., Грищенко Ю.В., Скрипеч А.В., Стрельников В.П. Теория надёжности систем авионики. Часть 1. Визначення, показники, моделі відмов, методи розрахунку. Навчальний посібник. - 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: Межведомственный сборник научных трудов. - К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2010. - Вып. 160. - С. 43-56.
- [3] В.Г. Минашкин, Р.А. Шмойлова, Н.А. Садовникова, Л.Г. Моисейкина, Е.С. Рыбакова. Теория статистики: Учебно-методический комплекс. - М.: Изд. Центр ЕАОИ. 2008. - 296 с.
- [4] Лана В.Г. Математические основы кибернетики. - М.: Изд. Объединение «Вища школа», 1974, 452 с.
- [5] Общая теория статистики: Учебник/ Под ред. чл.-корр. РАН И.И. Елисеевой. - 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Финансы и статистика, 2001. - 480 с.: ил.

Синтез оптимальної структури каналу курсу автономного динамічного об'єкта

Хомюк М.А.

науковий керівник: Прокоф'єва І.Ю.
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
mariakhomiuk@gmail.com

Анотація — У роботі представлено процедуру та результати синтезу оптимальної структури регулятора в каналі курсу багатомірного автономного динамічного об'єкта, що дозволяє досягти мінімуму функціоналу якості роботи каналу в умовах, близьких до реальних.

Ключові слова — первинна обробка сигналів, структурна ідентифікація, синтез оптимальної структури.

I. ВСТУП

Як синтез зазвичай мають на увазі визначення і реалізацію бажаних динамічних характеристик системи автоматичного керування шляхом оптимізації структури системи. При цьому необхідно враховувати реальні збурення, що впливають на систему в процесі її функціонування. Такі дані можуть бути отримані за допомогою натурального експерименту або математичного моделювання.

Критерієм якості в технічних системах, як правило, є точність виконання системою поставлених перед нею задач. Тому з метою синтезувати оптимальну структуру регулятора динамічної системи, що знаходиться під впливом збурюючих факторів, доцільно використовувати процедуру Вінера-Колмогорова [1, 2].

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Питання синтезу моделей динамічних систем управління та їх ланок є одним з основних, так як основна інформація про властивості систем, що досліджуються, та реальні умови їх роботи є неповними або взагалі відсутніми.

У даній роботі розглядається задача синтезу одного з каналів автономного рухомого об'єкта з метою визначення моделі динаміки оптимальної структури регулятора.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Основною задачею роботи був синтез оптимального регулятора в каналі курсу ракети-торпеди. Для підвищення якості роботи даного каналу нам потрібно знати передавальну функцію (або матрицю передавальних функцій у випадку, якщо об'єкти багатомірні) нашого каналу курсу. Але дані відомості у нас відсутні.

Для визначення моделі динаміки каналу потрібно виконати структурну ідентифікацію каналу на основі результатів натурального експерименту або за допомогою побудови математичної моделі.

Першим етапом ідентифікації є первинна обробка експериментальних даних, для отримання моделі сигналів на вході та виході каналу.

Для вирішення поставленої задачі максимізації точності функціонування досліджуваного об'єкта потрібно використати моделі динаміки каналу курсу та неконтрольованого збурення, що діє на нього, у вибраному алгоритмі синтезу оптимальної структури об'єкта. Потрібну для синтезу структури каналу інформацію було отримано в результаті проведення структурної ідентифікації моделей динаміки досліджуваної системи, які мають такий вигляд: передавальна функція каналу диферента автономного рухомого об'єкта:

$$P^{-1}M = \frac{1.9(2.5s+1)(0.3^2s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 0.3s + 1)(-0.17s+1)}{(1.7s+1)(s^2 + 2 \cdot 0.4 \cdot s + 1)(0.07s+1)}$$

а також спектральна щільність неконтрольованого збурення, що діє на об'єкт у процесі його руху:

$$S_{\psi\psi} = \frac{0.24^2}{\pi} \cdot \left| \frac{(0.17s+1)(1.96s+1)(0.09s^2 + 0.42s + 1)}{(1.25s^2 + s + 1)(0.25s^2 + 0.4s + 1)(0.001s^2 + 0.0013s + 1)} \right|^2$$

Також у процесі оптимального синтезу буде використовуватися спектральна щільність вхідного сигналу каналу, що надходить на диск-кавітатор:

$$S_{u_i u_i} = \frac{0.25^2}{\pi} \cdot \left| \frac{(1.7s+1)(0.07s+1)}{(0.55^2s^2 + 2 \cdot 0.4 \cdot 0.55s + 1)(0.035^2s^2 + 2 \cdot 0.1 \cdot 0.035s + 1)} \right|^2$$

Підставляючи вказані моделі в алгоритм оптимального синтезу отримуємо модель динаміки оптимального регулятора:

$$G = 0.52 \frac{(-0.26+1)(s^2 + 2 \cdot 0.4 \cdot 1s + 1)(0.085^2s^2 - 2 \cdot 0.16 \cdot 0.085s + 1)}{(0.08s+1)(2.32s+1)(0.6^2s^2 + 2 \cdot 0.64 \cdot 0.6s + 1)}$$

Логарифмічна частотна характеристика регулятора представлена на рис.1.

Далі було оцінено якість досліджуваної системи без регулятора та з ним для фіксованих значень експлуатаційних умов (відношення «шум-сигнал») та обмежень по управлінню (див.табл.1).

ТАБЛИЦЯ 1.

Система	Дисперсія помилки системи
Без регулятора	2,1614
З регулятором	0,7005

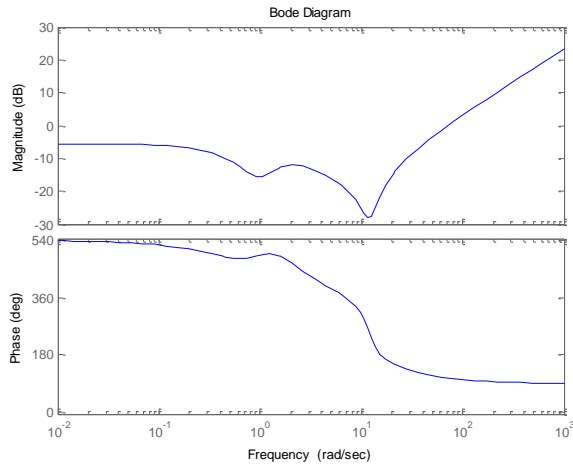


Рис.1. Логарифмічна амплітудно-фазова частотна характеристика регулятора.

IV. ВИСНОВКИ

Було розглянуто алгоритм оптимального синтезу динамічної системи, який планується застосувати до каналу курсу досліджуваного об'єкта. Структура регулятора, що синтезується повинна задовольняти мінімум функціоналу якості системи.

За допомогою алгоритму оптимального синтезу регулятора, що базується на процедурі Вінера-Колмогорова, було визначено оптимальну структуру регулятора для каналу курсу автономного рухомого об'єкта. Введення фільтра в систему дозволило суттєво зменшити рівень помилки системи як при фіксованих значеннях експлуатаційних параметрів та обмежень по управлінню, так і при змінюваних.

