

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Грищенко Юрій Віталійович

УДК 331.101.1:629.735.051(043.5)

ДИСЕРТАЦІЯ

**Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління
повітряним судном**

05.22.20 – Експлуатація та ремонт засобів транспорту

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

Ю.В. Грищенко

Науковий консультант – Павлова Світлана Вадимівна, доктор технічних наук, старший науковий співробітник, доцент, завідувач кафедри авіоніки

Київ – 2021

АНОТАЦІЯ

Грищенко Ю.В. Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном. Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису. Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.22.20 – експлуатація та ремонт засобів транспорту.

Національний Авіаційний Університет, м. Київ, 2021 рік.

Дисертація присвячена розвитку методів оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном, вивченню впливу експлуатаційних факторів на показники роботи засобів транспорту. Розглядаються питання виявлення міри психофізіологічної напруженості людини-оператора від входу в глісаду до приземлення і при відході на другий круг. Розглядається актуальне питання застосування принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина неklasичними методами. У більшості особливих випадків польоту рухові дії пілотів інваріантні машинним виходам. Показана можливість визначення протидії пілота негативним факторним накладкам за параметрами польоту сучасних літаків.

Для оцінки характеристик явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна (ЗАППС) застосовуються методи аналізу кореляційних і автокореляційних функцій і їх спектрів, законів розподілу і трендових алгоритмів параметрів польоту. Розроблені алгоритми виділення детермінованої складової з випадкового процесу зміни параметрів польоту.

По кореляційних функціях розглянуті траєкторії польоту в ідеальних і екстремальних умовах. В результаті проведеного аналізу показано, що затримка входу в глісаду літака більш небезпечна для якості виконання заходу літака на посадку, ніж випередження. Функція кореляції запізнювання на випередження падає швидше. З вище сказаного витікає, що можливе управління траєкторією руху літака на глісаді по функції кореляції без дії факторних накладок і на глісаді з періодичною факторною накладкою.

Функція кореляції глісади дозволяє визначати стаціонарні випадкові функції траєкторії польоту, отже, виявляти і ЗАППС.

Представлена геометрична інтерпретація вірогідності відхилення від заданої точки при вході в глісаду. Встановлено, що відхилення літака від заданої точки входу в глісаду в тривимірному просторі в загальному випадку описується трьохосовим еліпсоїдом, а в окремих випадках еліпсоїдом обертання і сферою. Отримані результати можуть бути корисні при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації. По них можливе визначення вірогідності неточного входу в глісаду.

Встановлено, що площі кореляційних полів до збою, в час і після збою якісно змінюються, що свідчить про порушення ортогональності (швидкісної, пов'язаної і координатної системам повітряного судна). Розпізнавання складних збоїв авіоніки повітряних суден методом контурних кореляційних полів дозволяє створити аналізатори збоїв нового типу, що дозволяють пілотові розпізнати складну польотну ситуацію і прийняти правильне рішення щодо забезпечення безпеки польоту.

Методом аналізу автокореляційних функцій кута крену і їх спектрів підтверджені вищевикладені теоретичні висновки, що при заході на посадку на Б-737-500 по укороченій глісаді небажаний для непідготовлених екіпажів. Спостерігаються великі коефіцієнти ЗАППС по автокореляційних функціях і їх спектрах. Встановлено, що розподіл кута від кінця четвертого розвороту до посадки не суперечить нормальному закону розподілу, що говорить про хорошу якість техніки пілотування екіпажів Б-737-500.

Підготовка екіпажів на комплексних тренажерах літака (КТЛ) значно розширює підготовку екіпажів до особливих випадків польоту. Окрім відпрацювання конкретних дій є можливість моделювати поєднання одночасна дія відмов, яка призводить до ЗАППС. Встановлено, що при "польотах" на КТЛ Ан-148 без відмов і нескладними відмовами розподіл кута крену на глісаді не суперечить нормальному закону розподілу. Встановлено,

що при "польотах" на КТЛ Ан-148 без відмов і нескладними відмовами розподіл кута крену на глісаді не суперечить нормальному закону розподілу.

Розподіл кута тангажа в реальному польоті Ан-148 від кінця другого розвороту до посадки не суперечить нормальному закону розподілу.

Відмови і збої авіоніки призводять до підвищеної психофізіологічної напруженості людини оператора, тому необхідно знати вірогідність безвідмовної роботи авіаційної техніки. На прикладі розрахунку навігаційної системи безпілотного літального апарату показані імовірнісні розбіжності у визначенні показників надійності різними методами.

Представлені методичні вказівки і рекомендації оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном. Розроблена програма оцінки напруженості авіафахівців, які безпосередньо не пов'язані з пілотуванням літального апарату.

Розроблені системи:

- контролю якості техніки пілотування при одночасних відмовах у "польоті" на КТЛ;
- попередження різких рухів пілотів при відході на другий круг на основі трендових алгоритмів;
- сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака. Використовується метод найменших квадратів для розрахунку площ кореляційних полів;
- сповіщення і алгоритм дій у разі збоїв в системах сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки і приладової швидкості літака.

Розроблені методи необхідні для поліпшення характеристик ергатичних систем управління повітряним судном в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду та призначені для впровадження в виробничий процес авіакомпаній.

Ключові слова: амплітуда параметрів, глісада, детерміновані коливання, кореляційні функції, випадковий процес, спектр, траєкторія польоту, людський фактор.

Список публікацій здобувача

Колективна монографія з досліджень

1. [128] Hryshchenko Yurii. Methods for Assessing of the Glissade Entrance Quality by the Crew / Victor Romanenko, Daria Pipa // Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries. IGI Global science reference, USA, 2019, pp. 372-403.

Статті у наукових фахових виданнях

2. [32] Грищенко Ю.В. Организация снятия явления усиления динамического стереотипа на комплексном тренажере самолёта в учебно-тренировочном центре / Ю.В. Грищенко, Н.Ф. Дмитриченко, А.Г. Ревук // Проблемы эксплуатации и надежности авиационной техники: Сб. науч. Тр.– К.: КМУГА, 1998. – С. 15-17.

3. [20] Грищенко Ю.В. Автокорреляционные функции в определении признаков явления усиления динамического стереотипа пилота // Наукові праці академії: випуск V, частина 1/3а ред. Р. М. Макарова – Кіровоград: Видавництво ДЛАУ, 2000. – С. 226-231.

4. [28] Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. – С. 81-85.

5. [27] Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. – С. 31-34.

6. [21] Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник

научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

7. [35] Грищенко Ю.В. Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. – С. 39-44.

8. [37] Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв'язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевець // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып.146. – С. 81-89.

9. [34] Грищенко Ю.В. Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. – С 59-64.

10. [46] Грищенко Ю.В. Аналітика існуючих показників та критеріїв технічної експлуатації на етапі узагальнення / Ю.В. Грищенко, С.О. Янкова // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2006. – №3(9). – С. 81-87.

11. [86] Скрипець А.В. Особенности процесса эксплуатации воздушных судов авиатехниками среднего звена и его информационное обоснование с позиции авиационной инженерной психологии и эргономики / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, А.А. Пилипенко // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2006. – Вып.150. – С. 81-87.

12. [76] Ситнянських Л.М., Грищенко Ю.В. Менеджмент комерційної діяльності авіакомпаній та державна політика України / Л.М. Ситнянських, Ю.В. Грищенко // Проблеми системного підходу в економіці. Збірник наукових праць, К.: НАУ, 2006. – Вип.19. – С. 179-187.

13. [31] Грищенко Ю.В. Исследование подходов определения причин ошибок летного состава в авиапроисшествиях / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 4(10), 2006. – С. 135-140.

14. [16] Грищенко Ю. В. Прибор моделирования ошибок операторов на основе антипульта клавиатуры компьютера / Ю.В. Грищенко, А.П. Слободян, Е.В. Кожохина // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1(11), 2007. – С. 189-194.

15. [15] Грищенко Ю.В. Исследование вопросов развития учений Сеченова об усиленных рефлексах и учения Павлова о динамическом стереотипе с середины XIX до начала XXI века // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2007. – Вып. 154. – С 41-52.

16. [30] Грищенко Ю.В. Розробка перспективних програм та методик підготовки пілотів на комплексному тренажері літака з використанням процесного підходу / Ю.В. Грищенко, О.І. Варченко, В.Д. Гуленко // Науковий журнал. К.: Вісник НАУ, № 3-4 (33), 2007. – С. 90-95.

17. [91] Хохлов Е.М. Процессная концепция производства полётов и её фундаментальное значение для развития авиации СНГ / Е.М. Хохлов, Аль-Аммори Али, Ю.В. Грищенко, Е.П. Шкурко // ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полётов. Науч.-техн. журн. – Москва: ВИНТИ. – 2008. – № 1. – С. 16-26.

18. [18] Грищенко Ю.В. Інтегральне оцінювання повітряного корабля з урахуванням авіоніки пріоритетними технологіями розгортання / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан, В.М. Хімін // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1, 2008. – С. 98-109.

19. [41] Грищенко Ю.В. Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами / Ю.В. Грищенко, А.В. Соломнцев // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып.156. – С. 71-76.

20. [94] Хохлов Е.М. Безопасность полетов и человеческий фактор: процессная концепция безопасности полета и цикловая статистика / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, Е.Г. Кондрашов // Кибернетика и вычислительная

техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып.158. – С. 42-48.

21. [22] Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21). – С. 69-73.

22. [97] Шмелёв Ю.Н. Границы дихотомического анализа при исследовании предпосылок авиационных происшествий в период летной подготовки курсантов и методы применения обобщённых оценок / Ю.Н. Шмелёв, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №4(22). – С. 28-35.

23. [54] Гуленко В.Д. Моделирование и оценка визуальной потери направления угла крена летными экипажами по модульным распределениям параметров полета / В.Д. Гуленко, Ю.В. Грищенко, В.М. Грибов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2010. – Вып.160. – С. 43-56.

24. [77] Скрипец А.В. Антистрессовая подготовка пилотов и авиадиспетчеров / А.В. Скрипец, Ю.В. Грищенко, А.Е. Волков, Д.А. Волошенюк, Е.М. Хохлов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2011. – Вып.163. – С. 54-64.

25. [114] Hryshchenko Y.V. Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century // Proceedings of the National Aviation University, 2014, no. 1, pp. 53–58.

26. [99] Gribov V.M. To the question of dependability calculation failures based on the exponential model of distribution of failures / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, O.V. Kozhokhina // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2015. – №1(43), pp. 59-66.

27. [125] Hryshchenko Y.V. Autocorrelation functions and their application for assessing / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // Proceedings of the National Aviation University. 2015. №2 (63). pp. 27-33.

28. [39] Грищенко Ю.В. Анализ возможности управления траекторией движения самолета по корреляционной функции / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2015. – Вып.181. – С. 35-46.

29. [93] Хохлов Е.М. Способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета в особых условиях / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, О.Н. Володько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2016. – Вып.183. – С. 39-51.

30. [102] Gribov V.M. Exponential model deviations in reliability prediction of durable recoverable systems / V.M. Gribov, O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2016. № 2(48), pp. 128-135.

31. [124] Hryshchenko Y.V. Methods of training of modern aircraft flight crews for inflight abnormal circumstances / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, V.D. Tronko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2017. – №1, pp. 66-72.

32. [109] Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

33. [101] Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov V.M., Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2018 (74). – №1, pp. 75-83.

34. [111] Hryshchenko Y.V. Suggestions to the methods for assessing the quality of the glide path entrance / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2018. № 3(57), pp. 41-48.

35. [120] Hryshchenko Y.V. The problem of uncoordinated aircraft turn on small flight speed / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. № 1(59), pp. 50-57.

36. [122] Hryshchenko Y.V. Piloting quality assessment systems / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. – № 3(61), pp. 55-60.

37. [48] Грищенко Ю.В. Алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака / Ю.В. Грищенко, М.Ю. Заліський, С.В. Павлова, О.В. Соломенцев // Збірник наукових праць Державного університету інфраструктури та технологій. – К.: ДУІТ, 2020. – Вип. 1(29). С. 97-108. doi.org/10.33298/2226-8553/2020.1.29.11.

38. [49] Грищенко Ю.В. Оцінка якості техніки пілотування екіпажу в авіакомпанії / Ю.В. Грищенко // Журнал «Наукоємні технології». – К.: НАУ, 2020. – Вип. 2(46). С. 245-263. DOI: 10.18372/2310-5461.46.14812

39. [127] Hryshchenko Y.V. Assesment of the flight quality in vertical plane / Y.V. Hryshchenko, S.V. Pavlova, D.M. Pipa, I.V. Kravets // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2020. № 2(64), pp. 87-92.

Опубліковані праці в збірниках матеріалів і праць міжнародних конференцій, які входять до наукометричної бази Scopus

40. [112] Hryshchenko Y.V. Mathematical Description Amplification Phenomenon of Integral-Differential Motive Dynamic Stereotype. Methods and Systems of Navigation and Motion Control / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // IEEE 3rd International Conference (October 14-17, 2014) – Kyiv, Ukraine, 2014, pp. 71-74.

41. [113] Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th

International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine, 2016, pp. 126-129.

42. [119] Hryshchenko Y.V. Quality of Flight During Approach Improvement Suggestions / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko // IEEE 4th International Conference (October 17-19, 2017) – Kyiv, Ukraine, 2017, pp. 69-72.

43. [118] Hryshchenko Y.V. Evaluation of quality and accuracy of flight path during approach and landing / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // IEEE 5th International Conference (October 16-18, 2018) – Kyiv, Ukraine, 2018, pp. 191-194.

44. [121] Hryshchenko Y.V. Dependability of avionics unmanned aerial vehicles / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, I.V. Kravets // IEEE 5th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments” (October 22-24, 2019) – Kyiv, Ukraine, 2019, pp. 27-30.

45. [129] Hryshchenko Yurii. Quality Assessment of Aircraft Glide Path Entrance // Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Maksym Zaliskyi / Proceedings of the 9th International Conference "Information Control Systems & Technologies", Session 3: Modeling and software engineering, (September 24–26, 2020) – Odessa, Ukraine, 2020, 649-660. 2020-10-16: (CEUR-WS.org, ISSN 1613-0073).

46. [130] Hryshchenko Y. Y. Estimation of the Quality of Glide Path Entrance by the Spectra of the Roll Angle Autocorrelation Functions // Y. Hryshchenko, V. Romanenko, O. Chuzha, E. Nych / IEEE 6th International Conference. October 20-23, Kyiv, Ukraine, 2020. P. 150-153. DOI: 10.1109/MSNMC50359.2020.9255566

Тези доповідей

47. [81] Скрипець А.В. Інформаційно-факторні моделі процесу навчання авіаційних технічних спеціалістів середньої ланки та шляхи їх реалізації в авіа коледжах України / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.О. Пилипенко // К.: НАУ, V Міжнародна конференція “Авіоніка”, 2004. – С. 37-38.

48. [36] Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв’язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевець // К.: НАУ, V Міжнародна конференція “Авіоніка, 2004. – С. 38-39.

49. [25] Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.

50. [38] Грищенко Ю.В. Перспективи оцінки систем авіоніки літака пріоритетними технологіями / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан // Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2007”. Підсекція 22.3 – Авіоніка, К.: НАУ, 2007. – С. 22.147-22.149.

51. [106] Hohlov E.M. The analytics of flights as the processes of the interaction between a human and a machine from the point of view of new discoveries / E.M. Hohlov, Y.V. Grishchenko // The third world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 22-24, 2008. – pp. 33.22-33.25.

52. [24] Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // IX Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2009”. Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2009. – С.12.5-12.9.

53. [42] Грищенко Ю.В., Факторна модель польоту // II Міжнародна наукова конференція “Людський фактор у транспортних системах”. Секція 2 – Професійний психофізіологічний відбір операторів». – 2-3 червня 2010 року, м. Київ, 2010. – С 5.

54. [104] Grishchenko Y.V. The ways for indeterminism overcoming in the analysis of flight crew errors. / Y.V. Grishchenko, V.D. Gulenko, E.M. Hohlov // The fourth world congress “Aviation Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century”, “Safety in aviation and space technology”, September 21-23, 2010. – pp. 33.22-33.25.

55. [23] Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // X Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2011”. Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5-9.8.

56. [17] Грищенко Ю. В. Проблема втрати просторового орієнтування у пілотів при різкій зміні курсу літака / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Науково-методична конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ». Секція 5 – Стан та перспективи розвитку авіоніки. К. – НАУ, 21-23 листопада, 2011. – С. 93.

57. [115] Hryshchenko Y.V. Flight safety and human factor: new approach to prevention of aviation incidents / Y.V. Hryshchenko, E.M. Hohlov, V.M. Himin, Y.Y. Hryshchenko // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.9-3.3.12.

58. [105] Gulenko V.D. Problems of pilots losing their spatial orientation because of air traffic controller commands / V.D. Gulenko, Y.V. Hryshchenko, V.O. Rogozhin // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.13-3.3.16.

59. [133] Kozhokhina O.V. Methods of air traffic controllers anti-stress training / O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.20-3.3.22.

60. [44] Грищенко Ю.В. Ергономічні вимоги до бортових систем прогнозування безпеки літаків цивільної авіації / Ю.В. Грищенко, Є.М. Хохлов, Д.В. Потапов, І.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 28-30 листопада, 2012. – С. 103.

61. [110] Hryshchenko Y. The problem of negative influence of the phenomenon of strengthened dynamic stereotype on aviation specialists of aircraft

A-320 / Y. Hryshchenko, T. Kravtsova // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С. 123.

62. [117] Hryshchenko Y.V. Analytical studies of complex technology interruptions of avionics / Y.V. Hryshchenko, T.M. Kravtsova, E.M. Hohlov, A.S. Shvydchenko // XI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа-2013”. Секція 13 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2013. – С. 13.17-13-20.

63. [26] Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”. – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.

64. [78] Скрипец А.В. Оценка надежности воздушного судна с учетом информационных факторов и контуров обратной связи / А.В. Скрипец, Ю.В. Грищенко, В.Д. Тронько, Е.В. Кожохина // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”, 16-17 октября, 2013. – К.: НАУ 2013. – С. 158-162.

65. [133] Skrypets A. Assessment of aircraft with regard of information factors and feedback loops / A. Skrypets, V. Tronko, Y. Hryshchenko, O. Kozhokhina // The sixth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 23-25, 2014. – pp. 3.4.4-3.4.8.

66. [43] Грищенко Ю.В. Применение бортовых систем прогнозирования безопасности полетов в гражданской авиации и их перспективы / Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов, Д.В. Потапов, И.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С. 122.

67. [19] Грищенко Ю. В., Скрипец А.В., Тронько В.Д. Применение автокорреляционных функций для определения качества эргатической системы при летной эксплуатации // Науково-технічна конференція

«Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 17-19 листопада, 2014. – С. 119.

68. [40] Грищенко Ю.В. Функция автокорреляции траектории глиссады посадки с учетом ошибочных действий пилота / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2015». Секція 10 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2015. – С. 10.5-10.8.

69. [137] Volodko O.M. Modern concepts of improvement and optimization of onboard equipment / O.M. Volodko, Y.V. Hryshchenko, Y.M. Khokhlov // The Twelfth International Conference of Science and Technology «AVIA-2015». Application area №10 – Condition and prospects of development of avionics, Kyiv, NAU, 2015. – pp. 10.33-10.36.