Список використаних джерел

- [1] Алексеев В.М, Тихомиров В.М, Оптимальное управление М.:Наука, 1981. 331 с.
- [2] Блохін Л.М., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління. Підручник. для ВНЗ України. – К.:НАУ, 2003. – 208 с.
- [3] Рощин А.В.. Синтез систем управления для стохастических объектов. Учебное пособие– Москва.: МГУПИ, 2008. – 87 с.ил.

ПЕРВИННА ОБРОБКА СТОХАСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ БАГАТОВИМІРНОГО СТЕНДА–ІМІТАТОРА КУТОВИХ РУХІВ

Рябоконе С.О.

Науковий керівник: Єрмолаєва О. В.
Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки
та телекомунікації
Київ, Україна
ya.stas.rybokon@gmail.com

Федорук А.В.

Науковий керівник: Єрмолаєва О. В.
Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки
та телекомунікації
Київ, Україна
antobn.fedoruk@gmail.com

Розглянута методика первинної обробки вхідних та вихідних сигналів динамічного багатовимірного стенда-імітатора куткових положень по даним напівнатурного експерименту.

Ключові слова — спектральна щільність, взаємна спектральна щільність, кореляційна функція, метод узагальнених логарифмічних характеристик.

I. ВСТУП

Одна з головних вимог, яка пред'являється до сучасних динамічних стендів-імітаторів рухів - це найбільша близькість рухів, які імітуються, до тих, рухів що імітують. Таке завдання виникає при створенні конкурентоспроможних комплексів, що імітують натурне або напівнатурне моделювання. Для управління імітаторами у теперішніх умовах необхідні алгоритми [1], які забезпечать оптимальне управління стендом-імітатором, тобто забезпечать максимальну точність імітації стохастичних програмних рухів з урахуванням завад вимірювань. Тому такі імітатори необхідно розглядати як складні багатомірні динамічні системи при динамічних впливах

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Одна з головних проблем – це недостатність знань про моделі динаміки руху реальних рухливих об'єктів. Наявні досить повні відомості про деформації плавучого командного комплексу у різних режимах, які дають підстави достатньо близько оцінити моделі динаміки кутового „хитання” судна.

Оскільки складова морського хитання приблизно 0.1 Гц, а частотні смуги пропускання каналів стенда-імітатора на порядок вище, то за допомогою спеціально змодельованого послідовного багатовимірного фільтра, який формує вектор програмних сигналів стенду безпосередньо з комп'ютерного псевдо білого шуму, формуються вхідні сигнали в стенд-імітатор.

На практиці з усіх сигналів, що діють в системі під час напівнатурного випробування, можна зареєструвати лише вхідні й вихідні; в деяких випадках контрольованою може

бути й частина збурень. Оскільки зареєстровані дані мають стохастичний характер, тому обробляти їх необхідно за допомогою статистичних методів [2].

III. ОСНОВНИЙ МАТЕРІАЛ

У результаті напівнатурного моделювання руху багатовимірного динамічного стенда-імітатора реєструються осцилограми управляючих впливів, а також вихідні реакції системи. Всі зафіксовані сигнали мають стохастичний характер. Для оцінки властивостей цих сигналів та взаємозв'язків між ними необхідно виконати їх первинну обробку, а саме – визначення моделей динаміки сигналів у вигляді матриць їх спектральних та взаємних спектральних щільностей. Визначення статичних характеристик експериментальних даних виконується за допомогою відомих алгоритмів [3] визначення кореляційних та взаємних кореляційних функцій досліджуваних сигналів з наступним перетворенням цих функцій за Фур'є. Результатом перетворення Фур'є є спектральні та взаємні спектральні щільності сигналів у вигляді графічних залежностей амплітуди та фази від частоти. Для складання моделей динаміки сигналів за отриманими графічними залежностями необхідно їх апроксимувати за допомогою методу узагальнених логарифмічних характеристик.

Виконавши всі вищесказані процедури, отримаємо моделі динаміки сигналів багатовимірного динамічного стенда-імітатора рухів у вигляді матриць спектральних щільностей сигналів управління стендом.

Список використаних джерел

- [1] Л.М. Блохін, М. Ю. Буриченко. Статична динаміка систем управління: Підручник для ВНЗ. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.
- [2] Дж. Бендат, А. Пирсол. Прикладной анализ случайных данных. М.: Машиностроение. – 1989. – 486 с.
- [3] В. С. Балакирев, Е. Г. Дудников, А. М. Цирлин. Экспериментальное определение динамических характеристик промышленных объектов управления. – М.: «Энегррия», 1967. – 232 с.

Обробка сигналу лазерного доплерівського анемометра методом фазового автопідстроювання частоти

Дивнич В. М.

науковий керівник: Азарсков В. М.

Кафедра аерокосмічних систем управління

Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Національний авіаційний університет

Київ, Україна

divnvm@gmail.com

Анотація — в роботі розглядається метод вимірювання частоти доплерівського сигналу за допомогою фазового автопідстроювання.

Ключові слова — лазер, анемометр, доплерівський

I. ВСТУП

В авіаційній, суднобудівній, космічній та інших галузях науки і техніки для дослідження потоків газів та рідин знайшли застосування лазерні доплерівські анемометри (ЛДА), які порівняно із традиційними засобами вимірювальної техніки мають вищу точність, швидкість дії та чутливість. ЛДА застосовуються для вимірювання швидкості дозвукових та надзвукових аеродинамічних потоків під час дослідження нових типів літальних апаратів та елементів їхньої конструкції, для дослідження характеристик газових турбін, ударних хвиль, характеру течії рідини у пристінній області та в інших сферах.

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Лазерні доплерівські анемометри знаходять широке застосування під час дослідження моделей літаків у аеродинамічних трубах та досліджень гідравлічних систем літаків. Вимірювання частоти сигналу ЛДА ускладнюється тим, що він представляє собою гаусів імпульс, який модульований змінною складовою. Крім того, час надходження сигналу – випадкова величина.

Доплерівська частота в сучасних ЛДА визначається методами спектрального аналізу, фотон-кореляції, слідкуючими фільтрами-демодуляторами, лічильно-імпульсними системами та ін.. Для визначення частоти доплерівського сигналу використовується також метод фазового автопідстроювання частоти (ФАПЧ).

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Вимірювач на основі метода ФАПЧ складається з фазового детектора, фільтру та генератора, що керується напругою (ГКН). Фазовий детектор визначає різницю фаз

між вхідним сигналом та сигналом ГКН. Вихід фазового детектора підключений до фільтру, який забезпечує ГКН сигналом, що пропорційний частоті. Фільтр може бути побудований як пропорційний або пропорційно-інтегральний регулятор. ГКН формує на своєму виході синусоїдальний сигнал.

Передбачається, що початкова частота ГКН приблизно дорівнює частоті вхідного сигналу. Якщо фаза ГКН запізнюється відносно фази вхідного сигналу, фазовий детектор змінює керуючу напругу генератора, що приводить до прискореної зміни фази сигналу, а от же і частоти ГКН.

Якщо в якості фільтра використовується пропорційний регулятор ФАПЧ може синхронізувати сигнал ГКН із вхідним сигналом лише за фазою при однаковій частоті з деякою статичною похибкою. У випадку пропорційно-інтегрального регулятора ФАПЧ має змогу синхронізувати сигнал ГКН з довільною частотою та фазою вхідного сигналу та має лише астатичну похибку [1].

Пропонується для визначення доплерівської частоти за допомогою ФАПЧ використовувати сигнал, що утворюється на виході фільтра. Амплітуда цього сигналу пропорційна частоті доплерівського сигналу, що подається ФАПЧ.

IV. ВИСНОВКИ

Було розглянуто метод вимірювання частоти доплерівського сигналу за допомогою фазового автопідстроювання частоти. Цей метод має більш високу роздільну здатність в порівнянні з іншими методами вимірювання частоти доплерівського сигналу.

Список використаних джерел

- [1] Floyd M. Gardner. *Phaselock Techniques*: 3rd edition: John Wiley & Sons 2005..

СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ МАЛОГАБАРИТНОЇ ГІРОВЕРТИКАЛІ (КАНАЛ КРЕНУ)

Марцинюк О. Я.

Єрмолаєва О. В.

Навчально-науковий інститут аеронавігації електроніки
і телекомунікації
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
olena260695@ukr.net

Єрмолаєва О. В.

Навчально-науковий інститут аеронавігації електроніки
і телекомунікації
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
olgermol@ukr.net

Розглянута процедура структурного синтезу оптимальної системи при неконтрольованих збуреннях. В результаті розрахунків було отримано структуру і регулятор, що мінімізує функціонал якості системи.

Ключові слова — структурний синтез; алгоритм синтезу Вінера-Колмогорова; функціонал якості; оптимальний регулятор; похибка системи; критерій ефективності.

I. ВСТУП

В зв'язку зі зростанням точностних вимог до якості бортових навігаційних і керуючих систем рухомих об'єктів в теперішній час необхідно проводити так названі етапи їх динамічної атестації. Зміст такої атестації в наступному. Випробуваний виріб встановлюється на динамічний багатовимірний стенд-імітатор натурних рухів рухомого об'єкта в заданому крейсерському збуреному русі. Системи-імітатори руху використовуються всіма ведучими світовими компаніями, що працюють в аерокосмічній, морській, оборонній і автомобільній промисловості, біотехніці, метрології.

II. СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ

Після проведення процедури ідентифікації системи імітації каналу крена малогабаритної гіровертикалі виникла необхідність для проведення процедури структурного синтезу системи управління малогабаритної гіровертикалі.

Синтез оптимальної структури системи полягає у відшуванні структури і параметрів регулятора та введення його в контур керування.

Відповідно до структурної схеми системи управління (рис. 1.) проведемо процедуру синтезу регулятора за алгоритмом синтезу Вінера-Колмогорова.

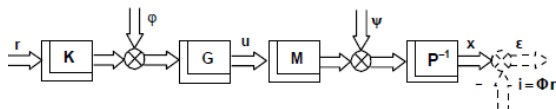


Рис. 1. Структурна схема незамкненої системи керування, що синтезується

Задача синтезу структури G регулятора рухів розімкненої системи зі стійким об'єктом і рівнянням його рухів вигляду (1)

$$Px = Mu + \psi, \quad (1)$$

щоб вибором структури G доставляти мінімум функціонала (2) з урахуванням фізичної реалізованості функції G . Функціонал якості системи має вигляд

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\omega}^{j\omega} \text{tr} \{ R_0 S'_{x_0 x_0} + C S'_{uu} \} ds \quad (2)$$

Використовуючи алгоритм синтезу Вінера-Колмогорова [1] отримуємо передавальну функцію регулятора:

$$G = \Gamma^{-1}(T_0 + T_+)D^{-1} = \frac{0.1397(0.357s^2 + 1.007s + 1)}{(0.16s^2 + 0.76s + 1)}$$

Важливим критерієм ефективності виконаного синтезу є дослідження зміни помилки оптимальної і неоптимальної систем з перебігом часу під час наростання параметра γ відношення шуму до сигналу. Проведемо розрахунок значень помилок системи в залежності від зміни параметру γ (таблиця I)

ТАБЛИЦЯ I.

γ	σ_φ	e	e_{opt}
0.0010	0.0025	0.2094	0.0555
0.0032	0.0079	0.2094	0.0555
0.0100	0.2500	0.2100	0.0556
0.0316	0.7910	0.3264	0.0571
0.1000	0.2500	0.3809	0.0717
0.3162	0.7910	0.4211	0.2180
1.0000	2.5000	0.5164	0.3775

Проаналізувавши результати відзначимо, що якість системи покращилась на порядок. Поставлена і вирішена задача структурного синтезу малогабаритної гіровертикалі для відтворення випадкових кутових рухів судна по каналу крену

Список використаних джерел

- [1] Блохин Л.Н., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління. Підручник для ВНЗ України. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.
- [2] В. С. Балакирев, Е. Г. Дудников, А. М. Цирлин. Экспериментальное определение динамических характеристик промышленных объектов управления. – М.: «Энергия», 1967. – 232 с.

Шляхи підвищення якості функціонування блоків навігаційної системи літальних апаратів

Костяний М.Л.

науковий керівник: Юрченко О.М.
Кафедра систем управління літальних апаратів,
Національний авіаційний університет
Київ, Україна
markkostyany@gmail.com

Анотація — робота присвячена розгляду проблеми підвищення якості контролю функціонування навігаційної системи літального апарата. У роботі запропоновано алгоритм автоматизованої перевірки значень параметрів обчислювачів поздовжнього та бокового каналів, також, на його базі проведений вибір елементів побудованої функціональної схеми автоматизованої системи контролю і управління.

Ключові слова — навігаційні параметри, навігаційна система, обчислювач, система контролю і управління.

I. ВСТУП

Безперестанний ріст складності технічних пристроїв – є об'єктивною тенденцією розвитку техніки, в певній мірі характерною і для авіаційної галузі. З ростом складності технічних пристроїв збільшується і коло розв'язуваних задач, які в свою чергу пов'язані з підвищенням вимог функціонування. Ускладнення схемної побудови і функціональних зв'язків у авіаційних системах літальних апаратів (ЛА) супроводжується збільшенням кількості елементів, що входять до складу системи пристроїв. Це, в свою чергу, призводить до ряду проблем, пов'язаних з організацією контролю і забезпечення високої ефективності функціонування техніки. Прямий вплив на ці проблеми має розвиток бортового обладнання ЛА. Оскільки затрати на обслуговування залежать від складності технічних пристроїв повна реалізація потенційних можливостей обмежена.

Першочерговим рішенням зазначеної проблеми є удосконалення автоматизації всіх процесів відновлення стану бортового обладнання ЛА. З огляду на це, питання удосконалення системи контролю об'єкта набувають важливого і практичного значення й об'єктивно стають більш актуальними в розвитку техніки. Тому, потрібна ланка системи контролю, котра буде забезпечувати збір інформації про поточний стан об'єкта та синтезуватиме рішення про необхідність корекції стану об'єкта. Отримані дані контролю стануть інформаційною основою, на базі якої буде виконуватись ефективно функціонування. Ця база визначає високі вимоги до організації та якості проведення операції контролю.