70. [100] Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // The seventh world congress «Aviation in the XXI century», «Safety in aviation and space technology», September 19-22, 2016. – pp. 3.4.11-3.4.15.

71. [53] Грібов В.М. Про можливість зменшення вірогідності неправдивих відмов блоків типу LRU на основі алгоритмічної надмірності / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 21-23 листопада, 2016. – С. 90.

72. [33] Грищенко Ю.В. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій / Ю.В. Грищенко, А.С. Ковальова // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2017». Секція 16 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2017. – С. 16.17-16.21.

73. [45] Грищенко Ю.В. Проблемы влияния сбоев в системах авионики на качество полёта / Ю.В. Грищенко, М.С. Якименко, А.І. Амеліна //

Всеукраїнська науково-практична конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 74.

74. [123] Hryshchenko Y.V. The problem of aircraft's deflection from the glide path entrance point / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, S.O. Tkachuk // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 79.

75. [126] Hryshchenko Y.V. Engineering-psychological problem of flight safety in case of failures in avionics / Y.V. Hryshchenko, E.O. Starchenko // The eighth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, October 10-12, 2018. – pp. 5.4.1-5.4.5.

76. [107] Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 21-23 листопада, 2018. – С. 66.

77. [108] Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight and training of pilots / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // XIV Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2019”. Секція 15 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 15.1-15.5.

78. [116] Hryshchenko Y.V. Ways to improve quality of pilot training in automation of factor load detection / Y.V. Hryshchenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Сучасні технології в системах авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 37.

79. [50] Грищенко Ю.В. Оценка качества входа в глиссаду воздушного судна / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, М.Ю. Залиский // Інформаційні управляючі системи і технології (ІУСТ – ОДЕСА-2020): матеріали ІХ Міжнародної науково-практичної конференції (24-26 верес. 2020 р., м. Одеса)

/ відп. ред. В. В. Вичужанін; Одес. нац. політех. ун-т. – Одеса: Екологія, 2020. – с. 248-250.

80. [131] Hryshchenko Y.V. Probabilistic boundaries of the aircraft entering into the glide path / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації, електроніки і управління рухом”, К.: НАУ, 2020. – С. 97.

81. [132] Hryshchenko Y. How Human Factor Influences Reliability and Safety of a Flight / Y. Hryshchenko, K. Titenko, O. Turak, // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв’язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 20-22 листопада, 2020. – с. 12.

Патенти

82. [95] Хохлов Е.М. Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційного оператора / Е.М. Хохлов, Г.А. Положевець, Ю.В. Грищенко, А.О. Ткаченко // Патент на корисну модель №39943. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.03. 2009. – 10 с.

83. [55] Гуленко В.Д. Спосіб моделювання втрати просторового орієнтування льотними екіпажами і визначення ризиків великих кренів / В.Д. Гуленко, Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко // Патент на корисну модель №49211. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.04. 2010. – 6 с.

84. [83] Скрипець А.В. Комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості повітряного судна та крутизни схилу гір на скануючому радіовисотомірі / А.В. Скрипець, А.Ю. Пономарьова, Т.М. Тимошенко, Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов // Патент на корисну модель №51343. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 12.07.2010. – 4 с.

85. [84] Скрипець А.В. Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки в процесі її експлуатації / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Є.М. Хохлов //

Патент на корисну модель № 59067. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України від 10.05.2011. – 6 с.

86. [85] Скрипець А.В. Спосіб визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко. О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк // Патент на корисну модель №62876. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.09.2011. – 6 с.

87. [47] Грищенко Ю.В. Спосіб визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті / Ю.В. Грищенко, К.В. Боковенко // Патент на корисну модель №108485. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.07.2016. – 3 с.

Свідоцтва

88. [11] Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №34766 "Комп'ютерна програма антистресової підготовки авіаційних операторів – "Антипульт" / О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 02.09.2010.

89. [12] Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №37765 Комп'ютерна програма "Визначення оптимальної індикації авіагоризонту пілотів ПС" / О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко, Д.В. Смолич // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 04.04.2011.

ABSTRACT

Grishchenko Yu.V. Methods for assessing the characteristics of aircraft ergatic control systems – as a manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.22.20 – operation and repair of vehicles.

National Aviation University, Kyiv, 2021.

The thesis is devoted to the development of methods for evaluating the characteristics of aircraft ergatic control systems. The issues of identifying the degree of psychophysiological tension of a human operator during the glide path entering, landing and go-around are considered.

The topical issue of applying the principle of invariance in the analysis of processes in human-machine systems by non-classical methods is considered. In most special cases of flight, the propulsion actions of the pilots are invariant to the machine outputs. The possibility of determining the pilot's counteraction to negative factor overlaps by the flight parameters of modern airplane is shown.

In order to assess the characteristics of the phenomenon of the amplitude increasing of an aircraft's flight parameters (AIAFP), methods of analysis of correlation, autocorrelation functions and their spectra, distribution laws and trend algorithms of flight parameters are used. Algorithms for extracting a deterministic component from a random process of changing flight parameters have been developed.

The flight trajectories are considered in ideal and extreme conditions by means of correlation and autocorrelation functions. As a result of the analysis, it was shown that the delay in entering the glide path by aircraft is more dangerous for the quality of the approach than the advance of entering. Delay correlation function is ahead of the curve falling faster. From the above, it follows that it is possible to control the trajectory of the aircraft on the glide path according to the correlation function without the action of factor overlays and on the glide path with a periodic factor overlay. The glide path correlation function allows to determine stationary random functions of the flight path, therefore, to identify the AIAFP.

A geometric interpretation of the probability of deviation from a given point while entering the glide path is presented. It was found that deviation of the aircraft from the glide path entry point in three-dimensional space is generally described by a three-axis ellipsoid, and in special cases by an ellipsoid of revolution and a sphere. The results we got can be useful in development of signaling systems for the deterioration of flight quality and in the analysis of flight information

decryptions. According to them, it is possible to determine the probability of inaccurate glide path entrance.

It was found that areas of the correlation fields before the failure, during and after the failure change qualitatively, which indicates a violation of the orthogonality (speed, associated and coordinate systems of the aircraft). Recognition of complex aircraft avionics failures by the method of contour correlation fields allows creating a new type of failure analyzers that allow pilot to recognize a difficult flight situation and make the right decision to ensure flight safety.

By analyzing the autocorrelation functions of the roll angle and their spectra, the above theoretical conclusions have been confirmed that when B-737-500 approaching along a shortened glide path, it is undesirable for untrained crews. Large coefficients of UAPPS are observed for autocorrelation functions and their spectra. It was found that the distribution of the angle from the end of the fourth turn to landing does not contradict the normal distribution law, which indicates the good quality of the B-737-500 crews piloting technique.

Crew training using integrated airplane simulators (IAS) significantly expands the training of crews for special cases of flight. In addition to practicing specific actions, it is possible to simulate a combination of simultaneous action of failures, which leads to UAPPS. It was found that during the "flights" on the An-148 IAS without failures and failures distribution of the roll angle on the glide path does not contradict the normal distribution law. In case of complex failures, it does not contradict the Weibull distribution; large amplitudes of the spectra of autocorrelation functions are also observed. There is also a large difference in the coefficients for trend algorithms. The deterministic component of the random process of the roll angle in a complex "flight" is revealed.

The distribution of the pitch angle in the real flight on the An-148 from the end of the second turn to landing does not contradict the normal distribution law.

Failures and failures of avionics complexes lead to increased psychophysiological human operator tension, therefore, it is necessary to know the

probability of failure-free operation of aviation equipment. By the example of calculating the navigation system of an unmanned aerial vehicle, the probabilistic discrepancies in determining the reliability indicators by different methods are shown.

Methodological guidelines and recommendations for evaluating the characteristics of ergatic aircraft control systems are presented. Has been developed a program to assess the tension of aviation specialists who are not directly related to piloting an aircraft.

Systems that have been developed:

- quality control of piloting techniques in case of simultaneous failures in the "flight" on the IAS;

- prevention of sudden movements of pilots during go-around based on trend algorithms;

- signaling about inaccurate information on the angles of attack, roll and indicated airspeed of the aircraft. The method of least squares is used to calculate the areas of the correlation fields;

- notifications and an algorithm of actions in case of failures in the alarm systems about inaccurate information on the angles of attack and indicated airspeed of the aircraft.

The developed methods are aimed at improving the characteristics of ergatic aircraft control systems in special cases of flight and the accuracy of entering the glide path.

Key words: amplitude of parameters, glide path, deterministic fluctuations, correlation functions, random process, spectrum, flight trajectory, human factor.

ЗМІСТ

ЗМІСТ.....	22
ВСТУП	28
РОЗДІЛ 1 СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ ПРОЦЕСІВ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ.....	37
1.1. Аналіз існуючих методів оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.....	37
1.1.1. Аналіз визначень ергатичної системи управління	38
1.2. Аналіз існуючих методів надійності систем авіоніки.....	42
1.3. Проблема оцінки характеристик людини-оператора в ергатичній системі управління	44
1.4. Методи антистресової підготовки авіаспеціалістів.....	46
1.5. Оцінка якості входу в глісаду по кореляційних функціях.....	54
1.6. Оцінка витримування швидкості, кутів атаки і крену у польоті по кореляційних полях.....	56
1.7. Принцип інваріантності в системах і процесах управління	59
1.8. Обґрунтування застосування принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина неklasичними методами	60
Висновки за першим розділом.....	67
РОЗДІЛ 2 ПРОБЛЕМА ЛЮДСЬКОГО ФАКТОРУ ПРИ ЗАХОДІ НА ПОСАДКУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН.....	71
2.1. Врахування явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного при підготовці пілотів до польотів в особливих випадках	73
2.2. Методи і алгоритми оцінки характеристик якості техніки пілотування в особливих випадках польоту	76
2.3. Моделі і програми врахування людського фактору і підготовки екіпажів до польотів в складних умовах.....	86
2.3.1. Моделювання особливих випадків у польоті на комплексному тренажері літака	87
2.3.2. Дослідження підходів визначення причин помилок льотного складу в авіаподіях.....	93
2.4. Моделювання і оцінка візуальної втрати на пряму кута крену льотними екіпажами	102

	23
2.5. Проблема інваріантності в ергатичних системах	113
2.5.1. Дослідження якісних меж в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту.....	113
2.5.2. Принцип інваріантності виходів машини і людини-оператора в процесі управління	121
2.5.3. Обґрунтування вживання принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина неklasичними методами	124
2.6. Проблема розробки систем оцінки характеристик ергатичної системи управління повітряним судном.....	127
Висновки за другим розділом	131
РОЗДІЛ 3 МЕТОДИ ОЦІНКИ ЯКОСТІ ВХОДУ В ГЛІСАДУ ЕКІПАЖЕМ ЛІТАКА	140
3.1. Кореляційні функції і їх застосування для оцінки якості заходу на посадку	141
3.2. Аналіз можливості управління траєкторією руху літака по кореляційній функції	147
3.3. Аналіз типових глісад посадки для сучасної авіації	154
3.4. Метод оцінки точності входу в глісаду по кореляційній функції.....	157
3.5. Метод визначення меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда	168
3.6. Пропозиції по розробці методу аналізу кореляційних полів	172
Висновки за третім розділом.....	186
РОЗДІЛ 4 ОЦІНКА ЯКОСТІ ТЕХНІКИ ПІЛОТУВАННЯ З УРАХУВАННЯМ ПСИХОФІЗІОЛОГІЧНОЇ НАПРУЖЕНОСТІ ПІЛОТІВ	192
4.1. Оцінка якості посадок літака Б-737-500 в авіакомпаніях	192
4.1.1. Аналіз автокореляційних функцій кута крену	192
4.1.2. Спектральний аналіз автокореляційних функцій кута крену.....	206
4.1.3. Аналіз законів розподілу	212
4.2. Аналіз впливу відмов техніки на якість техніки пілотування на комплексному тренажері літака Ан-148	213
4.3. Аналіз якості техніки пілотування на літаку Ан-148	231
4.4. Взаємозв'язок між збоями (відмовами) систем авіоніки і погіршенням якості польоту.....	232

4.4.1. Методи і моделі визначення показників надійності технічних систем	232
4.4.2. Пропозиції по внесенню змін до визначення призначеного ресурсу, терміну служби і вірогідності безвідмовної роботи.....	233
Висновки за четвертим розділом.....	241
РОЗДІЛ 5 ПІДГОТОВКА АВІАЦІЙНОГО ПЕРСОНАЛУ.....	246
5.1. Розробка перспективних програм (алгоритмів) та методик (методичних вказівок) підготовки пілотів на комплексному тренажері літака	246
5.1.1. Оцінка якості техніки пілотування до і після входу в глісаду	246
5.1.2. Теоретичні аспекти антистресової підготовки.....	251
5.1.3. Методичні рекомендації антистресової підготовки екіпажу.....	256
5.2. Підготовка авіаперсоналу за допомогою комплексу моделювання помилок операторів на основі "антипультів" клавіатури комп'ютера.....	260
5.2.1. Використання "антипультів" для антистресової підготовки та оцінки працездатності пілотів і авіадиспетчерів при комплексних відмовах авіоніки в процесі її експлуатації	261
5.3. Межі дихотомічного аналізу при дослідженні передумов авіаційних подій в період льотної підготовки курсантів і шляхи застосування узагальнених помилок	272
5.4. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій	277
Висновки за п'ятим розділом	286
РОЗДІЛ 6 СИСТЕМИ ВИЯВЛЕННЯ ЗБОЇВ АВІОНІКИ І АЛГОРИТМИ ДІЙ ЕКІПАЖА	292
6.1. Системи контролю якості техніки пілотування на КТЛ.....	292
6.2. Пропозиції щодо підвищення якості польоту при посадці і відході на другий круг	295
6.2.1. Система попередження різких рухів штурвалом при виході на друге коло.....	295
6.3. Система сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака.....	299
6.4. Встановлення додаткової льотної системи сповіщення у разі відмови датчиків кута атаки або швидкості.....	311
6.5. Автоматизоване робоче місце інструктора	313

	25
Висновки за шостим розділом	314
ВИСНОВКИ.....	318
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	321
ДОДАТОК А АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ	343

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

- БпЛА – безпілотний літальний апарат;
- ВКК великі кути крену; БУК
- ВНФ – вплив негативних факторів;
- ВПО – втрата просторового орієнтування; ППО
- ВФБ – відносно факторно-безпечні польоти;
- ДАХ дистантний антистресовий хронограф;
- ГФН – гранично-факторно-невизначені польоти;
- ДП – достовірні події по СОК;
- ЗАПППС – збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна;
- ІДДС – інтегро-диференційований динамічний стереотип;
- КЛЕ – керівництво по льотній експлуатації; РЛЭ
- КТЛ – комплексний тренажер літака;
- КУБП – керівництво з управління безпекою польотів;
- ЛО – людина-оператор;
- ЛФ – людський фактор;
- МДПП – модель дії і протидії у польоті;
- ПБ показники безпеки;
- ПРС – посилені рефлекси Сеченова; УРС
- ПС – повітряне судно;
- ПС – повітряне судно; ВС
- СОК – системи об'єктивного контролю;
- СОМС – система – оператор-машина-середовище;
- СУ – система управління;

ФБ – факторно-безпечні польоти;

ФН – факторні накладки;

ЯТП – якість техніки пілотування; КТП

ІСАО – International Civil Aviation Organization – Міжнародна організація цивільної авіації;

МТТФ – середнє напрацювання до відмови.

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження.

Для забезпечення безпеки та регулярності польотів повітряних суден в цивільній та військовій авіації необхідна ефективність функціонування ергатичних і інтелектуальних систем, вивчення впливу експлуатаційних факторів на показники роботи засобів транспорту

Сучасні повітряні судна мають високу надійність авіоніки і інших систем. Авіаційні події носять малоймовірнісний характер, але близько 80% їх приходить на людський фактор. Вирішенням цієї проблеми займається велика кількість авіафахівців, проте досі ця тенденція не змінюється.

В теперішній час в ІСАО розроблена безліч моделей помилок. Вони є основними при розгляді проблем людського фактору. Ці моделі однакові для аналізу польотів в нормальних умовах і в особливих ситуаціях. Так, наприклад, в циркулярі ІСАО 238-AN/143 "Людський фактор. Збірник матеріалів №6. Ергономіка" відзначається в главі 1, що контроль за помилками людини-оператора є складовою частиною ергономічних досліджень. Аналогічна інформація міститься і в інших циркулярах керівництва по людському фактору ІСАО.

Система підготовки екіпажів до дій в особливих випадках польоту ґрунтується на відпрацюванні дій в таких ситуаціях. Це необхідно, але недостатньо. Після чергової авіаподії через неадекватні дії екіпажу відбувається відпрацювання цього випадку на комплексному тренажері літака. Але це називається "Бити по хвостах", оскільки поєднання усіх ситуацій у польоті передбачити неможливо. Екіпажі необхідно навчити вмінню не погіршувати якість техніки пілотування при виникненні підвищеної психофізіологічної напруженості. Тому необхідними є методи оцінки характеристик ергатичних систем керування повітряним судном, системи сповіщення погіршення внаслідок збоїв в системах авіоніки якості техніки пілотування і алгоритми дій в таких ситуаціях.

Близько 50% авіаційних подій пов'язаних з людським фактором припадають на приземлення і захід на посадку. Більшість дослідників зосередили свою увагу на глісаді посадки і приземленні. Проте, від якості входу в глісаду залежить якість вищезгаданих етапів польоту.

Тому дуже важливими є теоретичні дослідження траєкторій польоту при вході в глісаду під час простих і складних умов польоту. Теоретичні дослідження траєкторії польоту і точності входу в глісаду необхідно підтвердити після аналізу статистичних даних української авіакомпанії.

На авіаційні події внаслідок людського фактору на ешелоні припадає близько 10%. Але, слід зазначити, що було не менше трьох авіакатастроф при збоях в системах показчиків кута атаки або швидкості. При цьому інші системи працювали справно. Звідси виникає необхідність в розробці системи попередження і рекомендацій дій при збоях в системах відображення значень цих параметрів.

На психофізіологічну напруженість людини-оператора впливають відмови та збої в системах авіоніки. Тому необхідно прогнозувати ймовірність відмов залежно від виробленого ресурсу і терміну служби. У більшості випадків після перезавантаження у польоті окремих систем вони знову працюють справно, проте часте повторення таких операцій може викликати підвищену напруженість або стрес. Така авіакатастрофа мала місце. При різних моделях відмов ймовірності безвідмовності систем відрізнятимуться. Таким чином, потрібними є пропозиції щодо вирішення цього питання. Все це визначає актуальність обраної теми дисертаційних досліджень та нагальну необхідність розробки методів оцінки характеристик ергатичних систем керування повітряним судном.

Питання у сфері інженерної психології, ергономіки та людського чинника досліджені в роботах З. Гератеволя, Р.Л. Хельмрайха, Б.Ф. Ломова, В.Г. Денісова, В.В. Павлова, С.О. Дмитрієва, та інших. У сфері управління траєкторією польоту та статистичної обробки даних в роботах Н. Вінера,

В.Д. Тронько, О.В. Соломенцева, В.М. Казака, І.Г. Прокопенко, В.П. Стрельнікова, О.В. Федухіна, та інших.