II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Необхідність реалізації удосконаленого процесу автоматизації контролю повинна бути вирішена по ряду причин, зокрема для всемірного скорочення витрат на контроль блоків та систем бортового обладнання ЛА. У самій задачі автоматизації контролю можна виділити ряд аспектів, що мають важливу роль, а саме: вивчення систем як об'єкта контролю, вирішення питань конструктивно-схемного характеру, пов'язаних з розробкою автоматичних засобів контролю. В останні роки вирішення питань удосконалення автоматизованих засобів контролю відіграють важливу роль для перевірки обладнання радіолокаційних комплексів, автоматизованих систем управління (АСУ) літаків і ракет, кораблів флоту й інших складних технічних систем [1].

Також, можна зазначити, що автоматичне спостереження за зміною значень параметрів бортового обладнання ЛА, що входить до складу системи управління у часі дозволяє попереджувати розвиток відмов.

III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Автоматизовані засоби контролю мають досить широкий спектр діяльності в галузі перевірки обладнання автоматизованих систем управління (АСУ) літаків і ракет, та інших складних технічних систем.

Особливість роботи автоматичної системи керування (АСК) полягає в тому, що на її вхід надходить інформація Y , що містить в собі надмірність, викликану випадковими завадами у корисному сигналі. Наслідком є те, що контрольовані параметри об'єкта контролю можна характеризувати як випадкові величини.

Множина \bar{V}_n контролюємих параметрів стану об'єкта надходять у підсистему автоматизованого контролю. Наступні функції підсистеми АСК виконуються у блоці 2.

Блок оцінки поточного стану, одержуючи інформацію вимірів \bar{V}_0 , а також використовуючи модель об'єкта контролю у виді значень його параметрів \bar{V}_n та апріорну інформацію $M_{ок}$ (про значення його параметрів протягом минулого терміну експлуатації), видає результати обробки в підсистему управління об'єкта.

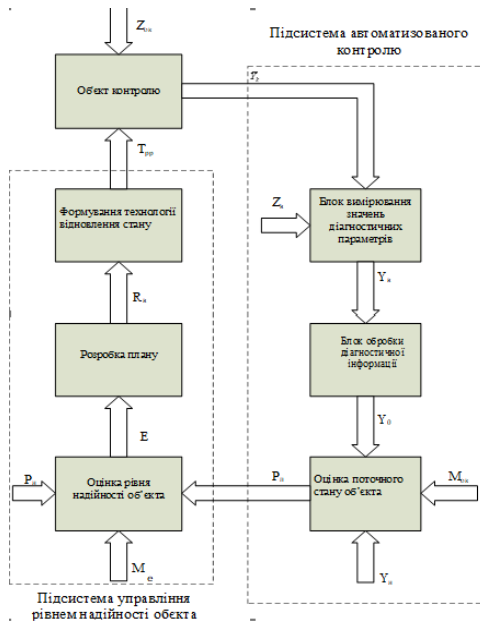


Рис 1. Схема автоматизованої системи контролю і управління (АСКУ)

Ця підсистема на основі оперативної інформації про результати оцінки технічного стану об'єкта контролю та спрогнозовані значення показників надійності об'єкта

\bar{P}_n нормативні показники надійності об'єкта \bar{P}_n , а також дані про умови експлуатації даного об'єкта контролю M_e , визначає ступінь розбіжності ΔE значень показників якості об'єкта щодо нормативних, формує управляючий вплив R_e на об'єкт у вигляді спланованого обсягу ремонтних робіт та проводить формування технології ремонтних робіт із метою відновлення необхідного рівня надійності об'єкта.

IV. ВИСНОВКИ

Рациональний вибір моделей контролю є основним при створенні високоефективних АСКУ. З огляду на це, була проведена робота для досягнення поставленого завдання, а саме розробка елементів системи контролю навігаційного комплексу літального апарату. Як об'єкт контролю було взято обчислювачі бічного та повздовжнього каналів базового пілотажного комплексу літального апарату.

Припущення щодо підвищення рівня безпеки та регулярності польотів повітряного транспорту підтверджується результатами вказаними вище.

Список використаних джерел

- [1] Кузьмін І.В. Оцінка ефективності і оптимізації автоматизованих систем контролю і управління. М.: «Техніка», 1997.- 296 с.

Нова задача модернізації малогабаритної гіровертикалі за результатами її динамічної атестації

Скорий Є.О

науковий керівник: Юрченко О.М.
Кафедра системи управління літальними апаратами,
Національний авіаційний університет,
Київ, Україна
jeniaskoriy@gmail.com

Анотація-Розглянути особливості підходу досягнення найвищих рубежів якості (точності) бортових вимірювачів (гіростабілізаторів). Як приклад, запропонований етап напівнатурного моделювання результатом якого є передавальна функція та спектральна щільність неконтрольованих збурень досліджуваного каналу малогабаритної гіровертикалі (МГВ).

Ключові слова навігаційні пристрої, динамічні характеристики, первинна обробка, гіростабілізатор.

I. Вступ

Динамічна атестація [1] бортових навігаційних приладів, систем і комплексів - вид напівнатурного моделювання, основа якого складається в імітації за допомогою спеціальних стендів-генераторів динамічної обстановки місць установки засобів навігації на борту при реальних експлуатаційних просторових рухах автономних об'єктів. Саме в динамічних умовах реального руху об'єкта в бортових навігаційних пристроях виникають такі сили і моменти, що приводять до появи додаткових перехресних зв'язків між координатами вектора вихідного стану досліджуваних пристроїв, а також інтенсивних перехрестних зв'язків, незнання характеристик і неврахування яких, як правило, не дозволяє точно визначати параметри руху об'єкта навіть у крейсерських режимах.

II. Постановка проблеми

На точність навігаційних вимірів істотний негативний вплив роблять різні недосконалості конструкцій самих навігаційних пристроїв, якщо вони створювалися без відповідного обліку характеру перетворення вхідних стохастичних факторів, у пристроях визначальних рух їхньої підстави (палуби корабля, шпангоутів літака, і платформи стенда імітатора і т.п.), якщо бортові вимірники охоплюються без відповідних оцінок і розв'язок різними зворотніми зв'язками, з інших причин. Очевидно, що зазначені вище динамічні фактори не можуть у визначальній мірі не позначитися на реалізації спочатку передбачуваних функцій (законів) перетворення вхідної інформації конкретними навігаційними пристроями.