У дисертаційній роботі доцільно вивести чисельні значення міри впливу своєчасності входу в глісаду літака на якість посадки при випередженні і запізнюванні. Представити методи визначення поліпараметричних меж входу в глісаду по кореляційних функціях для попередження явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна при впливі негативних факторів. Розробити метод оцінки і прогнозування точності входу в точку глісади, що дозволить підвищити якість польоту на цьому етапі польоту. Визначити недоліки в роботі людини-оператора по автокореляційних функціях параметрів польоту та їх спектрах без впливу негативних факторів і з ними. Представити систему визначення якості польоту по контурах кореляційних полів при порівнянні кута атаки, швидкості та кута крену. При порівнянні кута атаки та швидкості через систему сповіщення визначати небезпечний режим польоту при відмові одного з датчиків. Розробити комплекс методологічних рекомендацій застосування вищевикладених методів в авіакомпанії та в центрах підготовки екіпажів повітряних суден на комплексних тренажерах літака.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Дисертаційна робота безпосередньо пов'язана з науковими дослідженнями, які проводяться на кафедрі авіоніки Факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій Національного авіаційного університету та спрямовуються на підвищення ефективності функціонування систем експлуатації наземних засобів аеронавігації. Тема роботи пов'язана з згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту".

Основні наукові результати отримано в рамках наступних науково-дослідних робіт:

1. Науково-дослідної роботи № 1/22.01.05 Розробка та впровадження навчально-методичних комплексів дисциплін кафедри

авіоніки згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту" (2014-2016 рр.).

2. Науково-дослідної роботи № 98/22.01.05 "Дослідження та вдосконалення науково-педагогічних засад і науково-методичного забезпечення освітньої, наукової та інноваційної діяльності кафедри з підготовки фахівців з авіоніки бакалаврського та магістерського рівня згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту" (2014-2016 рр.).

Відповідно до вищезгаданих вимог частина результатів досліджень впроваджені в навчальний процес [90, 103, 104, 109].

Мета і завдання дослідження

Мета роботи полягає в поліпшенні характеристик ергатичних систем управління повітряним судном в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду.

Поставлена мета досягається розв'язанням наступних завдань:

1. Розробка оцінок характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.

2. Розробка методів для оцінки якості польоту при вході в глісаду і його впливу на якість техніки пілотування на глісаді, які можна застосувати й на інших ділянках польоту

3. Розробка методів антистресової підготовки на ділянці польоту після третього до четвертого розвороту, результати яких розраховані на усунення явища збільшення параметрів польоту літака на усіх ділянках польоту.

4. Розробка методів управління якістю входу в глісаду по кореляційних функціях.

5. Обґрунтування принципу інваріантності в ергатичних системах і процесах управління повітряним судном.

6. Аналіз методів розрахунку надійності систем авіоніки для визначення кількості тренувань екіпажів.

Об'єктом дослідження є процеси керування повітряним судном при польотах різної складності в ергатичній системі пілот-повітряне судно.

Предметом дослідження є методи оцінки характеристик керування повітряним судном при польотах різної складності в ергатичній системі пілот-повітряне судно.

Методи дослідження – аналіз кореляційних функцій, кореляційних полів, випадкових і детермінованих процесів, законів розподілу випадкових величин, поліпараметричних трендів випадкових процесів, фізичного і математичного моделювання.

Наукова новизна одержаних результатів

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:

1. Одержала подальший розвиток факторна модель навчання пілотів, яка на відміну від існуючих комплексно враховує неадекватні посилені рефлексії, що виникають під впливом негативних факторів у польоті. Ця модель дозволяє підвищити якість підготовки екіпажів до особливих випадків польоту.

2. Вперше розроблено метод виявлення недоліків в роботі людини-оператора при вході літального апарата в глісаду за кореляційними функціями, що дозволяє підвищити якість навчання пілотів, що покращить якість функціонування ергатичних систем управління засобами авіаційного транспорту.

3. Вперше розроблено метод оцінки точності входу в глісаду за автокореляційною функцією при різній складності польоту, який дозволяє чисельно визначити ступень впливу своєчасності входу в глісаду літака на якість техніки пілотування на глісаді

4. Вперше розроблено метод визначення ймовірнісних меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда, що дозволяє запобігти явищу збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна при виникненні негативних факторних накладок.

5. Вперше розроблено метод аналізу спектрів автокореляційних функцій для оцінки характеристик ергатичної системи керування повітряним

судном, що дозволяє оцінити психофізіологічну напруженість пілота, яка впливає на якість техніки пілотування.

6. Вперше виконано синтез двох алгоритмів виявлення факту підвищеної психофізіологічної напруженості пілота у випадку складних відмов за рахунок виділення детермінованої складової із випадкового процесу зміни параметра польоту для оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.

7. Одержав подальший розвиток метод визначення якості польоту за площами контурів кореляційних полів кута атаки і швидкості, що дозволяє через систему сповіщення визначити небезпечний режим польоту.

Практичне значення отриманих результатів

Розроблені методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном можуть бути базисом: для проведення комплексу науково-дослідних робіт з метою удосконалення методів, методик для використання в експлуатаційних підрозділах цивільної авіації та в центрах підготовки на комплексних тренажерах літака; для впровадження в навчальний процес під час підготовки авіаційних фахівців.

Розроблені методи лягли в основу розробки систем об'єктивного контролю якості техніки пілотування та навчання льотного складу оперативному і правильному реагуванню на небезпечні режими польоту та особливі випадки польоту, а саме:

- контролю якості техніки пілотування при одночасних відмовах у "польоті" на комплексному тренажері літака;
- попередження різких рухів пілотів при відходу на друге коло на основі трендових алгоритмів;
- сигналізації про недостовірну інформацію по кутам атаки, крену і приладовій швидкості літака, використовуючи метод визначення площ кореляційних полів;

– оповіщення і алгоритму дій у випадку відмов у системах авіоніки впровадженням сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки та приладової швидкості літака.

Методи аналізу спектрів автокореляційних функцій для оцінки характеристик ергатичної системи керування повітряним судном можуть бути базисом для застосування в авіакомпаніях.

На основі факторної моделі навчання пілотів і концепції створення сприятливих умов для своєчасного реагування на вірогідність виникнення особливих випадків у польоті розроблені способи антистресової підготовки при роботі з пристроями введення інформації, визначення тенденції втрати просторового орієнтування, ризиків великого крену і вертикальної

Перераховані методи лягли в основу розроблених в дисертації методичних рекомендацій для інструкторського льотного складу в авіакомпаніях і тренажерних центрах підготовки.

Результати досліджень упроваджені в виробничому процесі авіакомпанії "Браво" та навчальному процесі Національного авіаційного університету, що підтверджено відповідними 3 актами впровадження, 6 патентами, 2 свідоцтвами про реєстрацію авторського права на твір

Особистий внесок претендента. Основні положення і результати роботи представлені в 89 наукових роботах [11-12, 15-28, 30-50, 53-55, 76-78, 81, 83-86, 91, 93-95, 97, 99-102, 104-133, 136, 138]. Роботи [15, 20-28, 42, 49, 113-114] виконані самостійно.

З робіт, що опубліковані у співавторстві, використовуються результати, отримані особисто здобувачем: [30-31] – факторна модель польоту з урахуванням природи ПРС; [12, 54-55, 85] – вимір ризиків великих кутів крену по модульних розподілах; [47] – вимір ризиків незапланованих ЗАППС по трендових алгоритмах; [95] – виявлення перших ознак і результату ЗАППС; [83] – своєчасне попередження виникнення ЗАППС при зближенні із земною поверхнею; [34-35, 41] – принцип інваріантності виходів машини і людини; [32, 115] – організація зняття ЗАППС; [18, 38,

43-44, 46, 76, 78, 81, 86, 91, 94, 106, 117, 126, 132-133, 138] принципи розробки людино-машинних систем управління; [19, 39, 40, 111-112, 118-120, 122-125, 127-131] – метод оцінки точності входу в глісаду по кореляційній та автокореляційній функціям; [45, 93, 109, 120, 122, 128-132, 137] – система сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки і приладовій швидкості літака методом аналізу кореляційних полів; [53, 99-102, 121, 133] – облік призначеного ресурсу, терміну служби і вірогідності безвідмовної роботи при підготовці екіпажів; [50, 108-109] – запобігання наслідків різких рухів штурвалу пілотом при відході на другий круг в штурвальному режимі; [116] – рекомендації з підготовки екіпажів; [11, 16, 77, 84] – удосконалення алгоритму і програми застосування антистресової методики при роботі з клавіатурою комп'ютера; [36, 37, 97] – формування льотного почерку з урахуванням виникнення ЗАППС; [17, 33, 104-106, 110, 115, 126] – оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій; [107-108] – система сигналізації при відмовах (збоях) в системах індикації кута атаки або швидкості і алгоритм дій екіпажу в цьому випадку; [48] – алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака; [127, 129] - аналіз спектрів автокореляційних функцій.

Апробація результатів дисертації. Основні положення роботи та її результати доповідалися, обговорювалися та були схвалені на таких міжнародних науково-технічних конференціях: “Авіоніка–2004” (м. Київ, 2008 р.); “Авіа” (м. Київ, 2004 р., 2007 р., 2009 р., 2011 р., 2013 р., 2015 р., 2017 р., 2019 р.); “Aviation in the XXI-st century” (м. Київ, 2008 р., 2010 р., 2012 р., 2014 р., 2016 р., 2018 р., 2020 р.); “Людський фактор у транспортних системах” (м. Київ, 2010 р.); “Статистичні методи обробки сигналів і даних” (м. Київ, 2013), IEEE (м. Київ, 2014 р., 2016 р., 2017 р., 2018 р., 2019 р., 2020 р.); "Information Control Systems & Technologies" (м. Одеса, 2020 р.).

Науково-методичних конференціях “Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху

CNS/ATM” (м. Київ, 2011 р., 2012 р., 2014 р., 2016 р., 2018 р., 2020 р.), “Проблеми навігації і управління рухом” (м. Київ, 2017 р., 2019 р., 2020 р.).

Публікації.

Матеріали дисертаційної роботи опубліковані у 89 наукових працях, серед яких 39 статей у наукових фахових виданнях, а також 34 публікації у збірниках матеріалів міжнародних конференцій та інших. 7 публікацій в міжнародній наукометричній базі Scopus, 1 закордонна колективна монографія. Крім того, отримано 6 патентів на корисні моделі, розроблені за результатами досліджень, та 2 свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір.

Структура та обсяг роботи. Дисертаційна робота складається з вступу, шести розділів, висновків, списку використаних робіт і додатків. Обсяг основного тексту дисертації складає 295 сторінок друкованого тексту. Загальний обсяг дисертації становить 346 сторінок. Робота ілюстрована 26 таблицями і 120 рисунками. Список використаних джерел містить 166 найменувань, з них 96 кирилицею та 70 латиницею.

РОЗДІЛ 1

СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ ПРОЦЕСІВ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ

1.1. Аналіз існуючих методів оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном

Безпека польотів займає важливе місце при авіаційних перевезеннях. Фахівцями цього напрямку досягнуті великі успіхи. Авіакатастрофи носять маловірогідний характер. Проте відбуваються поодинокі випадки, які призводять до авіаційних подій (рис. 1.1).

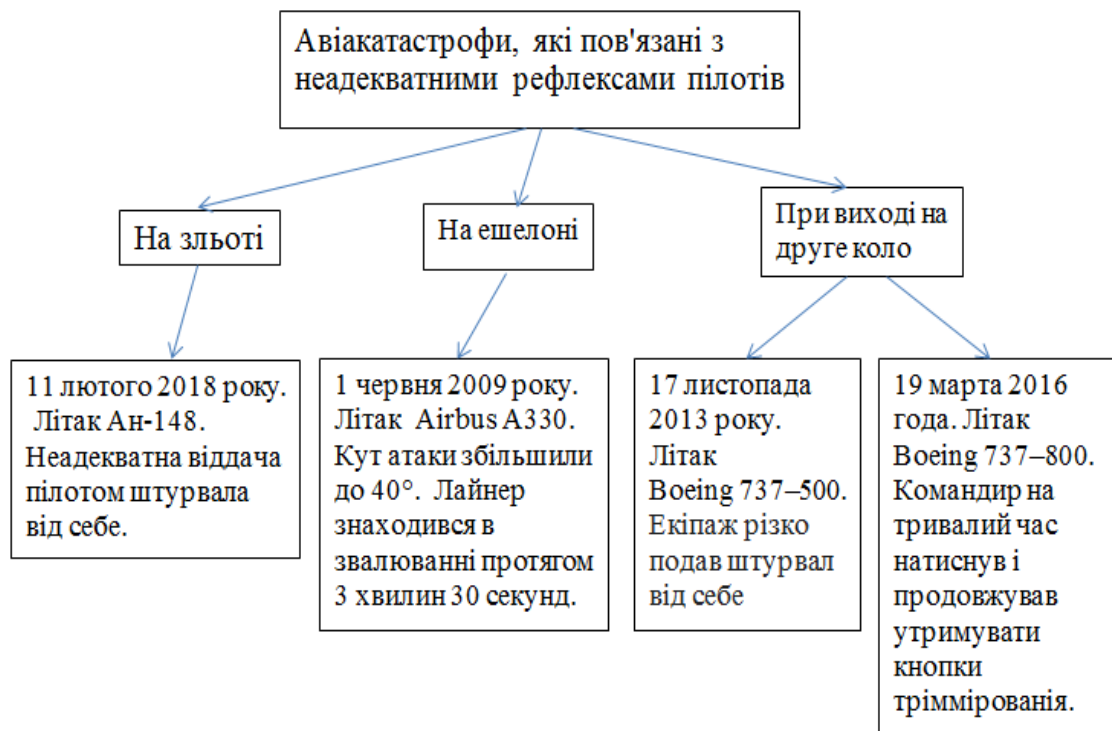


Рис. 1.1. Авіакатастрофи сучасних літаків, які пов'язані з неадекватним ЗАППС

Вони пов'язані з неадекватними рефлексами людини-оператора при виникненні підвищеної психофізіологічної напруженості. Для усунення цього явища потрібна оцінка характеристик ергатичної системи управління повітряним судном для підготовки екіпажів до особливих випадків польоту і систематизація антистресової підготовки. З іншого боку, необхідно створити сприятливі умови і підказки екіпажу для попередження вищезгаданих

ситуацій. Слід розглянути вплив точності входу в глісаду на якість техніки пілотування на глісаді. Для вирішення цієї проблеми потрібні теоретичні і експериментальні дослідження для розробки методів оцінки характеристик ергатичної системи управління повітряним судном (рис. 1.2).



Рис. 1.2. Аналіз існуючих методів підготовки екіпажів до особливих випадків польоту

Тому необхідно покращення функціонування ергатичних і інтелектуальних систем, вивчення впливу експлуатаційних факторів на показники роботи засобів транспорту.

1.1.1. Аналіз визначень ергатичної системи управління

Якість системи "людина-машина" – сукупна характеристика техніки і обслуговуючих її людей, що забезпечує функціонування цієї системи у рамках встановлених для неї вимог, безвідмовність і відновлюваність технічних засобів, їх періодичну профілактику, безпомилковість дій оператора, його медико-біологічну надійність, задоволення потреби у відпочинку, можливість відновлення працездатного стану, готовність технічних засобів і операторів до роботи. В якості загального показника

надійності системи "людина-машина" може використовуватися вірогідність своєчасного безпомилкового і безвідмовного застосування (функціонування) антропотехнічної системи. Надійність системи "людина-машина" залежить від умов і режимів роботи людей, виконуваних ними функцій, конструкції, режимів і особливостей функціонування технічних засобів.

Надійність людини-оператора – сукупність властивостей людини, що забезпечує виконання ним необхідних функцій в системі «людина-машина» [6].

Більш ширше визначення ергономіки, прийняте в 2010 році Міжнародною асоціацією ергономіки (IEA), лунає так: «Наукова дисципліна, яка вивчає взаємодію людини і інших елементів системи, а також сфера діяльності з застосуванням теорії, принципів, даних і методів цієї науки для забезпечення благополуччя людини і оптимізації загальної продуктивності системи».

Аналіз надійності людини-оператора – це метод, за допомогою якого здійснюється оцінка надійності людини. Тісно пов'язана з ним системна характеристика придатності системи припускає, що система або її компонент можуть бути використані за необхідності [75].

Теорія людського фактору – це наука про людей, які живуть і працюють у певних умовах, про їхню взаємодію з машинами, процедурами та навколишнім середовищем, також взаємодію людей між собою.

Предметом теорії людського фактору є процеси, властивості, закони виникнення, розвитку й зміни психофізіологічного стану людини під час виконання своїх обов'язків, за умов спеціальної діяльності та взаємин між людьми.

Деякі автори ототожнюють визначення "ергономіка" і людський фактор. Багато хто вважає, що ергономіка служить тільки для конструювання [57].

У науковій школі В.Г. Денисова наведені наступні визначення:

Авіаційна інженерна психологія як відгалуження загальної інженерної психології є однією з наук про людину. Вона вивчає психофізіологічні можливості людини-оператора в процесі взаємодії її з авіатехнікою.

Навчальна дисципліна «Інженерна психологія, ергономіка та людський фактор в авіації» базується на знаннях таких дисциплін як «Основи авіації», «Метрологія, стандартизація та сертифікація», «Екологія», «Теорія автоматичного управління», «Надійність систем авіоніки», «Електрообладнання регіонального/магістрального літака», «Основи авіаційного менеджменту та логістики» та є базою для вивчення таких дисциплін як «Пілотажно-навігаційне обладнання регіонального/магістрального літака», «Технічне діагностування авіоніки» та інших [79].

Об'єктом ергономіки є система оператор-машина-середовище (СОМС). Один і той же об'єкт може бути предметом вивчення декількох наук; мету, задачі, які розв'язують для досягнення мети, та методи.

Предметом вивчення в ергономіці є закономірності створення й функціонування СОМС, процеси взаємодії оператора, машини й середовища в ергатичній системі [80].

Інженерна психологія – наука про процеси взаємодії людини і техніки.

Об'єкт ергономіки – СОМС. Предмет ергономіки – процеси взаємодії ОМС, закономірності створення, функціонування і оптимізації СОМС [92].

В інших наукових школах (Б. Ф. Ломова, Д. Мейстера, А. Суейна, Х. Гутмана, А. І. Губинського, Дж. Расмуссена, Г. Салвенди та ін.) визначення вище вказаних наукових дисциплін принципово не відрізняються.

Для інженерного вирішення синтезу ергатичних систем технологічного процесу зручно використати формалізм теорії диференціальних рівнянь [71].

Таким чином, немає відходу від загальноприйнятих концепцій в аналізі і синтезі техніки і стресостійкості людини-оператора в цілому при експлуатації авіаційної техніки (рис. 1.3).



Рис. 1.1. Схема заходів по оптимізації надійності ергатичної системи.