III. Основна частина

У більшості, від точності роботи сучасних навігаційних і керуючих систем рухливих об'єктів багато в чому залежить точність (якість) бортових вимірників (інерціальні навігаційні системи,

астроорієнтири, гіростабілізатори і т.і.). Так наприклад, підвищити точність гіростабілізаторів (ГС), особливе місце серед яких займає малогабаритна гіровертикаль (МГВ) можливо за умови, якщо відомі реальні динамічні характеристики системи виміру вихідних реакцій і програмних сигналів ГС, а також збурювань і перешкод вимірів. Для цього необхідно експериментальним шляхом визначити реальні механізми дії вище зазначених факторів на досліджуваний пристрій, а також кількісно оцінити сили впливу останніх на характер функціонування пристрою. З цією метою, проведений етап динамічної атестації [2] – вид напівнатурного моделювання, коли досліджуваний об'єкт, а саме МГВ містився і випробувався на динамічному стенді-імітаторі кутових просторових рухів об'єкта. На прикладі етапу проведення первинної обробки багатомірної навігаційної інформації, що доцільно проводити для подальшої структурної ідентифікації моделей динаміки досліджуваного пристрою, показані методика і можливий вид відображення результатів такої обробки. Оскільки в гіроскопії застосовуються найбільш прості системи з жорсткими зворотніми зв'язками, представляється можливим здійснювати корекцію досліджуваних пристроїв шляхом вибору оптимальних структур по спеціальних алгоритмах [3] з наступною реалізацією й установкою фільтрів спостерігачів на виході корегуемого навігаційного пристрою, а також заміною зворотніх зв'язків у самому пристрої синтезованими оптимальними регуляторами.

IV. Висновок

Таким чином, запропоновані вище шляхи підвищення точності існуючих навігаційних пристроїв дозволяють надалі створювати конкурентноздатні вироби досліджуваного класу на базі відомих методів синтезу оптимальних систем стабілізації.

Список використаних джерел

- [1] Блохін Л.Н. Динамічне проектування оптимальних мимовільних структур комплексів стабілізації руху при стохастичних експлуатаційних впливах (на прикладах авіаційної техніки) – автореферат дисертації на змагання ученого ступеня доктора технічних наук, - к.: К П И, 1985.- с. 34 (ДСП)..
- [2] Блохін Л.Н. Оптимальные системы стабилизации. Киев, Техника, 1982г.-144с.

[3] Блохін Л.М., Буріченко М.Ю. Статистична динаміка систем

управління – Підручник для ВНЗ. – до : НАУ , 2003. – с.208.

QR-код – сучасна технологія шифрування інформації

Малишкін О.В., студент

Галагуз Т.А., к.т.н., доцент

Навчально-науковий інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Національний авіаційний університет

м. Київ, Україна

Oleg290196@i.ua

Анотація — В наші дні розвиток новітніх технологій призвів до легко доступності будь-якої інформації. Однак великі масиви даних для подальшого легкого зчитування складно розмістити обмеженій площі предмету (товари чи приладу). Однак з цим завдання може впоратись QR-код.

Ключові слова — QR-код; шифрування; інформація; безпека.

I. ВСТУП

Швидкий доступ до інформації та даних – одна з головних вимог сучасного життя. Однак не завжди великі масиви даних можна помістити на невеликі ділянки. Однак якщо вся важлива інформація знаходиться на самому об'єкті, це значно спрощує роботу з ним. Наприклад, що якби вся інформація про прилад, інструкція з технічної експлуатації знаходилась на самому приладі. Це можливо, закодувавши всю необхідну інформацію у невеликий графічний елемент – QR-код.

QR-коди відносяться до відкритих технологій, тобто доступні кожному. Значними перевагами в порівнянні зі звичайними штрих-кодами є більш висока інформаційна ємність і стійкість до пошкоджень.

На даний момент в світі налічується 1,76 млрд користувачів смартфонів. У 2018 цей показник повинен збільшитися до 2,73 млрд. Це масове поширення мобільних пристроїв (і отже, потенційних сканерів QR-кодів) вимагає більшої уваги до технології QR-кодування. [1]

II. QR-КОД

A. Історія виникнення

QR-код з'явився в 1994 році в Японії. Створений дослідниками Denso-Wave (дочірня компанія Toyota), цей двовимірний, або матричний, штрих-код застосовувався спочатку для ідентифікації автозапчастин на заводах корпорації, але швидко знайшов популярність за межами виробничих ліній. Аббревіатура QR означає Quick Response, тобто «швидкий відгук». Особливість даного типу кодів в тому, що вони легко розшифровуються не тільки за допомогою спеціального сканера, але і за допомогою будь-якого смартфона, оснащеного фотокамерою і досить простим програмним забезпеченням, що відкриває широкі перспективи його застосування в повсякденному житті. Хоча термін QR-код досі є зареєстрованим товарним знаком DENSO

Corporation, використання кодів не обкладається жодними ліцензійними відрахуваннями, а самі вони описані і опубліковані в якості стандартів ISO.

В одному QR-коді можна зашифрувати:

- 7089 цифр;
- 4296 символів (включаючи кирилицю);
- 2953 байт в довічному форматі;
- 1817 ієрогліфів.

Завдяки застосуванню системи корекції помилок на базі кодів Ріда-Соломона дані підлягають відновленню при пошкодженні до 30% зображення. [2]

B. Можливості застосування QR-коду

Якщо говорити про сферу виробництва або торгівлі, то, наприклад, в Японії QR-коди використовуються повсюдно. Більшість товарів в Країні висхідного сонця маркуються поряд зі стандартним одновимірним штрих-кодом ще і матричних, що дозволяє помістити на ньому досить багато додаткової інформації. QR-код можна розглядати навіть як недорогий альтернативи RFID-мітками (Radio Frequency Identification – радіочастотна ідентифікація). Вони, звичайно, не підтримують дистанційного бездротового зчитування, зате майже нічого не варті, не вимагають джерела живлення і не ламаються.

Досить широке застосування QR-коди знайшли в рекламі, як журнальної, так і зовнішньої. Цікаво застосування QR-кодів в сфері туризму і програмах доповненої реальності. Так, в столиці Галичини об'єднання «Туристичний Рух Львова» розмістило закодовані зображення більш ніж на 80 екскурсійних об'єктах. Це полегшує індивідуальним мандрівникам орієнтацію в місті, навіть якщо вони не знають української, - мітки містять близько 180 символів інформації на декількох мовах. Вони нанесені на пам'ятки архітектури, церкви, музеї, розміщені в аеропорту, на вокзалі, трамвайних зупинках, кафе. Схоже призначення у проекту Semapedia, його автори пропонують прикріплювати QR-код з посиланнями на відповідні статті в «Вікіпедії» на різні об'єкти реального світу. [2]

С. Елементи QR-коду

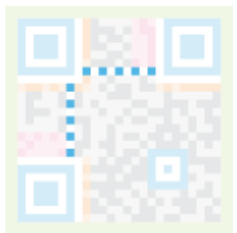
Щоб сканер розпізнав QR-код, зображення коду обов'язково має бути квадратним. Безліч додаткових елементів забезпечують правильне зчитування коду.[3]



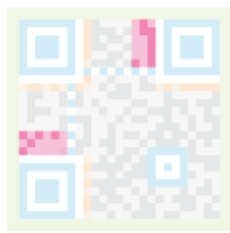
Шаблони позиціонування – вказують, у якому напрямку надрукований код.



Шаблони напрямки – якщо QR-код є великим, дані елементи допомагають сканера орієнтуватися.



Смуги синхронізації – за допомогою цих ліній сканер визначає величину матриці даних



Показник коду версії – ця частина коду містить номер використовуваної версії QR-коду.



Показник формату даних – містить інформацію про рівень корекції і коди маски і полегшує сканування коду.



Інформація та коди корекції помилок – цей візерунок містить основні дані зашифровані в код.