Необхідно враховувати, що збої і відмови негативно впливають на психофізіологічний стан людини-оператора. У польоті при одночасній відмові декількох систем значно підвищується психофізіологічна напруженість пілота. Тому розрахунок показників безвідмовності систем авіоніки конкретного повітряного судна може дати підказку до підвищення готовності до особливих випадків польоту.

Невизначеність, яка викликана збоями цифрових систем, викликає підвищену напруженість екіпажу в польоті [89]. Необхідне подальше впровадження нових методів антистресової підготовки. Для виявлення зміни якості пілотування літаком слід розробити новий принцип виявлення погіршення роботи цієї ергатичної системи.

Розглянуто явище збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна (ЗАППС) внаслідок підвищеної психофізіологічної напруженості пілота. Йдеться мова про інтегро-диференційований руховий динамічний стереотип, тобто кінцевий результат дій людини-оператора при пілотуванні.

1.2. Аналіз існуючих методів надійності систем авіоніки

Надійність є складовою частиною експлуатації авіаційної техніки. На підставі призначеного ресурсу і терміну служби інженерами-конструкторами встановлюються терміни виконання технічного обслуговування і ремонту.

Основні терміни і визначення надійності встановлені ДСТУ 2860-94 (Надійність техніки. Терміни і визначення. – К., Держстандарт України, 1995 р. – 92 с.). Відповідно до цього стандарту надійність – це властивість об'єкту зберігати в часі у встановлених межах значення усіх параметрів, що характеризують здатність виконувати необхідні функції в заданих режимах і умовах застосування, технічного обслуговування, ремонтів, зберігання і транспортування.

Сенс надійності у збереженні тих показників якості продукції, які надаються їй при виготовленні. Будь-які найвищі показники якості характеризують потенційні можливості продукції. Ці можливості можуть бути реалізовані повністю, частково або зовсім не реалізовані, якщо не забезпечена здатність зберігати ці показники в процесі експлуатації.

Існує обширний клас систем, відмови яких зв'язані із загрозою для життя людей або наслідкам, що завдають великого економічного і морального збитку. До таких систем відносяться сучасні літаки, ракетно-космічна техніка і тому подібне. Показники надійності подібних систем мають вирішальне значення при визначенні якості їх функціонування. Забезпечення високої надійності цих і багатьох інших систем рівносильно забезпеченню якості взагалі, тобто можливості як найповніше реалізувати технічні, економічні і експлуатаційні переваги, втілені в них.

Проблема забезпечення надійності в її сучасному звучанні з'явилася разом із складними технічними пристроями.

Надійність є комплексною властивістю і в загальному визначається безвідмовністю, ремонтпридатністю, довговічністю і збереженістю об'єкту.

Сучасні повітряні судна (ПС) розглядаються як цифрові електронні комплекси. На літаках попереднього покоління (аналогово-цифрових) спостерігався потік відмов, який з переходом на цифрову техніку зменшився через більшу надійність елементної бази.

Однак, з'явилася інша проблема – збої в роботі систем авіоники. В даний час в основному застосовуються дві моделі для розрахунку показників безвідмовності електронних систем: експоненціальна і дифузійно-немонотонна моделі відмов.

Аналізується ступінь поширеності вищевказаних моделей.

У джерелах [4, 57, 62, 64, 98] відсутні методи розрахунку безвідмовності із застосуванням ймовірнісно-фізичних моделей.

Ймовірнісно-фізичні моделі були розроблені В.П. Стрельніковим, А.В. Федухіним [88]. Автори публікацій, які працюють з ВФ моделями, також представлені в публікаціях [1, 14, 51-53, 99-103].

В даній роботі будуть розглянуті наступні питання (рис. 1.4).

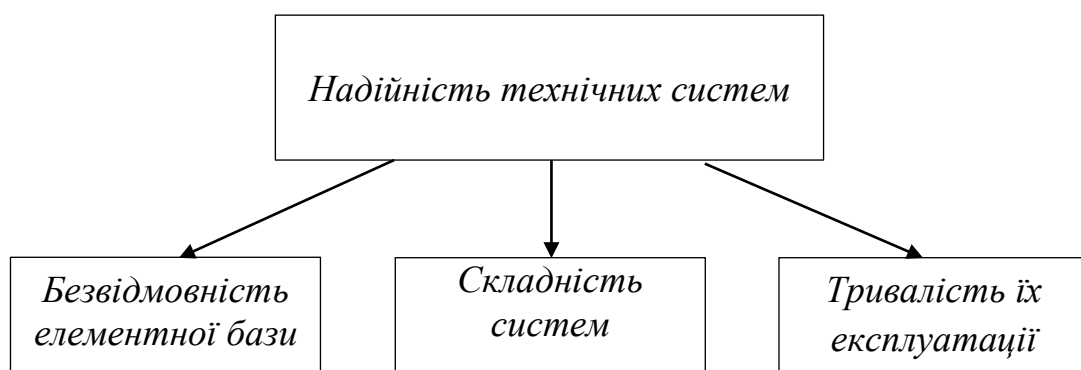


Рис. 1.4. Схема досліджень показників надійності.

Для розрахунку конкретної системи авіоники повітряного судна необхідно перевірити, до якого теоретичного розподілу можна віднести

статистичний розподіл елементної бази і з'єднувачів з пайками. Розрахунки показників безвідмовності вищезгаданими методами відрізняються, особливо після тривалої експлуатації.

1.3. Проблема оцінки характеристик людини-оператора в ергатичній системі управління

Під керівництвом В.А. Пономаренко, розроблена комплексна система навчання і виховання професійно важливих особових, інтелектуальних, психофізіологічних і фізичних якостей льотчиків [73].

У дисертаційній роботі Боковикова А.К. (науковий керівник В.О. Пономаренко) розглянуті механізми формування стресостійкості операторів при моделюванні екстремальних умов діяльності. Цими питаннями займалися Б.Ф. Ломов, П.К. Анохін, М.Я. Басов, Д.Н. Завалишина, Г.М. Зараківський, О.А. Конон Кин, Г.С. Никифоров, Д.А. Ошанин, В.О. Пономаренко, Ж.-Фр. Ришар, Г.В. Суходольський та ін. Автор вважає що, ефективність операторської діяльності в екстремальних умовах може бути підвищена шляхом введення спеціальних тренувальних вправ. Такі вправи дозволяють (при використанні методів фізичного і психологічного моделювання екстремальних умов і ситуацій) організувати підготовку операторів з урахуванням зміни структури діяльності і функціонального стану в екстремальних умовах [5].

Дослідження Н. Завалової, Ф. Горбова, О. Дерев'янка, В. Дудникова, Ю. Дем'яненка, В. Марищука, В. Чебишевої, В. Кузнєцова, В. Мильнікова, Є. Юганова, В. Бодрова, І. Дорошенка привели до обґрунтування концепцій поєднаної діяльності і тренажерного навчання, головний зміст яких в методичному забезпеченні якісного виконання польотного завдання в умовах ускладнення діяльності. В результаті була переглянута логіка тренажерного навчання – акцентувалися завдання розвитку професійного мислення льотчика в нестандартних ситуаціях польоту. В програму навчання льотчиків були введені тренажери, що забезпечують формування спеціальної

готовності особистості, що включає можливості прогнозування і конструювання динаміки розвитку польоту. Індивідуальний підхід дозволяв повніше враховувати індивідуальні і особові якості льотчиків і відповідно до них певним чином моделювати різні проблемні ситуації.

У роботі [67] розглянуті роботи з професійної надійності О. Дерев'янка, Ю. Воронцова, В. Кодола, В. Кузнєцова, В. Мильнікова, Є. Шеришева, С. Зиньковскої, Б. Кемалова.

Невзоров Р.В. вважає, що кожен з пропонованих підходів до тренажерної підготовки може забезпечувати багаторівневу систему тренажерної підготовки, яка включає формування найбільш важливих для льотної діяльності індивідуальних властивостей особистості і психічних функцій, що визначають професійно важливу якість; формування надійності дій при рішенні пілотажно-навігаційних, тактичних завдань і навчання виконувати професійні дії на фоні дії негативних факторів бойового польоту і зміненого психофізіологічного стану; відпрацювання професіоналізму і автоматизованої оцінки рівня готовності до конкретного польотного завдання; рішення багатофункціональних завдань підготовки льотного складу на етапах навчання, тренування і формування професійної майстерності.

Так само під час тренажерної підготовки відбувається відпрацювання дій в особливих ситуаціях. Все вище сказане потрібне. Проте, цього недостатньо.

Слід зазначити, що ніхто з перелічених вище авторів не розглядає можливість створення факторних накладок на тренажері для отримання посиленних відбитих рухів у людини-оператора.

Раніше проведені дослідження показують, що у 80% пілотів при дії блоку одночасно діючих відмов проявляється підвищена напруженість, що призводить до ЗАППС [28]. Тому необхідно проводити антистресову підготовку (рис.1.5).

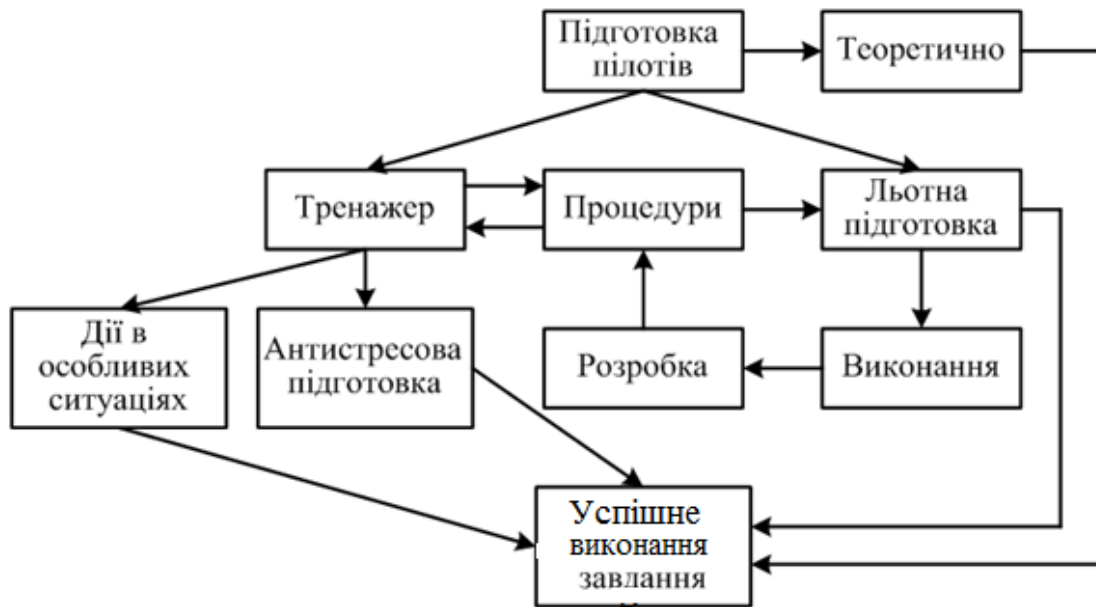


Рис.1.5. Схема підготовки пілотів.

Питання безпеки польотів займають одно з головних місць в авіатранспортній системі. Якість витримки траєкторії польоту залежить як від засобів навігації і пілотажно-навігаційного устаткування, так і від якості підготовки екіпажу повітряних суден (ПС). Найчастіше спостерігається погіршення якості пілотування при виникненні особливих ситуацій у польоті. Практика показує, що така підготовка потрібна [114].

1.4. Методи антистресової підготовки авіаспеціалістів

Раніше автором були запропоновані методи антистресової підготовки пілотів від кінця четвертого розвороту до посадки. У цій роботі запропоновані методи антистресової підготовки пілотів на ділянці до входу в глісаду.

Нині доля авіаційних подій, що доводяться на людський фактор (ЛФ), складає 80-90%. Проте, такі події носять маловірогідний характер. Перехід, що історично склався, від однієї державної компанії до десятка приватних, не привів до їх зацікавленості вирішення цієї проблеми. Незважаючи на виниклі труднощі, дослідження зі зниження долі аварійності по ЛЧ тривають.

Головне завдання антистресової підготовки – це зниження ризиків пов'язаних з підготовкою операторів протидії факторних накладок (ФН) і встановленню оптимальних з позицій ергономіки систем управління літальним апаратом.

Дослідження, проведені по зміні інтегро-диференційованого динамічного стереотипу (ІДДС) пілота, показали, що негативна дія ФН на екіпаж значно впливає на якість техніки пілотування (ЯТП). Воно полягає в підвищенні амплітуди параметрів польоту, аж до виходу за обмеження, встановлені керівництвом з льотної експлуатації. Стрес, викликаний ФН, також призводить до виникнення помилкових дій. Експеримент проводився на ділянці польоту від кінця четвертого розвороту до посадки. В цьому випадку екіпаж повинен стежити за витримкою курсу і глибини посадки, у більшості випадків позначених наземними авіаційними радіо-електронними комплексами. За таких умов зміни багатьох параметрів управління повітряним судном носять ергодичний і стаціонарний характер. ФН можна моделювати на комплексному тренажері літака (КТЛ) одночасно діючими відмовами, що вводяться з пульта інструктора – n ($2 \leq n \leq 5$).

Обмеження і вимоги до підвищення коректності оцінки ЯТП на КТЛ:

1. Зміну ІДДС порівнювати як зі своїм, так і ідеальним ІДДС.
2. Порівняння ЯТП екіпажів по зміні ІДДС роботи при однаковому блоці відмов.
3. Необхідно виділяти найбільш небезпечні види льотних почерків [1].
4. Пілотам-інструкторам видавати дані по ІДДС в зручному для аналізу виді.
5. Необхідно мати автоматизовану систему для збору і зберігання інформації.

Дослідження, проведені на КТЛ, показали, що всі без виключення пілоти мають свій власний ІДДС. Цікавий і такий факт, що пілоти легкомоторної авіації, що робили "політ" на КТЛ ТУ-154 Б2 мали також свій

ІДДС, який зберігався і при дії комплексних відмов. Як показали дослідження в навчальних сертифікаційних центрах, приблизно у 70% пілотів відсутня протидія ФН і у цих же пілотів проявляється явище ЗАППС, вже негативне в тому, що відбувається збільшення амплітуди управляючих рухів, яке оператор, як правило, не помічає. Моделювання дії факторних накладок шляхом введення комплексних відмов на тренажері розкриває величезні можливості для антистресової підготовки пілотів і інших членів екіпажу.

Більш того, звідси витікає, що ЗАППС свідчить про попадання пілота в зону відбитих рухів, що говорить про відсутність у нього протидії ФН.

Згідно з вченням І.М. Сеченова відбитими називаються рефлекторні рухи, що протікають безконтрольно з боку вищих відділів мозку. Виявляють психофізіологічну напруженість операторів за допомогою визначення затиску і посилення тиску на органи управління, через частоту серцевих скорочень, параметрів мовного сигналу, електропровідність шкіри оператора і за допомогою електроенцефалограми. Проте, ці способи не дають уявлення про зміни якості техніки пілотування і вимагають контакту датчиків з тілом людини-оператора [24].

Інтервальна оцінка ЗАППС за допомогою трендових алгоритмів

Розглянемо один з варіантів порядку застосування їх для аналізу протидії пілотів ФН на етапі входу в глісаду [22]. Маючи ці зміни курсу, крену і тангажа від кінця четвертого розвороту до посадки необхідно визначити відстані від екстремумів до нуля. Вичислити різницю між подальшими екстремумами зміни кожного параметра. Результати A взяти по модулю. Виявити максимальні і мінімальні A кожного параметра (за умови $A > 1^\circ$). Вичислити напівперіоди, що відповідають максимальному і мініимальному значенню кожного параметру.

Після цього складемо загальну картину поліканальної зміни параметрів:

Амплітуди можна виміряти і нанести на вісь координат при роботі з числами в градусах, а при роботі з графіками – в умовних одиницях, періоди відповідно в секундах і умовних одиницях.

Використовуючи трендові алгоритми доцільно проводити порівняння ($\Delta\delta_{\alpha, \eta, \nu}$) відхилення елеронів, керма напрямку і висоти з ($\Delta\Delta_{\gamma, \psi, \vartheta}$) змінами параметрів:

Наприклад, під час "бовтанки" по відмінності і можна судити про якість техніки пілотування, оскільки при сильній бовтанці досвідчений пілот не допускає сильних відхилень параметрів, хоча витрата керма і елеронів велика. За наявності систем об'єктивного контролю на комплексному тренажері літака (КТЛ) можна не враховувати, оскільки "бовтанку" можна виключити з пульта інструктора.

Використовуючи трендові алгоритми і програму обробки на ЕОМ, за даними цифродруку ми можемо отримати конкретні дані порівняння при польотах з ФН (комплексними відмовами на КТЛ) і без них.

Якісна і кількісна оцінка наявності або відсутності ЗАПППС при аналізі автокореляційних функцій у пілотів так само можлива виявленням закономірності за величиною і її видом [42]. Наведу приклад якісної оцінки ЗАПППС. Для аналізу використовувалися дані цифродруку "польоту" на КТЛ зміни γ від кінця четвертого розвороту до посадки. З отриманих по вищезгаданих даних графіках автокореляційних функцій видно великі значення дисперсій і коефіцієнтів посилення при "польотах" пілотів з наявністю ЗАПППС.

Слід сказати, що якісне визначення ЗАПППС шляхом аналізу хвостів автокореляційних функцій досить ефективно. Крім того, такий спосіб аналізу розкриває великі можливості автоматизації визначення ЗАПППС.

Порівняння математичних очікувань для виявлення ЗАПППС доцільно при виконанні польотів на малій висоті. Наприклад, при виконанні сільськогосподарських робіт. Відповідно потрібно порівнювати польоти більше і менш складних умовах.

Проблема інваріантності. В процесі досліджень встановлено, що психофізіологічні датчики про характеристики людини-оператора несуть в основному інформацію, яка математично описується загальною теорією коливань. Коливальний характер вихідних характеристик людини-оператора дозволяє зробити висновок для систем стеження про те, що машинні виходи систем інваріантні по відношенню до вхідних характеристик системи, якщо на вході такої системи працює людина-оператор. Із загальної теорії автоматики і автоматичних систем управління відомо, що по відношенню до усіх видів коливань (синусоїдальні, модульовані, з випадковим спектром і так далі) існуючі системи інваріантні за схемою "вхід-процес-вихід" [34-35]. В практичному плані інваріантність системи "людина-машина" дозволяє по машинних виходах визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків.