Біле поле – відступ навколо коду важливий для того, щоб пристрій, що зчитує могло відрізнити код від навколишньої інформації.

III. ANDROID-ДОДАТОК

А. Загальний опис програми

Програма шифрує будь-яку текстову інформацію у вигляді QR-коду. На Рис.1 зображено інтерфейс програми.

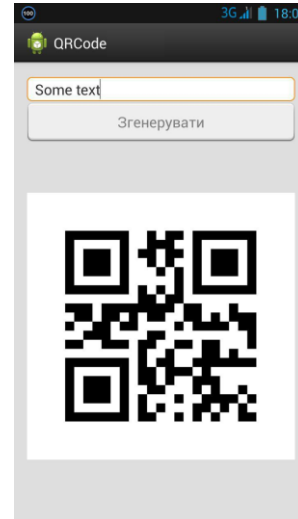


Рис 1 Інтерфейс програми

В. Технології, що використовувалися

Для генерації коду використовувалася бібліотека ZXing – це open source бібліотека для обробки різних 1D / 2D штрих-кодів, яка, крім Java, має порти на інші мови. Особливістю цієї бібліотеки є те, що вона розбита на модулі і поширюється у вихідних кодах, які необхідно компілювати.

Для роботи з графікою були використані стандартні класи з пакета java.awt (JavaSE).

IV. ВИСНОВОК

Технологія QR-кодування дуже популярна, оскільки відносяться до відкритих технологій, тобто доступна кожному. Перспективи використання QR-кодів просто вражають, адже дозволяють закодувати великий об'єм інформації на маленькій площі. Масове поширення мобільних пристроїв (і отже, потенційних сканерів QR-кодів) призводить до популяризації використання технології QR-коду, а отже вимагає більшої уваги до цієї технології.

Список використаних джерел

- [1] Полное руководство по маркетингу с применением QR-кодов [Електронний ресурс]. <https://ru.qr-code-generator.com/qr-code-marketing/qr-codes-basics>
- [2] QR-коды: шифр, понятный всем [Електронний ресурс]. https://itc.ua/articles/qr-kody_shifr_ponyatnyj_vsem_52203
- [3] QR-коды, их свойства и применение [Електронний ресурс]. <https://moluch.ru/archive/114/29398>
- [4] Генерация QR-кода в Android-приложении и [Електронний ресурс]. <http://findevelop.blogspot.com/2012/06/qr-android.html>

Nonorthogonal Measuring Unit Based on MEMS-sensors

Demydchenkov I.I.

Scientific Adviser Sushchenko O.A.
National Aviation University
Kyiv, Ukraine
ilidyan25@gmail.com

Sushko O.A.

Scientific Adviser Sushchenko O.A.
National Aviation University
Kyiv, Ukraine
asushko0@gmail.com

Abstract — Features of non-orthogonal redundant measuring instruments based on inertial sensors are considered. Approaches to assessment procedure both for measuring instruments based on single inertial sensors and triaxial inertial units are represented. The matrices of directional cosines of non-orthogonal measuring units are given. The proposed research can be useful for navigation information sensors operated on unmanned aerial vehicles.

Keywords—*inertial sensor; nonorthogonal measuring instrument; redundant data; directional cosines.*

I. INTRODUCTION

Development of modern navigation systems is accompanied with rising requirements to accuracy and reliability of navigation information measurements. One of the ways to solve such a problem is using of the nonorthogonal redundant measuring instruments based on inertial sensors [1].

It is known that increase of reliability can be provided by means of redundancy. Creation of the nonorthogonal redundant measuring instruments foresees location of inertial sensors along axes of some geometrical figure (a nonorthogonal measuring reference frame). This provides the most redundancy of a measured navigation parameter (the angular rate, the acceleration) projections onto axes of the orthogonal navigation reference frame.

The nonorthogonal redundant measuring instruments are the most important for application in navigation systems operating on the unmanned aerial vehicles (UAVs). Nowadays achievements in MEMS-technologies provide the wide application of these sensors in the nonorthogonal redundant measuring instruments.

In general, the nonorthogonal redundant navigation measuring instruments based on rate gyroscopes have the following advantages.

First of all, such measuring instruments provide decreasing bias of inertial sensors, which improves accuracy of navigation information measurements. Second of all, reliability of navigation information increases efficiently. Thirdly, such measuring instruments allow using bigger quantity of sensors in the same dimensions of the constructive unit.

II. FEATURES OF DATA PROCESSING

To obtain navigation information using the nonorthogonal redundant measuring instruments, it is necessary to determine mutual location between the navigation reference frame and appropriate reference frames of inertial measuring units.

Axes of the navigation references frame, along which projections of the vehicle angular rate are determined, are chosen as follows. The axis Oy is up-directed along the pyramid symmetry axes. Axes Ox , Oz of the navigation reference frames coincide with appropriate axes of the inertial measuring unit located at the pyramid base (triangular or rectangular). Directions of axes are opposite to increase reliability of navigation information.

To determine matrices of directional cosines it is possible using two ways. The first way lies in obtaining projections of the unit vector using geometrical transformations. The second way is determination of directional cosines between navigation reference frame and reference frames of inertial measuring units. This process can be implemented by successive turns on definite angles.

The first approach can be implemented by less transformations and calculations respectively. Advantage of the second way is clearness. Additional complication of calculations can be compensated by the possibility to automate all necessary calculations by means of Matlab.

Directional cosines of the nonorthogonal configuration based on the triangular pyramid look like [2]

$$\begin{aligned} \mathbf{D}_1 &= \mathbf{A}_x; \\ \mathbf{D}_2 &= \mathbf{A}_{y1} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y; \\ \mathbf{D}_3 &= \mathbf{A}_{y2} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y; \\ \mathbf{D}_4 &= \mathbf{A}_{y3} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y, \end{aligned} \tag{1}$$

here $\mathbf{D}_1, \mathbf{D}_2, \mathbf{D}_3, \mathbf{D}_4$ are matrices of directional cosines between axes of the navigational reference frame and the reference frame of the inertial measuring unit. The matrix \mathbf{A}_x defines axes of the inertial measuring unit located at the base of the triangular pyramid. Matrices $\mathbf{A}_{y1}, \mathbf{A}_{y2}, \mathbf{A}_{y3}$ define location of axes of inertial measuring units relative to previous axes. The matrix \mathbf{A}_y is defined by axes of inertial measuring

units located on the side faces along their medians (equal to 120°). For the triangular pyramid the angle between the base and side face is equal to 70.5° . Matrices in (1) look like

$$\mathbf{A}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}, \mathbf{A}_y = \begin{bmatrix} \cos \psi_0 & 0 & -\sin \psi_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi_0 & 0 & \cos \psi_0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{A}_{y_i} = \begin{bmatrix} \cos \psi_i & 0 & -\sin \psi_i \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi_i & 0 & \cos \psi_i \end{bmatrix}, \mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

here $i = 1, 2, 3$; $\gamma = 180^\circ$; $\psi_0 = 120^\circ$; $\psi_1 = 0^\circ$; $\psi_2 = 120^\circ$; $\psi_3 = 240^\circ$; $\vartheta = 70.5^\circ$; γ is defined for pyramid base; ψ_i defines turns of lateral faces; ψ_i defines turns relative to normal axis of the face; ϑ is the angle of the face slope.