Проблема просторового орієнтування. Було встановлено, що в реальних польотах на сучасних літаках модульні розподіли по максимальному крену виявилися логарифмічно-нормальними. На літаку Ту-154 Б2 вони не суперечать розподілу Вейбулла [21]. Трансформація законів розподілу носить досить складну структуру і природу трансформації [52]. По суті, види модульних розподілів є неоднорідними до величини середньоквадратичного відхилення (дисперсії) початкового розподілу – чим більше величини дисперсії, тим ближче модульний розподіл до логарифмічно-нормального розподілу. Вимір ризиків великих кутів крену (ВКК) по модульних розподілах при відвертанні авіаційних подій є важливим аспектом у вирішенні проблеми втрати просторового орієнтування. Модульні розподіли (статистичні і імовірнісні) польотів при експлуатації повітряних суден різних поколінь призводять до необхідності розгляду двох типів сигналізації при польотах з великими кутами крену – знаковмінною і індексною. При знаковмінній сигналізації функція визначення напряму ВКК робиться за допомогою автоматики, при індексній сигналізації ця

технологічна операція виконується льотним екіпажем, що збільшує їх операційне завантаження і призводить до збільшення ризику ВКК. Враховуючи те, що ЛЕ втрачають напрям зміни крену при великих кутах крену, слід в якості математичної моделі використати модульні перетворення. Модульні величини дозволяють ввести невизначеність у визначенні напрямку ВКК. Асиметрія модульних розподілів дозволяє виділити канонічну (нормальну) частину розподілу і "хвіст" розподілу. Враховуючи те, що логарифмічний "хвіст" розподілу несе в собі інформацію про великі відхилення параметрів польоту, отже, і про великі кути крену, виникає можливість виміряти ризики ВКК через співвідношення канонічної і "хвостової" частин розподілу. При аналізі нової моделі причинності помилок виникає необхідність використання також узагальнених варіаційних підходів: математичний апарат аналізу максимальних відхилень параметрів по зонах посиленних рефлексів Сеченова.

Антистресова підготовка авіаспеціалістів. У 70-ті роки минулого століття Є.М. Хохловим для операторів наведення літальних апаратів був запропонований прилад ДАХ (дистантний антистресовий хронограф). Цей прилад складався з шкали виставляння тумблерів з переплутаною нумерацією, сигналізації правильності виставляння тумблерів і секундоміра. Були розроблені алгоритми проведення тестування і методика визначення міри напруженості і уміння затримувати посилені відбиті рухи.

Надалі Є.М. Хохловим був запропонований антипульт клавіатури комп'ютера пов'язаний з реаліями сучасної авіаційної техніки. Рядом авторів були розроблені комп'ютерні програми [16]. Суть однієї з них полягає в наступному: через певні проміжки часу на екрані з'являються символи, букви або цифри. За відведений відрізок часу людина-оператор повинен встигнути натиснути потрібну клавішу на клавіатурі, причому клавіші там поміняні місцями, що дозволяє ламати сталі помилки. У інших програмах клавіші на пульті не міняли, а задавали їм іншу нумерацію.

Представлений спосіб підготовки авіадиспетчерів і пілотів припускає проведення первинного і вторинного групування по мінімуму кількості помилок і мінімуму часу виконання завдання. При цьому первинне групування проводиться з використанням закономірностей багатовимірних нормальних розподілів з урахуванням взаємодії між окремими показниками групування за характером зміни максимальної ентропії розподілу. Антипульти дозволяють враховувати можливість створення факторних накладок і їх моделювання за допомогою засобів спрямованих на введення чинника невизначеності. Вторинне групування може проводитися по типових логічних тестах або психофізіологічних методиках з постановкою завдання на логічні переходи.

При підготовці пілотів і авіадиспетчерів необхідно якісно і кількісно враховувати психологічний фактор. Необхідно негайно розробити спосіб антистресової підготовки авіадиспетчерів з використанням медичного спостереження [26, 84].

Потрібна глобальна автоматизована система для узагальнення і зберігання даних, отриманих вищезгаданими методами.

Сучасні системи авіоніка цифрові. Елементна база високонадійна. Проте, часто виникають збої в електроніці. Для більшості систем це не критично і є алгоритми перезавантаження певних систем. Але, у екіпажа такі процедури можуть викликати підвищену напруженість. Тому необхідно проводити відповідні заходи як в техніці, так і в підготовці екіпажів. Алгоритм проведення антистресової підготовки розписаний на рис 1.6.

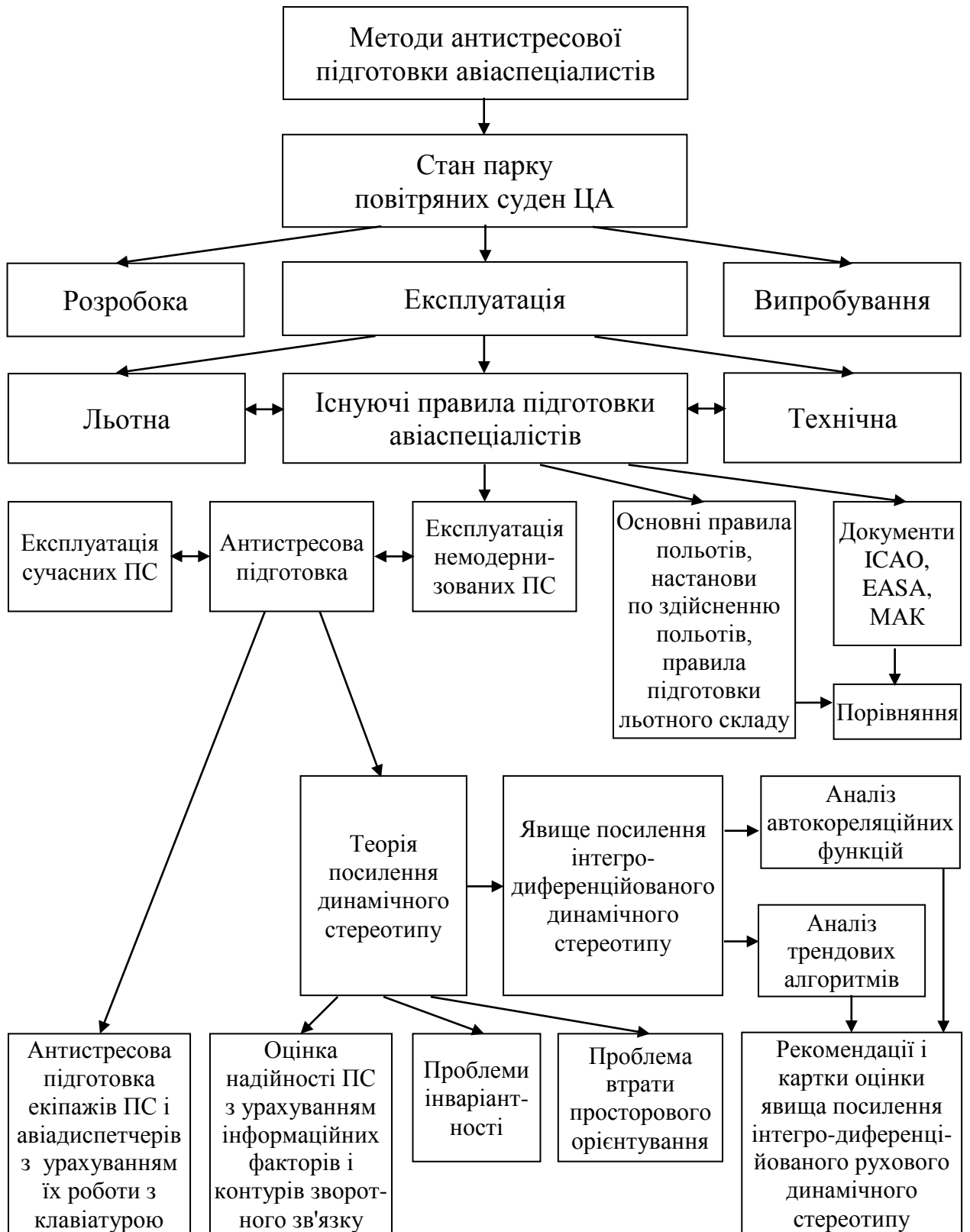


Рис. 1.6. Методи антистресової підготовки авіаспеціалістів

Нині існують основні правила польотів, настанови по здійсненню польотів, правила підготовки льотного складу, документи ICAO, EASA,

МАК. Усі вони потрібні, навчають правильним діям авіаційних фахівців. Проте навчання правилам протидії негативним подразникам відсутнє.

1.5. Оцінка якості входу в глісаду по кореляційних функціях

Прямий вимір траєкторії не дозволяє визначати характеристики, що цікавлять нас, і параметри. Це пов'язано з тим, що на траєкторію польоту впливають різні флуктуації оточуючого середовища, випадкові процеси, що відбуваються в системі, тобто зовнішні і внутрішні впливи на оператора і машину.

У класичних джерелах визначення кореляційної функції мало відрізняється. Іноді її називають функцією кореляції.

Тому, щоб виключити ці дії і вивчити випадкові стаціонарні впливи, вимірюємо траєкторію глісади, обчислюємо функцію кореляції глісади.

Кореляційною функцією випадкової функції $X(t)$ називається не випадкова функція двох аргументів $K_x(t, t')$, яка при кожній парі значень аргументів t, t' дорівнює кореляційному моменту відповідних перерізів випадкової функції:

$$K_x(t, t') = M[\dot{X}(t) \dot{X}(t')],$$

де $\dot{X}(t) = X(t) - m_x(t)$ – центрована випадкова функція; $m_x(t)$ – не випадкова функція [8].

Кореляційна функція визначається як коваріація випадкових величин [7].

Момент другого порядку $\overline{x(t_1)x(t_2)}$ – математичне очікування добутку $\overline{x(t_1)x(t_2)}$ – є функція тільки від різниці $t_1 - t_2 = \tau$. Ця функція називається кореляційною функцією $\rho(\tau) = \overline{x(t)x(t-\tau)}$ [3].

Використання випадкових, стаціонарних функцій має ту перевагу, що дозволяє аналітично виконувати обчислювальний аналіз. Використання випадкових стаціонарних функцій, можливо там, де природа явища може описуватися ними. Це відноситься і до ЗАППС.

Функція кореляції траєкторії посадки із ЗАППС дорівнює сумі функції кореляції траєкторії посадки без ЗАППС і члену залежному від статистики "чистої" посадки і статистики ЗАППС.

ЗАППС сформульоване доки у вигляді функції з однією спектральною складовою, яка видима на експериментальній кривій. Проте, її слід узагальнити і записати в загальному вигляді, виходячи з експериментальних даних. По виду кореляційної функції впливу ЗАППС по інформаційній функції записується у вигляді модуляційної функції. На підставі експериментальних кривих будується крива функції автокореляції, а на її основі будується функція ЗАППС.

Траєкторія польоту визначається СОМС і пов'язана з кутами тангажа (v), крену (γ), нахилу траєкторії (θ) і курсу (ψ), а також швидкості (v) повітряного судна. Координати траєкторії польоту є залежними від усіх перерахованих параметрів і визначається виразами.

В даній роботі встановлено, що можливе управління траєкторією руху літака по кореляційній функції на глісаді по запропонованих нами формулах, а саме по функції кореляції без дії факторних накладок і на глісаді з періодичною факторною накладкою.

Розглянуті різні варіанти входу в глісаду повітряного судна. Виведені чисельні значення міри впливу своєчасності входу в глісаду на якість посадки при випередженні і запізнюванні і показано, що функція кореляції запізнювання на випередження падає швидше. Зроблений висновок, що затримка пілотом введення в глісаду небезпечніша, ніж випередження.

Отримані результати вимагають впровадження в технологію здійснення польотів для підвищення якості управління траєкторією.

Представлені методи визначення поліпараметричних меж посилення інтегро-диференційованого динамічного стереотипу при вході в глісаду. Вони можуть бути корисні при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації (рис. 1.7).

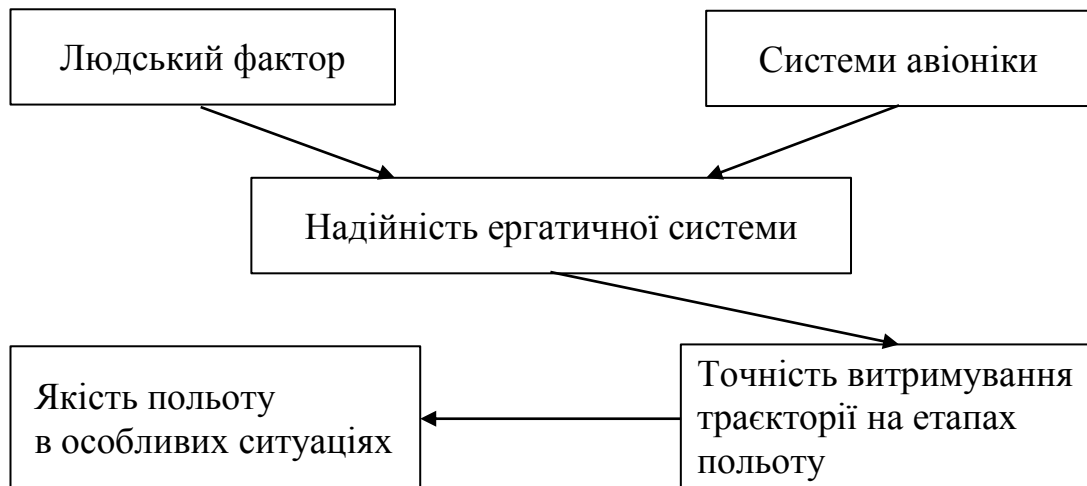


Рис.1.7. Схема розробок з оптимізації якості входу в глісаду

Якість польоту в особливих ситуаціях визначається точністю витримування заданих параметрів. Усе це залежить від якості ергатичної системи.

1.6. Оцінка витримування швидкості, кутів атаки і крену у польоті по кореляційних полях

Окрім попадання у встановлені межі входу в глісаду потрібне необхідне витримування швидкості і кута атаки.

Часто недостатньо отриманої пілотом інформації про якість пілотування при збої устаткування. Потрібний аналіз авіаподій і результатів імітаційних експериментів і аналізу перших ознак їх появи. Пропонується спосіб отримання даних для екіпажу шляхом аналізу контурів кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки бортового устаткування.

При експлуатації повітряних суден нового покоління, що мають електронне бортове устаткування (образно – "літальні комп'ютери") виникають відмови, в яких електронні збої складають до 70-80% і спостерігаються інтенсивні тренди їх зростання.

Значна кількість авіакатастроф і серйозних інцидентів відбувається з технологічних причин – відмов авіоніки і бортового устаткування. У роботі

вперше вивчаються збої авіоніки як випадкові циклічні процеси і шляхи їх виявлення.

Такі складні випадкові збої, що містять польотні і непольотні ділянки траєкторії (закритичні кути атаки), призводять зазвичай до недосліджених ефектів порушення ортогональності і ортонормування усіх координатних систем, використовуваних для формування технології пілотування і поточних значень параметрів техніки пілотування, які визначаються прямокутними системами координат, – земною, зв'язаною, напівзв'язаною, швидкісною [65].

Складність аналізу таких випадкових циклічних порушень ортонормування координатних бортових систем полягає також в тому, що загальна теорія створення беззбійної (антизбійної) бортової електронної апаратури і авіоніки знаходиться на початковій стадії розробки [56].

На жаль, повна відсутність теоретичних досліджень з аналітики комплексних збоїв авіоніки, пов'язаних з ефектами порушення ортонормування бортових координат повітряних суден, неможливість аналізу цих параметрів відомими методами – кореляційними функціями, апаратом марківських процесів, відомими теоріями кількісної і якісної інформації, дослідження операцій приводить до необхідності теоретичного узагальнення існуючих підходів.

В класичних працях по теорії вірогідності трактуються такі поняття як кореляція, кореляційний зв'язок (пряма, зворотна, відсутність кореляції). Такої наукової дихотомії для аналізу збоїв мало.

Для аналізу збоїв ці явища інтерпретуються більше узагальнено. Нам потрібний інший підхід – в термінах і універсаліях, широких категоріях класичної кібернетики, в таких фундаментальних поняттях як поле, кореляційне поле, групи перетворень, контури (форма фігур), групова область і т.д. [9].

Під кореляційним полем розуміється не таблиця або матриця, а та групова область, в якій існують контурні фігури (контури), над якими можуть здійснюватися будь-які групи перетворень аж до вільних.

Підходи, орієнтовані на аналітику контурів, як показує Н. Вінер, різко зменшують кількість невживаної інформації і центрують увагу на аналізі контурів фігур, зображених на рис. 1.8. Але тоді рис. 1.8 слід трактувати як малюнок "Типових перетворень контурних фігур (контурів)* кореляційного поля в двомірній області".

Як показали наші дослідження параметрів техніки пілотування, рис 1.6с прекрасно характеризує ефект збереження ортонормування бортових координат. Саме така фігура спостерігається при обробці параметрів самописців. Особливість таких фігур будь-якої форми - наявність площі як математичної величини і як інваріанту кореляційного поля. Відсутність площі створює ефект порушення ортонормування, що і відбувається при гранично складних збоях авіоніки і бортового устаткування.

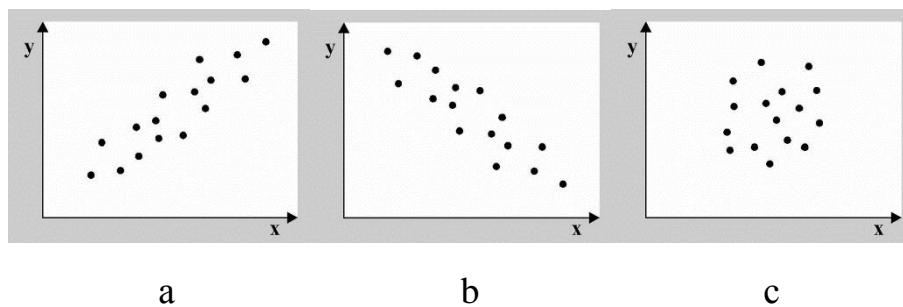


Рис.1.6. Види контурних кореляційних полів:

а – пряма кореляція XCY , б – зворотна кореляція XCY , с – відсутність кореляції у разі ортогональної системи X, Y, Z (будь-які параметри польоту)

Запропонований спосіб визначення якості пілотування по контурах (контурним фігурам) кореляційних полів параметрів польоту полягає в тому, що шляхом визначення наявності або відсутності площ контурних фігур кореляційних полів параметрів польоту виявляються перші ознаки появи або відсутності збоїв авіоніки в складних умовах польоту.

Цей спосіб показує достатню ефективність для створення аналізаторів перших ознак збоїв.

При комплексних збоях, пов'язаних з переходом від польотних ділянок траєкторії до непольотних ділянок і назад, спостерігаються ефекти повної

трансформації і перетворення площинних контурних фігур в лінійні конфігурації [92].

1.7. Принцип інваріантності в системах і процесах управління

Для реєстрації і виміру фізіологічних параметрів служать датчики, що містять чутливі елементи, які перетворюють досліджуваний фізіологічний параметр в електричний сигнал.

В теперішній час для отримання даних про психофізіологічний стан пілотів застосовуються пристрої, датчики яких безпосередньо контактують з тілом людини-оператора.

Слід зазначити, що застосування таких пристроїв для рейсових польотів в цивільній авіації дуже проблематично. Звідси витікає і обмеження в отриманні статистичних даних.

Оцінити посилені рефлексії можливо за вихідними даними машини. Одним з найбільш складних видів таких машин є сучасне повітряне судно (ПС). Наскільки це важливо – виявити такі негативні ефекти процесу польоту, говорилося неодноразово [27-29]. На необхідності зниження доли аварійності, пов'язаної з людським фактором, вказують як розробники літальних апаратів [68], так і фахівці, які готують пілотів [70].

Сучасні ПС обладнані бортовими системами управління, які є складним комплексом пристроїв і підсистем, що забезпечують ручне (штурвальне), напівавтоматичне (директорне) і автоматичне управління польоту ПС, відходом на другий круг, управління зльотом і посадкою і т.п. [87].