Substituting matrices (2) in (1) it is possible to determine mutual location of navigation and measuring reference frames.

Directional cosines of the nonorthogonal redundant inertial measuring instruments based on the tetragonal pyramid can be determined in the similar way taking into consideration a slope between the base and the side face, which is equal to 54.74° . The appropriate matrices of directional cosines can be obtained in the following way

$$\mathbf{D}_1 = \mathbf{A}_x; \mathbf{D}_2 = \mathbf{A}_{y1} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y; \mathbf{D}_3 = \mathbf{A}_{y2} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y;$$

$$\mathbf{D}_4 = \mathbf{A}_{y3} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y; \mathbf{D}_5 = \mathbf{A}_{y4} \mathbf{A}_z \mathbf{A}_y.$$

It should be noted that expressions for these direction cosines determination are simpler of similar than expressions for the directional cosines of measuring instrument based on the triangular pyramid.

III. EXPERIMENTAL RESEARCH

Digital triaxial MEMS-units MPU-6050 can be used as inertial measuring units of the primary navigation information (the vehicle angular rate) [3]. MPU-6050 is the integrated 6-axis motion tracking device that combines a 3-axis gyroscope, a 3-axis accelerometer, and a digital motion processor (DMP) united in a small package.

To carry out experimental researches of different nonorthogonal redundant measuring units based on the triaxial inertial units, the three-degree-of-freedom dynamic bench of angular motions has been used. Such a bench provides the possibility of simulation of angular motion in three directions, which correspond to axes of the navigation reference frame.

Errors of angular rate determination for the nonorthogonal inertial measuring units based on such mounting surfaces as faces of triangular pyramid are represented in Fig. 1.

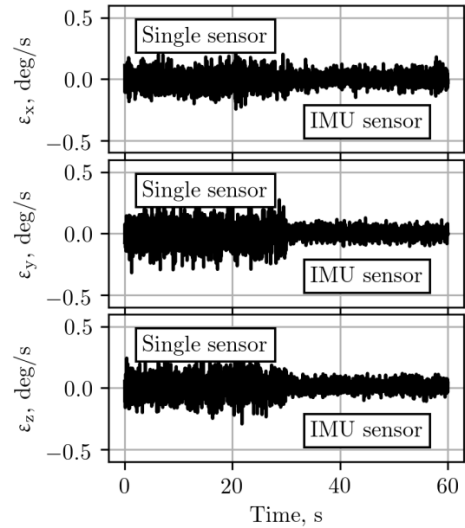


Fig. 1. Errors of angular rate determination for measuring instruments based on the triangular pyramid

The inertial measuring unit before test starting was keeping in the immovable state during (15...20) min. This was carried out for temperature stabilization of MEMS-sensors and levelling of the zero drift. Angular motions of the three-degree-of-freedom bench were given during 5 min after temperature stabilization.

Results represented in Fig. 1 are averaged readings of angular rates, which have been measured in the nonorthogonal instruments based on such constructive units as the triangular and tetragonal pyramids respectively. Obtained results of measurements have been converted in projections of the angular rates onto axes of navigation reference frame using matrices of the directional cosines.

IV. CONCLUSION

The nonorthogonal inertial measuring units based on the triaxial MEMS-sensors and such construction units as the triangular and tetragonal pyramids were described in details.

The study of the nonorthogonal measuring instruments of single inertial sensors and inertial measuring triaxial units confirms the possibility of using them for the implementation of high-precision and reliable measurements. Nowadays such approaches can be useful for implementation of measurements on the board of UAVs, where the reliability of the measured information is of great importance.

References

- [5] A.D. Epifanov, Redundant Systems of Aircraft Control, Moscow: mashinostroenie, 1978, 144 p. (in Russian)
- [6] O.A. Sushchenko, Y.M. Bezkorovainy, N.D. Novytska, "Assessment of Accuracy of Nonorthogonal Redundant Inertial Measuring Instruments", Electronics and Control Systems, no. 3(53), 2017, pp.17-25.
- [7] MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification. Access mode https://store.invensense.com/datasheets/invensense/MPU-6050_DataSheet_V3%204.pdf

Programming of space trajectories for unmanned aerial vehicle flight using coordinated turn

Linnyk Oleksandr

Scientific advisor Klipa A.M.

Aircraft Control Systems Department

Educational and Scientific Institute of Air Navigation, Electronics and Telecommunications

National Aviation University

Kyiv, Ukraine

email alexlin@i.ua

Abstract— In order to simplify mathematical formation of a program control law for the atmosphere spatial flight of an unmanned aerial vehicle (UAV) the conception of the coordinated turn which allows to get analytical solutions of differential equations of the spatial motion expressed by the integral sine and cosine is presented. The results are used during solution of the terminal homing problems with various structures of the control law.

Kew words - trajectory programming, coordinated turn, control law, aerodynamic efficiency, unmanned aerial vehicle, roll velocity angle.

I. INTRODUCTION

One of the basic tasks of using UAVs for military purposes consists of directing it to a ground or air, stationary or moving target located on both sides of the vertical plane of the initial UAV flight. In this case, for aiming it is necessary to form a program that will calculate the trajectory of UAV by means of the corresponding control law, whose structure is determined by the magnitude and duration of the action of the angle of roll at specified value of aerodynamic quality.

II. PROBLEM TASK

To simplify the process of forming the law of program management, the concept of coordinated turn of the velocity vector is introduced, with the help of which the action of the lift force is directed perpendicularly to the velocity vector and parallel to the Earth's surface at the height at which the target is located. Coordinated turn is performed in assumption of a flat surface, short duration, a small value of the ballistic parameter and a sufficient amount of aerodynamic quality.

III. MAIN PART

Due to the coordinated turn, we obtain such differential equations of motion for which it is possible to obtain analytical solutions, expressed not only through elementary functions, but also through integral sines and cosines. Since the latter functions are sufficiently well studied, their application is not complicates the formation of UAVs path programming, since elementary functions in the memory.

At a high flight speed, for example, when UAV descent from a near-earth orbit, we will consider, that the components of aerodynamic acceleration predominate over the components of the gravitational acceleration. We come to the following system of differential equations of motion for an analytic study of a coordinated return:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -\sigma\rho V^2; \\ \dot{\psi} &= -K\sigma\rho V \sin\gamma / \cos\theta; \\ \dot{h} &= V \sin\theta; \\ \dot{D} &= V \cos\theta \cos\psi; \\ \dot{z} &= -V \cos\theta \sin\psi,\end{aligned}\quad (1)$$

where V – velocity; θ – angle of trajectory slope; ψ – track angle; h – altitude; D – longitudinal horizontal flight distance; z – lateral deflection; ρ – atmosphere density; g – freefall acceleration; γ – air path bank angle; $K=C_y/C_x$ – aerodynamic quality; C_x – drag force coefficient; $C_y(\alpha)$ – lift force coefficient; α – angle of attack; $\sigma=C_x S/(2m)$ – ballistic parametr; m – mass; S – midsection area [2].