Оскільки нас цікавить інваріантність автоматизованої бортової системи автоматичного управління (САУ) за вхідними (дією людини-оператора на органи управління) і вихідними (змінам параметра польоту) параметрами. САУ дозволяє витримувати задані характеристики стійкості і керованості ПС при ручному пілотуванні в усьому діапазоні експлуатаційних швидкостей і висот польоту.

Принцип інваріантності характеризується тим, що зберігає синусоїдальний характер коливань без їх трансформації за якісними показниками (якщо на вході синусоїдальний процес, то на виході теж). Це дає нам можливість в перенесенні точок виміру посиленних відбитих рухів з датчиків, закріплених на пілотові, на параметри польоту, такі як крен, курс, тангаж.

Проведення дослідження визначення автокореляційних функцій показали, що якщо вхідний сигнал автокореляційної функції містить синусоїдальні складові (регулярні, випадкові), то вихідний теж містить [10, 105].

Слід зазначити, що сучасні бортові облаштування реєстрації польотної інформації дозволяють отримувати інформацію і про відхилення органів управління. Проте така інформація в авіазагонах, як правило, не міститься.

Таким чином, використання вище вказаного принципу при оцінці уміння пілотів протидіяти негативним факторним накладкам, дозволяє не лише оцінити якість техніки пілотування, але і психофізіологічний стан пілота. Значно розширюється можливість отримання статистичних даних [34-35].

1.8. Обґрунтування застосування принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина неklasичними методами

Ми вважаємо, що це центральне питання неklasичних методів виміру процесів людини. Існують два підходи до визначення характеристик ЛО. Перший підхід – класичний. Він припускає розміщення датчиків в контактній і неконтактній формі на поверхні тіла оператора. Вони служать для визначення психофізичних параметрів (пульсу, дихання, тиску, серцевого ритму і т.д.). На практиці цей спосіб аналізу характеристик ЛО широко використовується і доведений до досконалості в комплексних поліефекторних підходах з технічними засобами на основі електронної і

комп'ютерної обробки даних, у тому числі в простому або телеметричному виді. Такий підхід не викликає наукових дискусій, але на практиці його застосування обмежене динамікою операційної діяльності ЛО або виникаючою проблемою доступності (наприклад, обмеженості розмірів пілотської кабіни сучасних повітряних суден).

Науково менш обґрунтований другий підхід. Він полягає у вимірі характеристик ЛО і оцінці ефективності його роботи по машинних виходах, наприклад, за параметрами польоту – креном, курсом, кутом атаки і т.д.

Тому і виникає необхідність ще раз з позиції загальної теорії інваріантності розглянути межі і сферу застосування такого підходу як практично перспективнішого, ніж перший.

Постановка завдання. Вимір характеристик процесів людини по машинному виходу. Така постановка можлива тоді і тільки тоді, коли машина робить інваріантне перетворення характеристик процесів людини. Особливо це важливо в завданнях стеження (робота штурвалами, важелями управління, кнопками, клавішами і т.д.).

1. Розглянемо деякі важливі посилки розвитку такого неklasичного підходу.

Вперше поняття **інваріанта** виникло в математичному розділі – лінійній алгебрі. Чому? Тому що алгебра – це проста теорія математичних перетворень. Здійснюючи математичні перетворення, дослідник кругових, кільцевих, матричних та ін. перетворень завжди зустрічався з повністю варіативною процедурою (що змінюється). Також такою процедурою, в якій зберігалися математичні властивості, знаки, символи, формули. Простими інваріантами були, так звані, **постійні коефіцієнти**, які мали буквені, а не чисто цифрові значення.

Збереження постійних коефіцієнтів в процесі математичних перетворень (наприклад, в ході рішення матриць) і привело до узагальненого поняття інваріанту. У найширшому сенсі під інваріантом розуміється зберігаєма

незмінна частина (величина, цифра, число, формула, алгоритм і т.д.) будь-якого математичного перетворення.

Математичні перетворення – це, як правило, односторонні процеси.

Тому інваріанти в простому виді виникають по ланцюжку:

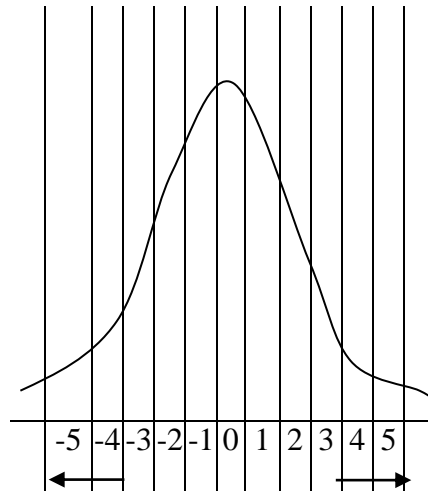
- початок перетворення → кінець перетворення;
- число → те саме число;
- символ → той самий символ;
- круг → той же круг і т.д.

Так було на початковій стадії розвитку теорії інваріантності до появи математичної топології.

2. Розглянемо інваріантність в теорії випадкових процесів (ТВП) і стаціонарність, ергодичність як види інваріантності.

Основними поняттями в ТСП є поняття вірогідності (функціонал від 0 до 1) і поняття законів розподілу вірогідності, яка вивчається на основі класифікації законів розподілу за видами. Проте на практиці такий спосіб визначення характеристик випадкових процесів дуже обмежений і має чітко виражені межі застосування. Наприклад, для побудови простих законів потрібно не менше 500-600 вимірів в однорідному імовірнісному просторі. Це викликано тим, що інваріантом будь-якого розподілу являється певне число інтервалів квантування в законі. Воно, як правило, на практиці для усіх видів законів однаково (для дискретних і неперервних) і дорівнює від 6 до 8 (10-12).

Це дуже добре видно на основному законі розподілу неперервних випадкових величин і процесів – нормальному законі розподілу (законі Гауса), який будується на основі "дзвоноподібної" експоненціальної функції l^{x^2} . Але тоді достовірність виміру кожного інтервалу закону вимагає: число інтервалів квантування $\times 10 =$ разом $6 \times 100 = 600$; $8 \times 100 = 800$ і т.д. (рис. 1.9).



Інтервал квантований (для будь-якого закону розподілення)

Рис. 1.9. Приклад квантування при нормальному законі розподілу.

Безумовно, для практики 300, 400, 500-800 вимірів одного процесу (для величини значень, для процесу – реалізацій) є дуже серйозним обмеженням, оскільки на практиці такі методи можна застосувати тільки до явищ, які в статистиці називаються масовими. Масові явища у виробничих процесах - це за звичай, прості виробничі операції. Наприклад, виготовлення модульних деталей, вузлів, конструкцій, елементів мікроплат і т.д.

Проте, для практичних складних процесів, які охоплюють процеси управління, контроль, ремонт і пошук несправностей, технічне обслуговування машин в цілому (коли в конструкторській специфікації до сотень тисяч елементів) ця умова побудови імовірного закону, а значить і статистичної достовірності – важко досяжна (рис. 1.10). Тому виникають методи моделювання (наприклад, методи Монте-Карло і інші). Але вони не знімають цю проблему.

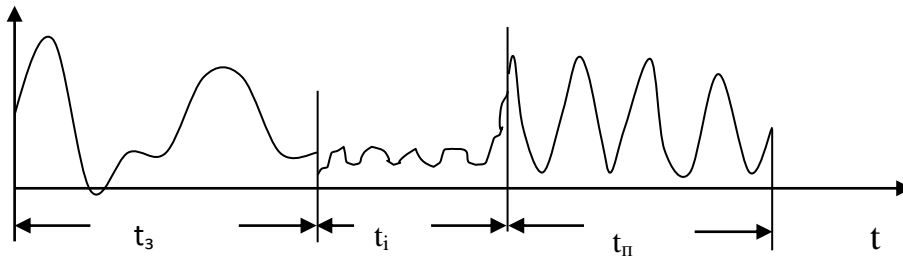


Рис. 1.10. Приклад випадкового процесу с дискретною компонентою t_i у виробничих процесах (наприклад, політ, де $t_з$ – зліт, а $t_п$ – посадка).

З рисунка 1.10 видно, що процеси управління, як правило, в часі неоднорідні – складаються з різних за якістю ділянок (етапів) $t_з$, $t_і$, $t_п$, які в цілому не описуються у рамках класичної теорії нестационарних, чистих стаціонарних процесів.

Проблема інваріантності в теорії випадкових процесів вирішується через поняття "стаціонарність" і "ергодичність", але цього також недостатньо.

Інваріантами при цьому є:

при стаціонарності – імовірнісний процес, в якому її характеристика, наприклад, математичне очікування, не змінюється в часі;

при ергодичності – характеристики по сукупності дорівнюють тимчасовим характеристикам.

Основні поняття в загальній теорії інваріантності за даними сучасної математики (досить широкі, але на жаль, містять елементи невизначеності):

- інваріант;
- інтегральний інваріант динамічної системи (Д.Д. Біркгоф. Динамічні системи);
- коваріантність;
- кореляція;
- теорія інваріантів в лінійній алгебрі;
- лінійний і нелінійний оператор;

- перетворення;
- полігармонічна функція;
- випадковий процес;
- майже (квазі) – періодичні функції;
- клас спеціальних функцій;
- сумірні і несумірні періоди:

типу $\cos x + \cos \sqrt{2x}$

- формула Ейлера:

$$\cos x = \frac{e^{ix} + e^{-ix}}{2}$$

$$\sin x = \frac{e^{ix} - e^{-ix}}{2i}$$

зв'язок з експонентами: $e^{ix} = \cos x + i \sin x$;

- перетворення через добутки: $\sin x = x \prod_{n=1}^{\infty} \left(1 - \frac{x^2}{\pi^2 n^2} \right)$

(нескінченні добутки).

3. Загальні питання теорії інваріантності.

Згідно з теорією інваріантності в системах автоматичного регулювання розглядаються загальні питання теорії інваріантності і її застосування, які включають наступні системи:

- комбіновані;
- багатозв'язкові;
- імпульсні і цифрові;
- самонастроювальні;
- інші.

4. Основні математичні теорії, на яких повинна будуватися загальна теорія інваріантності і, яка розглядає зв'язок процесів людини і процесів машини:

- загальна теорія інваріантності і її локальні (місцеві) підстави;

- загальна теорія коливань, дефініції і класифікації коливань;
- теорія інваріантів в лінійній алгебрі;
- теорія інтегральних і диференціальних інваріантів в загальній теорії динамічних систем;
- загальна теорія дій і протидій людини (теорія І.Сеченова);
- загальна теорія функціонального математичного аналізу і теорії великих кількостей;
- загальна теорія постійних величин (абстрактна і сучасна арифметика).

Цікавим представляється перехід від принципу максимальної правдоподібності до принципу інваріантності. Це дає можливість розглянути основні функції радіолокаційних станцій, де бере участь ЛО:

- вимір кутових координат;
- вимір дальності, як інваріантні.

На основі аналітики цих теорій можна розробити дефініції і класифікації за інваріантністю усіх явищ, у тому числі явища посилення динамічного стереотипу.

Слід зазначити, що в системі "око-рука" у ЛО в процесі стеження спостерігається коливальність "вихідного" каналу. На виході машини також спостерігаються коливальні рухи, а не ступінчасті. Таким чином, напрошується висновок про інваріантність людського і машинного виходів при оцінці міри посилення динамічного стереотипу пілота.

Таким чином, психофізіологічні датчики про характеристики людини-оператора несуть в основному інформацію, яка математично описується загальною теорією коливань. Коливальний характер вихідних характеристик людини-оператора дозволяє зробити висновок для систем стеження про те, що машинні виходи систем інваріантні по відношенню до вхідних характеристик системи, якщо на вході такої системи працює людина-оператор. Із загальної теорії автоматики і автоматичних систем управління відомо, що по відношенню до усіх видів коливань (синусоїдальні,

модульовані, з випадковим спектром і так далі) існуючі системи інваріантні за схемою "вхід-процес-вихід". У практичному плані інваріантність системи "людина-машина" дозволяє по машинних виходах визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків [41].

Висновки за першим розділом

1. Показана необхідність подальших досліджень моделей безвідмовності систем авіоніки.
2. Проведено аналіз літератури та методів оцінки ергатичної системи управління повітряним судном.
3. Обґрунтовано, що алгоритм проведення антистресової підготовки доцільно включити в курс навчально-льотної підготовки пілотів.
4. Обґрунтовано, що в практичному плані інваріантність системи "людина-машина" дозволяє по машинних виходах визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків.
5. Доведено, що методи визначення поліпараметричних меж посилення інтегро-диференційованого динамічного стереотипу при вході в глісаду можуть бути корисні при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. Грібов В.М. О возможности уменьшения вероятности ложных отказовблоков типа LRU на основе алгоритмической избыточности / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 21-23 листопада, 2016. – С. 90.

2. Gribov V.M. To the question of dependability calculation failures based on the exponential model of distribution of failures / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, O.V. Kozhokhina // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2015. – №1(43), pp. 59-66.

3. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // The seventh world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 19-22, 2016. – pp. 3.4.11-3.4.15.

4. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2018 (74). – №1. pp. 75-83.

5. Gribov V.M. Exponential model deviations in reliability prediction of durable recoverable systems / V.M. Gribov, O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2016. № 2(48), pp. 128-135.

6. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.

7. Hryshchenko Y.V. Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century / Y.V. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University, 2014, no. 1 – pp. 53–58.

8. Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // IX Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2009”. Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2009. – С.12.5-12.9.

9. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.

10. Грищенко Ю.В., Факторна модель польоту. / Ю.В. Грищенко // II Міжнародна наукова конференція “Людський чинник у транспортних системах”. Секція 2 – Професійний психофізіологічний відбір операторів». – 2-3 червня 2010 року, м. Київ, 2010. – С 5.

11. Грищенко Ю.В. Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. С 59-64.

12. Грищенко Ю.В. Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова. / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. С. 39-44.

13. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

14. Грищенко Ю. В. Прибор моделирования ошибок операторов на основе антипульта клавиатуры компьютера / Ю.В. Грищенко, А.П. Слободян, Е.В. Кожохина // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1(11), 2007. – С. 189-194.

15. Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”. – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.

16. Скрипець А.В. Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки в процесі її експлуатації / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Є.М. Хохлов //

Патент на корисну модель № 59067. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України від 10.05.2011. – 6 с.

17. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

18. Грищенко Ю.В. Явление усиления динамического стереотипа пилота при действии комплексных отказов // Эргономические вопросы безопасности полетов. Киев: КИИГА, 1987. – С. 87-91.

19. Gulenko V.D. Problems of pilots losing their spatial orientation because of air traffic controller commands / V.D. Gulenko, Y.V. Hryshchenko, V.O. Rogozhin // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.13-3.3.16.

20. Грищенко Ю.В. Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами / Ю.В. Грищенко, А.В. Соломнцев // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 156. – С. 71-76.

РОЗДІЛ 2

ПРОБЛЕМА ЛЮДСЬКОГО ФАКТОРУ ПРИ ЗАХОДІ НА ПОСАДКУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Раніше автором був доведений взаємозв'язок між присутністю і відсутністю затримання відбитих рухів (відсутністю і наявністю протидії ФН) пілота і мірою зміни його ДС при дії і відсутності ФН в процесі польоту. Ця робота спрямована на проведення якісного і кількісного аналізу зміни ДС при попаданні пілотів в екстремальні випадки польоту, тобто підтвердження того, що відбувається кількісна зміна ДС з незмінною якісною стороною, в чому по суті справи і полягає ЗАПППС. Як вже говорилося вище, основні дослідження проводяться на ділянці входу в глісаду.

При повністю сформованому ДС, контроль свідомості залишається увесь час за нормальних умов робочої діяльності. Проте, як показали дослідження, при дії факторних накладок (ФН) у частини операторів відбувається явище ЗАПППС, що полягає у збільшенні амплітуди рухів, що управляють, при збереженні їх загальної структури. Під ФН розуміється одночасна дія більше двох негативних чинників, на відміну від ортогональних факторних навантажень. Більше того, операційні дії стають неосмисленими, відбувається виконання завчених операцій, що іноді закінчуються переплутуванням або неправильною дією, приймаються неправильні рішення.

Моделювання дії факторних накладок шляхом введення комплексних відмов на тренажері розкриває величезні можливості для підготовки пілотів і інших членів екіпажів до польотів в екстремальних ситуаціях. Як показали дослідження в навчальних сертифікаційних центрах, приблизно у 70% пілотів відсутня протидія ФН і у цих же пілотів проявляється явище посилення ДС ЗАПППС, вже негативне в тому, що відбувається збільшення амплітуди управляючих рухів, яке оператор, як правило, не помічає. Більше того, звідси витікає, що ЗАПППС свідчить про попадання пілота в зону відбитих рухів, що говорить про відсутність у нього протидії ФН [15]. Все

вище сказане говорить про те, що негативні ефекти цього явища можуть привести до льотних подій.

Під зоною відбитих рухів розуміється ділянка дій людини-оператора, що за часом управляють і операційних, де під впливом негативних чинників (чи з інших причин) його дії і рухи не контролюються вищими відділами кори головного мозку. Таким чином, при попаданні пілота в екстремальні ситуації в процесі польоту він знаходиться в стані, при якому здійснює неправильні (помилкові) дії і неспіввимірні рухи.

Широко поширені способи виявлення психофізіологічної напруги операторів за допомогою визначення затиску і посилення тиску на органи управління, або емоційної напруги через частоту серцевих скорочень, параметрів мовного сигналу або через електропровідність шкіри оператора. Проте вони не дають уявлення про зміни якості техніки пілотування, як і дані про функціональний стан головного мозку за допомогою електроенцефалограми.

Вище було сказано, що при дії ФН в процесі польоту, а на тренажері комплексних відмов авіоніки, у пілота, який не уміє протидіяти їм, відбувається ЗАППС, яке проявляється у збільшенні амплітуди рухів, що управляють, при збереженні їх загальної структури. Щоб вичислити міру посилення динамічного стереотипу в процесі польоту необхідно порівняти динамічний стереотип пілота при дії факторних накладок і при польоті в нормальних умовах (на тренажері без комплексних відмов). Найлегше порівнювати максимальні і мінімальні відхилення польотів без факторних накладок і з ними, ввівши певні обмеження по мінімальних відхиленнях. Оскільки ДС операторів в "парних" польотах зберігається і може тільки посилюватися, то максимальні і мінімальні значення вибраних параметрів відповідатимуть нормальному і посиленому ДС. Таким чином, можна кількісно аналізувати якісні зміни психофізіологічного стану пілота. Звичайно, у пілотів з різним досвідом (як і підтверджено статистикою) будуть різні показники по ступені ЗАППС, хоча і не завжди. Але головною

перевагою навчання пілотів протидії факторним накладкам за допомогою усунення ЗАППС полягає не в точності виміру відхилень і підрахунку чинників, не в способах оцінки виконання польоту, а просто в усуненні негативного ефекту ЗАППС, що свідчить про протидію пілота ФН. Оскільки при ЗАППС зберігається загальна фізіономія рухів, то максимальні і мінімальні амплітуди зміни параметрів польоту рухових ДС відповідатимуть один одному при польотах з ФН і їх відсутністю.