System of equations (1) can be solved with the help of initial conditions:

$$\begin{aligned}t=t_0; V(t_0)=V_0; \theta(t_0)=\theta_0; \psi(t_0)=\psi_0; \\ h(t_0)=h_0; D(t_0)=D_0; z(t_0)=z_0.\end{aligned}\quad (2)$$

A coordinated turn takes place when air path bank angle is in one of two possible constant values of $\gamma = \pm\pi/2$ depending on the direction: to the right $\gamma = \pi/2$ and $\psi < 0$ or left $\gamma = -\pi/2$ and $\psi > 0$. Aerodynamic quality is assumed to be large enough to consider the duration of the turn sufficiently small, angle of inclination of the trajectory can be considered as unchanged $\theta = \text{const } \theta_0$ during the turn [1].

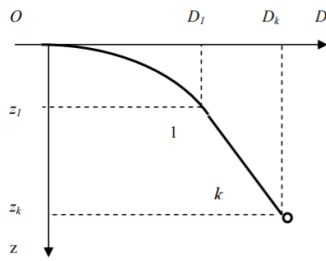


Fig. 1 – Kinematical scheme of coordinated turn

Figure 1 shows the coordinate system ODz, origin of which is located at the point "O", the parameters of the motion of which is determined by the initial conditions of integration. The OD axis passes through the tangent to the circle, defined by the radius, going from the center of the Earth to the point "O". Oz axis passes along a tangent to the specified circle, rotated by an angle $\pi / 2$ so as to obtain the right coordinate system ODz. To hit the end point "k", the UAV makes a right coordinated turn $\gamma = \pi / 2$ along the descending trajectory to the point "1", in which the velocity vector coincides with the direction to the point "k", i.e. track angle equal:

$$\psi_1 = -\arctg \frac{D_k - D_1}{z_k - z_1}.$$

After reaching the "1" point, further control of the UAV flight is completed depending on the terminal task with the final coordinates:

$$\begin{aligned} t &= t_k; V(t_k) = V_k; \theta(t_k) = \theta_k; \psi(t_k) = \psi_k; \\ h(t_k) &= h_k; D(t_k) = D_k; z(t_k) = z_k. \end{aligned}$$

Conclusion

The article presents the results of the analytical studies of UAV space turns when hovering in a point target,

located below at the surface or at the top in the atmosphere. The concept of a coordinated turn is introduced when the lifting force is applied perpendicular to the velocity vector and is parallel to the surface. The introduction of a coordinated turn allows obtain analytic solutions for the differential turn equations, expressed in terms of integral functions of the sine and cosine. Use of coordinated turns allows significantly simplify the formation of programming trajectories of turns for solving various terminal tasks of homing the UAV to the target, including the tasks of intercepting mobile land air and air targets.

Errors introduced by replacing real space turns, that are formed by approximated numerical methods, turns, for certain assumptions (great aerodynamic quality, small ballistic parameter, a short duration), in reality, flights have external and parametric perturbations and together with them are worked out by the system of stabilization. The cost of design method effectiveness law of programmed spatial management movement through the use of coordinated reversal is determined by a small additional fuel consumption by steering bodies and insignificant deterioration of quality transient processes in stabilized angular movements.

References

- [1] Afanasyev VA, Meshchanov AS, Khayrullin V.R. Model problem of intercepting an aircraft in a homogeneous atmosphere // Vestnik KSTU. A.N. Tupolev. -2010. - No. 2. - P.118-121.
- [2] G. Korn, T. Korn. A handbook on mathematics for scientists and engineers. - Moscow: Nauka, 1978. -832 p.

Easy programming for qualitative sciences

Geographical Database

Melnikova V.V

Affiliation: Gayev Ye.O.

Department of Aircraft Control Systems

Institute of Air Navigation

Kyiv, Ukraine

melnikova.vika9999@gmail.com

Abstract— *this scientific work answers the question if Programming that the students learn may be useful for them in their study, even in studies of qualitative disciplines such as Geography. The answer is positive. MATLAB environment makes the programming easy and facilitates learning of any discipline*

Keywords — *programming, MATLAB, qualitative sciences, user-friendly GUI.*

I. INTRODUCTION

Recent students are all fans of computers. However, up-to-day teachers rather seldom account for such their feature. As a rule, advances in Computer Science serve for students in information science and technical once [1]. Most of textbook authors bypass studying qualitative sciences in programming, but it is possible! As a rule, qualitative sciences explore various Data Base like SQL. They are a very complex computer programs created in high level languages as C++. In my study, we learnt how to create main Data Base elements in MATLAB [1]. I decided so to apply this knowledge to such qualitative science as Geography. Some main steps and results have been explained here.

II. PROGRAM DEVELOPMENT

Appearance of the program is very important for drawing attention and the interest of users. Computer Science invented doing GUI (graphical user interfaces) for this. MATLAB suggests a very easy way for making GUI by issuing a command “guide” [2]. Figure 1 displays how my program *GeographicalDatabase* looks out along with some its GUI-elements.

The program represent information about countries and capitals of Europe. In initial form, the program demonstrates colored political map of the Europe with two columns of *PressButtons* on the left side. The letter are such GUI-element that simulates reaction to pressing it and, what is important, a certain sequence of actions may be programmed as reaction to pressing.

Separate *PressButton* is labeled as “Help”. As a result of pressing it, the graphical windows 1 appears. It contains short description of this program and how to work with it. This is

realized by programming corresponded function *HelpButton_Callback* within the program *GeographicalDatabase.m* text. Calling on this function loads the following internal MATLAB-command *helpdlg* in the following format [3]

```
function HelpButton_Callback(hObject, eventdata, handles)
help=helpdlg('This is The Geographical Database!';
'You can click on the everyone capital in the list "The capitals" and
than you will see interesting information and facts about this
capital.');
```

Similar functionality and format have *PressButtons* in the left columns that variously colored and labeled as “Amsterdam”, “Berlin”, etc. till “Tallin”. Pressing them causes appearance of information windows like 3 that contain three most famous facts about the corresponded city (Berlin in the Fig. 1).

Right columns of *PressButtons* call on the commands like *image(imread('Amster1.jpg'))*

that display pictures stored in jpg-files. By pressing the button Pic.1,№1, the help command will be called. To facilitate exchange of information between functions within the program *GeographicalDatabase*, reference to *global* zones of computer memory is used.

III. CONCLUSION

As the result, we created a nice MATLAB program that deals with geographical database. Of course, it is much simpler than those that can be found in Internet. It is, however, made by single student in a short time. Such type of programming we call “Easy Programming”. This way of programming can be very convenient for students. It may be applied to any qualitative science not only for Geography. I guess MATLAB is most suitable environment for creation of educational programs in the course of our study.

References

- [1] Гаєв Є.О., Азарсков В.М. Сучасне програмування, Част. 1 (2014), Част. 2 (2017). (<https://www.mathworks.com/support/books/modern-programming-gayev.html>).
- [2] <https://www.mathworks.com/videos/creating-a-gui-with-guide-68979.html>
- [3] https://www.tutorialspoint.com/matlab/matlab_commands.htm



Fig. 1. How the author's program *GeographicalDatabase* appears on the computer screen; Help-window 1, information window 3 and windows 2 with photo appear after pressing corresponded buttons as explained in text.