При порівнянні "парних" польотів необхідно виявити як якісні, так і кількісні зміни ДС за допомогою імовірнісного і статистичного методів. Наприклад, використовуючи аналіз автокореляційних функцій, виявляємо як якісні, так і кількісні зміни ДС. Застосовуючи програми трендових алгоритмів доцільно обчислювати кількісні зміни ДС. Використовуючи математичні методи опису ДС, можна проводити аналіз "парних" польотів [42]

Більш того, операційні дії стають неосмисленими екіпажем, відбувається виконання заучених операцій, що іноді закінчуються переплутуванням або неправильною дією, як наслідок – приймаються неправильні рішення.

2.1. Врахування явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного при підготовці пілотів до польотів в особливих випадках

В процесі льотної підготовки пілотами отримуються і закріплюються певні навички польотів в різних особливих випадках. На комплексному тренажері літака (КТЛ) моделюється поведінка повітряного судна при функціональних відмовах, несприятливих погодних умовах, виникненні пожежі і їх різних комбінаціях. Пілоти успішно освоюють відповідні алгоритми дій, і, здавалося б, цим і слід обмежити процес підготовки.

Проте на практиці ми часто стикаємося з тим, що пілотами приймаються неправильні рішення, при цьому відбувається вихід параметрів польоту за обмеження, встановлені керівництвом з льотної експлуатації

(КЛЕ) повітряного судна (ПС). Були також випадки торкання консолю крила землі, що призводили до руйнування повітряних суден.

В звичайних умовах пілоти справляються з польотним завданням, а без проходження нормативної підготовки і сертифікату його ніхто не випустить в політ. Таким чином, напрошується висновок про те, що існуючої методики підготовки пілотів до польотів в особливих ситуаціях недостатньо. У основі таких методик лежить принцип реагування на різні дії, тобто теорія "стимул-реакція" (S-R) і її всілякі різновиди.

Вищевикладену проблему пропонується вирішити спеціальним видом підготовки пілотів до польотів в особливих ситуаціях – навчанню протидії будь-яким негативним чинникам (факторним накладкам), що одночасно впливають на пілота, за антистресовою програмою.

В цьому напрямі розроблені різні методики підготовки [113]. Основним засобом для відробітку протидії факторним накладкам (ФН) є КТЛ, на якому моделюються ФН введенням одночасно виникаючих відмов (комплексних відмов).

Імітація ФН на КТЛ дозволила з'ясувати, що у пілотів можливе виникнення ефекту амплітудного посилення динамічного стереотипу (ДС) пілотування в особливих ситуаціях польоту. Це явище посилення ДС може виникнути у 70% пілотів і супроводжується виходом за допустимі обмеження параметрів польоту, встановлені в КЛЕ ПС. Це явище посилення ДС може виникнути у 70% пілотів і супроводжується виходом за допустимі обмеження параметрів польоту, встановлені в КЛЕ ПС. Встановлено, що близько 50% пілотів при ознайомленні з теорією виникнення ЗАППС – самостійно домагаються його зняття без спеціальної програми льотної підготовки. Проте, це ні в якому разі не позбавляє від необхідності розробки методики підготовки пілотів парируванню ЗАППС. Виявлені основні види почерків і дана їх класифікація. Так, при фіксації диференційованого рухового ДС по зміні кута крену (γ) у часі (зміна γ є найбільш показовим для літака по дослідженнях багатьох авторів) від кінця третього розвороту до

точки входу в глісаду – у вигляді випадкової синусоїди, випадкової зростаючої і затухаючої синусоїди, випадкового меандру. На практиці види ДС часто бувають не в чистому вигляді, а змішані. Визначено, що відбиті і невідбиті рухи співпадають у кожного пілота, але перші відрізняються збільшенням амплітуди і зміною періоду коливань.

Для виявлення ЗАППС застосовуються якісні і кількісні методи визначення зміни ДС. Запропонована методика льотної підготовки для аналізу польотів з наявністю і відсутністю ФН. Порівнюються осцилограми пари тренувальних польотів (з ФН або їх відсутністю) на тренажері або на літальному апараті. При визначенні якісної і кількісної зміни ДС застосовується стохастична апроксимація ДС аналітичними методами. Також визначення якісної зміни ДС можливо використанням аналізу кореляційних функцій і статистичних методів порівняння. Особливо важливе визначення кількісної зміни ДС трендовими алгоритмами. Для аналізу зміни якості польоту за окремими параметрами, які фіксують ДС, для виявлення ЗАППС застосовуються алгоритми відносної різниці. Для обліку ЗАППС і оцінки якості техніки пілотування в процесі льотної підготовки запропоновані алгоритми абсолютної різниці по зонах параметрів через поліпараметричні алгоритми.

При реалізації методики льотної підготовки під час "польотів" на КТЛ з системою об'єктивного контролю (СОК) для кількісної оцінки, на підставі закономірностей залежності максимальних амплітуд зміни γ від значень отриманих по алгоритмах відносної різниці, побудовані картки оцінки ЗАППС і розроблені програми на ЕОМ. Визначені межі розподілу системи випадкових величин з комплексними і одиничними відмовами і підраховані показники подвійного дельта і диференціальний показник тренду за результатами групування пілотів за якістю виконання польотів з урахуванням ЗАППС. Для якісної оцінки груп пілотів побудовані закони розподілу максимальних і мінімальних відхилень γ при дії комплексних і одиничних відмов.

Розподіл мінімальних відхилень γ при "польотах" на КТЛ при одиничних і комплексних відмовах не суперечить експоненціальному закону розподілу.

2.2. Методи і алгоритми оцінки характеристик якості техніки пілотування в особливих випадках польоту

При вході в глісаду змінюється аеродинамічна конфігурація літака, що пов'язано з випуском закрилків і шасі. При польоті в директорному режимі це накладає на пілота додаткові дії в управлінні літаком. Так само збільшується операційне навантаження на екіпаж. При одночасному виникненні збоїв або відмов у членів екіпажу може виникнути підвищена психофізіологічна напруженість. Раніше це питання було розглянуте на ділянці від кінця четвертого розвороту до посадки на несучасних літаках [29]. Самі по собі відмови можуть не нести загрози, але в стані стресу екіпаж може посилити ситуацію. Оскільки зміна параметрів літака на цій ділянці носить ергодичний і стаціонарний характер, то коефіцієнт посилення (збільшення амплітуд параметрів) можна визначити по автокореляційних функціях.

Обчислення проводяться по формулі

$$K_i^{(j)} = \frac{1}{n-j+1} \sum_{i=1}^{n-j+1} \left(A_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n A_i \right) \left(A_{i+j-1} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n A_i \right)$$

де n – число спостережень по тимчасовому ряду A_{nap} (амплітуда параметра), $j = 1, 2, 3, \dots, L$ представляє запізнювання аргументу на $0, 1, 2 \dots (L-1)$.

Для проведення спектрального аналізу автокореляційних функцій в інженерному математичному програмному забезпеченні Mathcad за допомогою функції $A=cfft(K)$ для неперервних функцій. Для підрахунку спектру по дискретних значеннях можна використати наступну формулу інтеграла Фур'є:

$$S_t = \sum_{i=1}^{N-1} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2\pi \cdot i \cdot t}{N}} \right)$$

Крім того, часто бувають приховані прояви підвищеної напруженості людини-оператора, які проявляються в переході від стаціонарного випадкового процесу в детерміновані коливання у вигляді синусоїди. Іноді це не супроводжується збільшенням амплітуди параметрів. Це відгукнеться тим, що при подальшій дії інших негативних чинників значення амплітуди параметрів збільшуються в рази рис. 2.1.

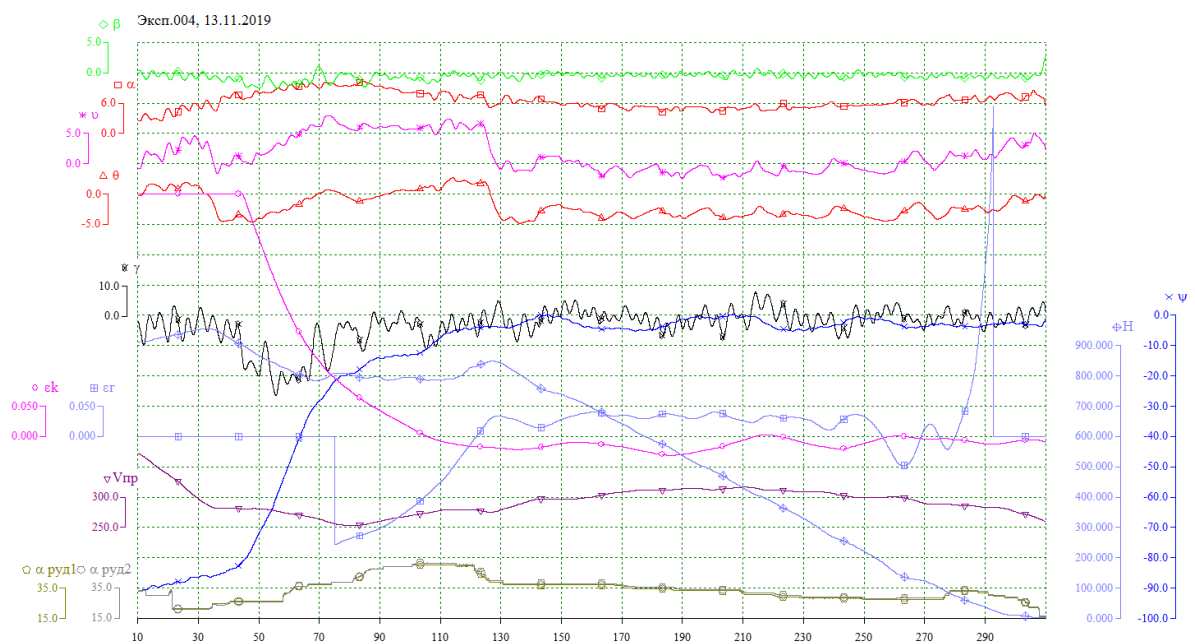


Рис. 2.1. "Політ" на КТЛ з відмовами першого і третього каналу ЕДСУ і відсутністю управління лівим елероном і інтерцепторами на лівому напівкрилі, де: $V_{пр}$ – приладова швидкість (км/год.); ψ – магнітний курс (град.); θ – кут нахилу траєкторії (град.); γ – кут крену (град.); ν – кут тангажу (град.); α – кут атаки (град.); β – кут ковзання (град.); H – геометрична висота польоту (м); ε_k – відхилення від курсової рівносигнальної зони (РГМ); ε_r – відхилення від глісади (РГМ); α – положення важеля управління двигуном (град.)

Змодельюємо нормальну ситуацію без відмов, де $m = -0.78$, $\sigma = 3$, $i = 0 \dots N-1$, $A = \text{norm}(N, m, \sigma)$, $N = 200$ (рис. 2.2).

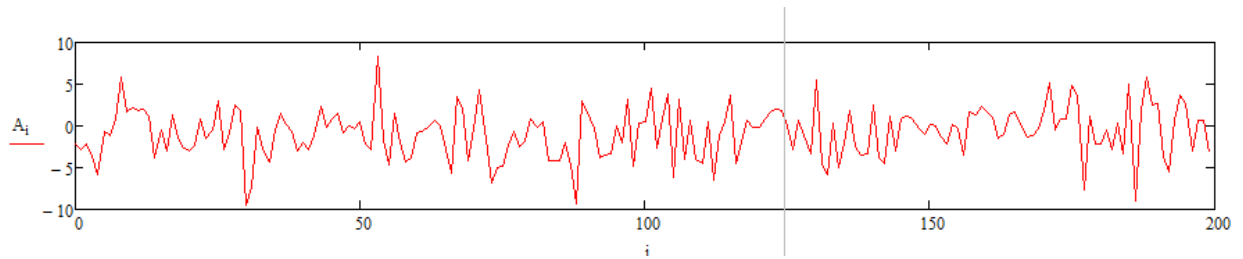


Рис. 2.2. Моделювання випадкової функції параметра при польоті без відмов

Розглянемо дискретну синусоїду, де амплітуда параметра $U = 5$, період $T = 4$ (рис. 2.3).

$$S_i = U \cdot \cos\left(2 \frac{\pi}{T} \cdot i\right).$$

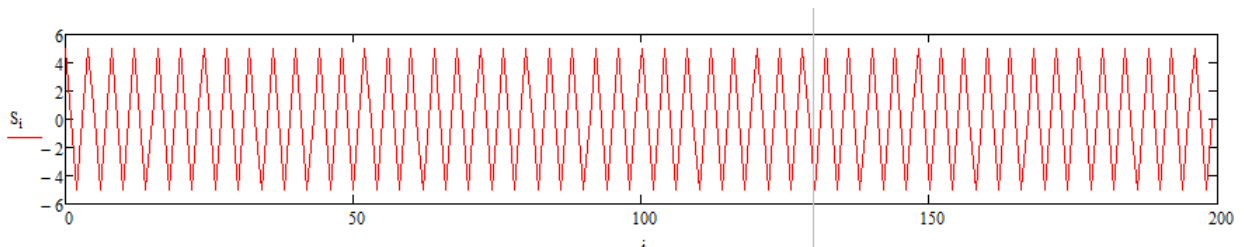


Рис. 2.3. Моделювання синусоїди

Промоделюємо політ в складних умовах польоту, в якому проявляється психофізіологічна напруженість людини-оператора (рис. 2.4).

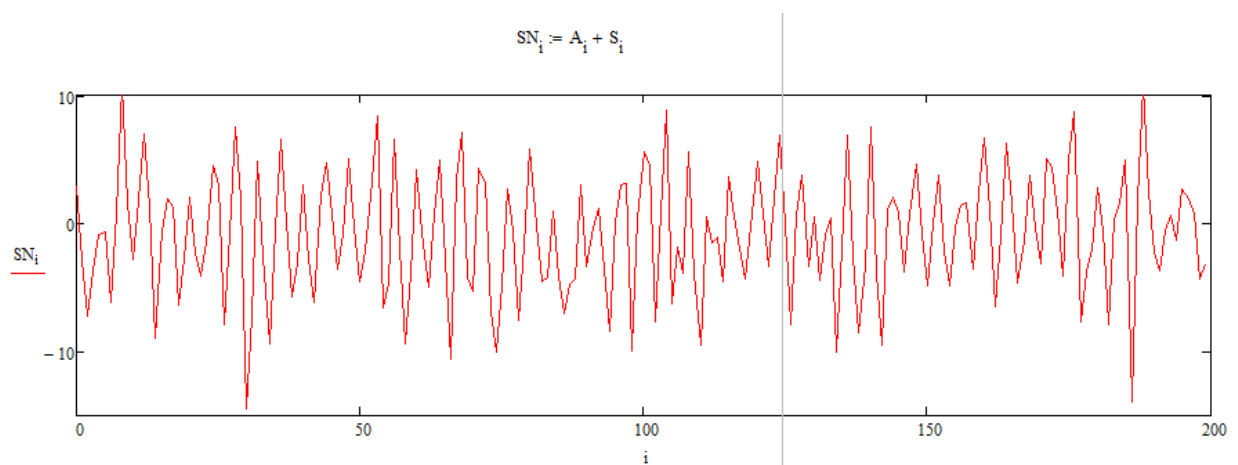


Рис. 2.4. Графік моделювання випадкової функції параметра при особливих випадках польоту

Виконаємо синтез алгоритму виявлення сигналу. При цьому завдання виявлення зводиться до перевірки простої гіпотези H_0 , що реалізація вибірки

описується багатовимірним розподілом Гаусса, проти простої альтернативи H_1 , що реалізація вибірки містить корисний синусоїдальний сигнал. При цьому відліки вибірки вважаються незалежними випадковими величинами. Тоді

$$f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_0) = \frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}},$$

$$f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_1) = \frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2}{2\sigma^2}},$$

де σ – стандартне відхилення, S_i – відомі відліки синусоїдального сигналу.

Параметри \bar{x} і σ вважаємо відомими, вони можуть бути визначені за результатами спостереження за процесом у разі відсутності відмов.

Відношення правдоподібності, яка визначає вирішальну статистику, визначається по формулі

$$l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_1)}{f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_0)}.$$

В результаті отримаємо

$$l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{\frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2}{2\sigma^2}}}{\frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}}} = e^{\frac{-\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2 + \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}}.$$

Для спрощення математичних розрахунків використовуватимемо логарифм відношення правдоподібності, тоді

$$\ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \ln e^{\frac{-\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2 + \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}} = \frac{-\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2 + \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2} =$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^N \left(-(x_i - \bar{x})^2 + 2S_i(x_i - \bar{x}) - S_i^2 + (x_i - \bar{x})^2 \right)}{2\sigma^2} = \frac{\sum_{i=1}^N \left(2S_i(x_i - \bar{x}) - S_i^2 \right)}{2\sigma^2}.$$

В результаті отримаємо

$$\ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) - \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

Згідно з критерієм Неймана-Пірсона вибір порогу ухвалення рішення V здійснюється виходячи з рішення наступного рівняння для випадку відсутності синусоїдального коливання в аналізованій суміші:

$$\Pr\left(\frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) - \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2 \geq V / H_0\right) = \alpha.$$

В даному випадку поріг ухвалення рішення був визначений шляхом статистичного моделювання на основі методу Монте-Карло. Для заданого об'єму вибірки, параметрів виявлюваного синусоїдального коливання і $\alpha = 0.01$ отримаємо $V \approx 0$.

У випадку оптимального Байєсовського виявителя поріг може бути визначений згідно з такою процедурою. Перепишемо вирішальну статистику у виді

$$\frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) = \ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) - \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

Тоді

$$\frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) = \ln \mu c + \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

$$\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) = \sigma^2 \ln \mu c + 0.5 \sum_{i=1}^N S_i^2,$$

де $\mu = \frac{q}{p}$, $c = \frac{C_{01} - C_{00}}{C_{10} - C_{11}}$, q і p – апіорні вірогідності гіпотези і альтернативи,

C_{00} і C_{11} – витрати, пов'язані з правильними рішеннями, C_{01} і C_{10} – витрати, пов'язані з помилковими рішеннями (при цьому $C_{01} > C_{00} \geq 0$, $C_{10} > C_{11} \geq 0$).

Отже, поріг ухвалення рішення для оптимального Байєсовського виявителя

$$V = \sigma^2 \ln \mu c + 0.5 \sum_{i=1}^N S_i^2,$$

а правило прийняття рішення:

1) прийняти H_0 , якщо $\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) < V$;

2) прийняти H_1 , якщо $\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) \geq V$.

Розглянемо метод, що відповідає критерію Неймана-Пірсона. Якщо вирішальна статистика RS перевищує поріг, то в змішаних функціях є синусоїдальний сигнал.

Проведемо розрахунки для результатів моделювання, приведених на рис. 7-9.

За відсутності синусоїдального сигналу отримаємо значення:

$$RS1 = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (A_i - m) - (S_i)^2}{2 \cdot \sigma^2} = -130.782.$$

Розглянемо статистику з синусоїдальним сигналом, тобто в змішаній функції RS перевищує допустимий поріг $V \approx 0$:

$$RS2 = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (SN_i - m) - (S_i)^2}{2 \cdot \sigma^2} = 146.997.$$

Багатократні моделювання підтвердили ефективне виявлення синусоїдального сигналу для заданої перешкодної ситуації.

Розглянемо Бейєсівський оптимальний виявитель з наступними апріорними даними:

– вірогідність позаштатної ситуації $p = 0.001$, а вірогідність особливого випадку у польоті $q = 0.999$;

– матриця витрат:

$$C_{00} = 0 \quad C_{01} = 10$$

$$C_{10} = 100 \quad C_{11} = 0$$

Проведемо розрахунок порогу сигналу:

$$V_p = \sigma^2 \cdot \ln \left(\frac{q}{p} \cdot \frac{C_{01} - C_{00}}{C_{10} - C_{11}} \right) + 0.5 \cdot \sum_{i=0}^{N-1} (S_i) = 129.1.$$

Проведемо розрахунки для результатів моделювання, приведених на рис. 7-9.

При відсутності синусоїдального сигналу отримаємо значення:

$$RS3 = \sum_{i=0}^N [S_i (A_i - m)] = 72.975.$$

$RS3$ менше порогу, тому приймаємо рішення, що синусоїдального сигналу немає, а є присутнім тільки шум [74, 135]. Розглянемо статистику з синусоїдальним сигналом. При цьому:

$$RS4 = \sum_{i=0}^N [S_i (A_i - m)] = 257.3.$$

При підготовці пілотів на комплексному тренажері літака необхідно відпрацьовувати вправи, які припускають введення в польотну ситуацію одночасно двох або трьох відмов апаратури на борту, і визначати коефіцієнти посилення у кожного з членів екіпажу. До блоку відмов повинні увійти відмови, які не впливають на аеродинаміку літака і можливість керувати літаком. Як показує досвід, невизначеність при оцінці ситуації в екстремальних умовах польоту у 70-80% випадків призводить до збільшення амплітуди параметрів польоту внаслідок підвищеної напруженості пілотів. Таким чином, тренажер потрібно використати не лише для навчання конкретним діям, але і для антистресової підготовки.

Трендові алгоритмі. Розглянемо один з варіантів порядку застосування трендових алгоритмів для аналізу протидії пілотів накладкам чинників. Маючи дані числові або графіків зміни курсу (ψ), крену (γ), тангажу (ϑ) і вертикальної швидкості (V_y) від кінця четвертого розвороту до посадки необхідно визначити відстані від екстремумів цих функцій до нуля. Обчислити різницю між екстремумами (без модуля) зміни кожного параметра. Результати значень амплітуд (A) узяти по модулю. Виявити максимальні і мінімальні A кожного параметра. Обчислити напівперіоди (T) відповідні максимальному і мініимальному значенню кожного параметра.

$$\Delta A = \frac{A_{\max} - A_{\min}}{A_{\min}}; \Delta T = \frac{T_{\max} - T_{\min}}{T_{\min}}.$$

Після цього складають загальну картину поліканальної зміни параметрів:

$$\Delta\Delta_{\gamma,\psi,g} = \sqrt{\Delta A_{\gamma}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_g^2 + \Delta A_{V_y}^2};$$

$$\Delta\Delta T_{\gamma,\psi,g} = \sqrt{\Delta T_{\gamma}^2 + \Delta T_{\psi}^2 + \Delta T_g^2 + \Delta T_{V_y}^2}$$

Амплітуди можна виміряти і наносити на вісь координат при роботі з числами в градусах, а при роботі з графіками – в умовних одиницях, а періоди – відповідно в секундах і умовних одиницях.

Використовуючи трендові алгоритми доцільно проводити порівняння ($\Delta\Delta\delta_{E,H,B}$) відхилення елеронів, керма напрямку і висоти з ($\Delta\Delta A_{\gamma,\psi,g}$) змінами параметрів:

$$\Delta\Delta\delta_{E,H,B} = \sqrt{\Delta\delta_E^2 + \Delta\delta_H^2 + \Delta\delta_B^2};$$

$$\Delta\Delta A_{\gamma,\psi,g} = \sqrt{\Delta A_{\gamma}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_g^2}.$$

Наприклад, під час "бовтанки" по розбіжності і можна судити про якість техніки пілотування, оскільки при сильній бовтанці досвідчений пілот не допускає сильних відхилень параметрів, хоча витрата керма і елеронів велика. За наявності систем об'єктивного контролю (СОК) на комплексному тренажері літака (КТЛ) можна не враховувати, оскільки "бовтанку" можна виключити з пульта інструктора.

Використовуючи трендові алгоритми і програму обробки на ЕОМ, за даними число печаті ми можемо отримати конкретні дані порівняння при $\Delta\Delta A_{\gamma,\psi,g} = \sqrt{\Delta A_{\gamma}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_g^2 + \Delta A_{V_y}^2}$ польотах з факторними накладками (ФН – комплексними відмовами на КТЛ) і без них. Алгоритм і програма навчання протидії з мінімальним трендом висловлений в "Методичних рекомендаціях по підвищенню рівня протидії пілотів накладкам чинників (для інструкторського складу і інженерів)" №782 В90 для літаків того часу. По різниці між $\Delta\Delta A_{ФН}$ і польотах без відмов можна судити про ступінь протидії

пілотів ФН. Чим менше різниця, тим більше ступінь протидії, якісні зміни оцінювати кількісно.

Помилкові й нелогічні дії членів екіпажу в процесі польоту, пов'язані в першу чергу, зі змінами в розумових процесах, що обумовлені дією на них факторних навантажень. Одержуючи просторові сигнали від дії факторних навантажень, при достатній їхній кількості, пілот може потрапити в зону відбитих рухів. Невміння пілотів активно протидіяти факторним навантаженням може привести до неправильних дій в процесі управління літаком (переплутування важелів, тумблерів, кнопок і т.д.). Протидією цьому явищу є просторова затримка рухів. І тому дуже важливим при навчанні всього екіпажу є оволодіння методики просторової затримки рухів при управлінні повітряним судном.

Задача переходу до безрозмірних коефіцієнтів при обробці осцилограм польотної інформації переходу від моментної до інтервальної оцінки успішно вирішується застосуванням трендових алгоритмів [22]. Під трендом розуміємо стійкі зміни процесу, що спостерігаються та дають висновок щодо його прогнозування у майбутньому. За даними обробленої статистики, вище запропонованим методом, виявлено ряд закономірностей, які вказують на необхідність проходження курсу антистресової підготовки більшості пілотів [15]. Використовуючи розроблений порядок застосування трендових алгоритмів, було проаналізовано виникнення негативного явища у пілотів на літаках: Ан-26, Як-40, Як-42, вертольоті Мі-8 та ін.

У процесі польоту пілоти не завжди можуть уникнути появи помилкових дій. Причому, як показують статистичні дані, зібрані на КТЛ-74, тривалість неправильного пілотування літака збільшується при збільшенні кількості одночасно діючих факторів (у даному випадку відмовлень).

Найбільш характерними помилками в техніці пілотування при дії негативних чинників є: не витримування глісади і не витримування швидкості на глісаді планування, не витримування курсу, виправлення його не в правильну сторону, не витримування вертикальної швидкості і т.і.

Причому, після того, як пілот починає виправляти помилку, то відбувається посилення динамічного стереотипу по амплітуді і частоті, що фіксується засобами реєстрації польоту. В існуючих літературних джерелах мається діаметрально протилежна думка – при діях факторних навантажень відбувається не посилення, а так зване "ламання" динамічного стереотипу дій. Експерименти на КТЛ і дані статистики не підтверджують цього. Особливо добре невідповідність видна на осцилограмах по параметру "кут крену". Перевірка цього положення має важливе практичне значення для складання нових програм тренувань, а також при видачі практичних рекомендацій пілоту на удосконалення його навичок пілотування. Пілот починає розгойдувати літак, навколо потрібного йому параметра, що свідчить про влучення пілота в зону відбитих рухів, тобто ми бачимо м'язове (якісне) чи тимчасове (кількісне) розгойдування пілота, що починається з просторової, одержуваної від зорових і чисто дотикальних рецепторів. Причому, зорові відчуття об'єктивні, а м'язові – суб'єктивні.

Помилкові й алогічні дії в процесі польоту, пов'язані, в першу чергу, зі змінами в розумових процесах просторові сигнали від дії факторних навантажень. Одержуючи просторові сигнали від дії факторних навантажень при достатній їхній кількості пілот може потрапити в зону відбитих рухів, але просторовому. Невміння активно протидіяти факторним навантаженням може привести до неправильних дій і в бортінженерів (переплутування важелів, тумблерів, кнопок і т.д.). Звідси ми бачимо важливість навчання просторовій затримці рухів всього екіпажу. Важливим елементом при навчанні затримки такого роду може служити навчання льотного складу логіки. Це служить важливою базою його тренувань, також вибору єдиного правильного рішення при протидії несподіваним подразником.

Після здійснення алогізмів частина пілотів попадає в зону тимчасових відображень, що показує нездатність їх затримувати тимчасові відбиті рухи.

Керуючись теорією протидії Сеченова І.М., який довів, що усі свідомі рухи називаються звичайно довільними, але і вони можуть бути відбитими.

Посилення динамічного стереотипу без змін "фізіономії" рухів спостерігаємо в більшості екіпажів при тренуваннях.

Ми бачимо з розрахунку польоту на КТЛ, що інтегральна оцінка ступеню підсилення динамічного стереотипу при посадці з непрацюючим двигуном більша, ніж інтегральна оцінка при посадці з не випущеними кінцевими закрилками.

В ідеальному випадку порівнювати амплітудне значення потрібно при аналізі польотів одного і того ж пілота без відмов і з введеними відмовами. Таким чином, по цій різниці ми можемо визначити амплітудне підсилення, яке виникає в пілота під впливом факторних навантажень, які на КТЛ імітуються комплексними відмовами.

Попередні розрахунки по крену показали, що політ з меншою накладкою чинників на пілотів, відрізняється від максимальної (відмова двигуна, авіагоризонту, відмови інших систем). Також були проведені дослідження при введенні з пульта інструктора три однакові відмови, які не впливають на аеродинаміку літака. Дані показують, що у 80% пілотів це приводить до амплітудного посилення динамічного стереотипу, збільшенню потоку зауважень по помилках пілота.

Перевірка за допомогою трендових алгоритмів виявила, що дане явище має місце у виді поліпараметричного розгойдування.

2.3. Моделі і програми врахування людського фактору і підготовки екіпажів до польотів в складних умовах

Без удосконалення підготовки льотного складу неможливо вирішити головну задачу цивільної авіації – досягнення максимальної ефективності експлуатації авіаційної техніки з одночасним забезпеченням високого рівня безпеки польотів. Невід'ємною складовою підготовки пілотів є тренажерна підготовка. З появою нової елементної бази відбувається якісне удосконалення КТЛ. У той же час потребують поліпшення відповідні

методики підготовки. Розглядаються існуючі моделі підготовки людини-оператора та пропонуються шляхи підвищення їх ефективності.

2.3.1. Моделювання особливих випадків у польоті на комплексному тренажері літака

Як відомо, тренажер – це модель реального об'єкта, яка призначена для формування у людини-оператора навичок, необхідних для роботи з цим об'єктом у реальних умовах, або для тренування окремих функцій, таких, як слідкування, увага тощо. На відміну від комплексного тренажеру функціональний не розрахований на точне моделювання будь-якої конкретної системи, з якою працює оператор. У ньому реалізується лише та модель, яка необхідна для підвищення функціональної здатності людини для заданого виду діяльності. Аналіз діяльності операторів показує, що є особи, які ефективно працюють в нормальних умовах, з успіхом використовуючи на практиці свої знання, вміння і навички, але у аварійних ситуаціях розгублюються і замість того, щоб швидко вжити належних заходів для ліквідації аварії, роблять грубі помилки або зовсім усуваються від активних дій щодо нормалізації ситуації. З огляду на це дуже важливим є визначення поведінки операторів в таких ситуаціях, відбір тільки придатних у цьому відношенні і забезпечення їх професійної підготовки [30].

Слід звернути увагу на те, що методики підготовки пілотів на КТЛ західних фахівців ґрунтуються на концепції системного процесу (вхід–процес–вихід).

Незважаючи на наявність таких наукових напрямів, як дослідження операцій і системний аналіз, до нині відсутня узагальнена методика оцінки ефективності процесів тренажерної підготовки, за виключенням оцінки економічної ефективності.

Дуже важливим є вивчення взаємозв'язків безпеки польотів з ефектами факторної дії. Як послідовної дії, так і одночасної взаємодії факторів. Особливість таких зв'язків полягає у тому, що критеріями ефективності

тренажерної підготовки при управлінні протидіями та антинавичками пілотів є метод факторних накладок та врахування впливу поліфакторності [89, 90]. Таким чином, ми повинні навчати операторів не лише діям, а й протидіям у особливих ситуаціях польоту. Слід зазначити, що широко розповсюджена ICAO програма SHEL даний принцип не застосовує.

За даними ICAO біля 80-90 відсотків катастроф припадають на долю людського фактору. За останній час ситуація в цивільній авіації не змінилася і зазначений показник лишається на тому ж рівні. Розглянемо підходи ICAO до вирішення даної проблеми.

Як свідчать зареєстровані дані про розслідування авіаційних подій, що відносяться ще до 40-х років, людський фактор пов'язаний з більшістю авіаційних подій та інцидентів. У звітах про розслідування авіаційних подій, як правило, чітко вказується, що відбулося й коли, однак у багатьох випадках у них відсутні повною мірою пояснення того, як і чому такі події сталися. Спроби розпізнати, проаналізувати й зрозуміти проблеми, що лежать в основі тієї або іншої події, які привели до зривів у роботі людини й тим самим до такої події, є іноді непослідовними. Коли стверджують, що пілот не дотримувався правил експлуатації, то при цьому мають на увазі, що ці правила належно обґрунтовані, а їх виконання повинно забезпечити необхідну безпеку. Внаслідок цього у звітах про розслідування висновки часто обмежуються такими фразами, як "помилка пілота", "не помітив і не вжив заходів", "неправильне використання органів керування" або "не дотримувався встановлених стандартних правил експлуатації (SOPs)". Цей вузький підхід є нічим іншим, як одним з багатьох перешкод на шляху до ефективного дослідження впливу людського фактору.

У тих випадках, коли події суміщаються й взаємодіють таким чином, що це приводить до катастрофи, повноважний орган по розслідуванню авіаційних подій повинен переконатися в тому, що було проведено дослідження всіх елементів складної системи, для того щоб зрозуміти, чому трапилася дана подія.

У главі 1 Додатку 13 ІСАО авіаційна подія визначається як: "подія, пов'язана з використанням повітряного судна, що має місце з моменту, коли яка-небудь особа піднімається на борт із наміром здійснити політ, до моменту, коли всі особи, що перебували на борту, покинули повітряне судно, і в ході якого яка-небудь особа одержує тілесне ушкодження зі смертельним результатом або серйозне тілесне ушкодження, повітряне судно одержує ушкодження або відбувається руйнування його конструкції, або повітряне судно пропадає без звістки або виявляється в такому місці, де доступ до нього абсолютно неможливий".

Інцидент визначається як:

"Будь-яка подія, крім авіаційної події, пов'язана з використанням повітряного судна, що впливає або могла б вплинути на безпеку експлуатації".

Існує багато різних підходів, що допомагають особам, що проводять розслідування, розпізнати діючі при авіаційних подіях і інцидентах негативні фактори, наприклад модель Різона.

Крім моделі Різона, виконання завдання по збору даних полегшують за допомогою концептуально нової моделі "SHEL" [139-167]. Ця модель була розроблена вперше професором Е.Едвардсом у 1972 році, і пізніше модифікована Ф. Хоукінсом (рис. 2.5).

В даній моделі співпадаючі границі або не співпадаючі границі блоків (інтерфейси) є також важливими, як і характеристики самих блоків. Неспівпадання границь може бути джерелом людських помилок.



Рис. 2.5. Програма ІКАО по безпеці польотів і людському фактору

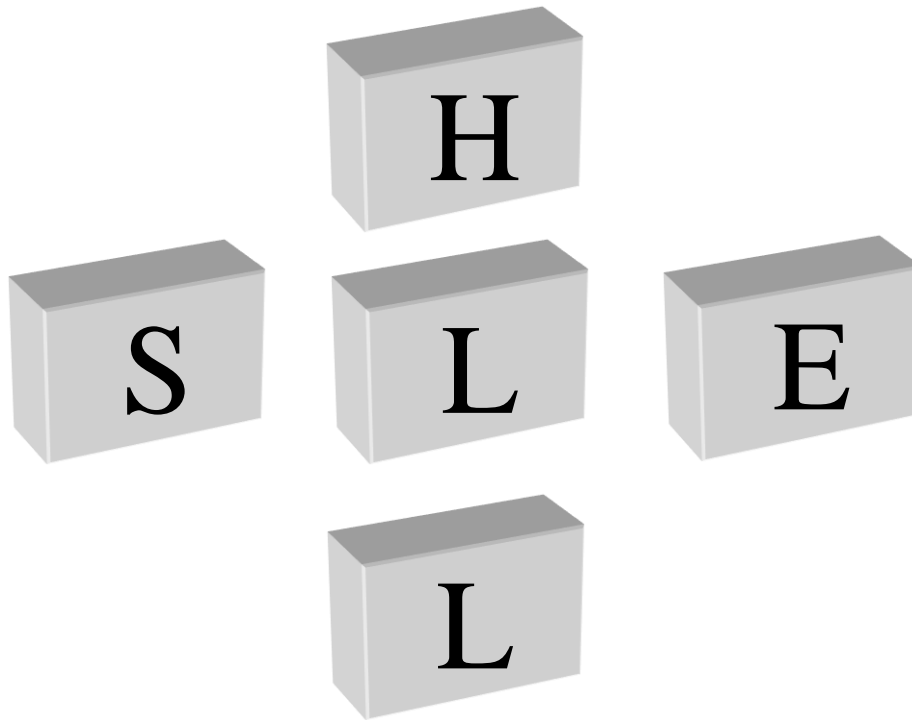


Рис.2.6. Модель "SHELL",

де: S – установки (процедури, символи, правила і т.і.);
 H – об'єкт (машина, обладнання);
 E – середовище;
 L – суб'єкт (людина);

Ця модель являє собою розширений варіант моделі "людина–машина–середовище" у керівництві ICAO по запобіганню авіаційних подій (Doc 9422). Модель SHELL ілюструє важливість оптимізації взаємодії операторів та обробки отриманої інформації.

Кожен компонент моделі SHELL представляє собою один з фундаментальних принципів досліджень людського фактору. Суб'єкт або людський елемент, являє серцевину моделі, найбільш значущим і гнучким її компонентом. Однак в нього є свої недоліки, які більшою частиною можуть бути в основному передбачуваними.

Центральний людський компонент не діє сам по собі, він однозначно взаємодіє з кожним другим елементом. Границі людського блоку не прості і

рівні, від цього наступні блоки повинні бути ретельно підігнані до нього задля запобігання напруження і в кінцевому рахунку зривів (події).

При розгляді питань, пов'язаних з людським фактором, часто стирається межа між тим, що до нього відноситься, і тим, що до нього не відноситься. Дані, які спочатку, здавалося б не мали ніякого відношення до події, можуть виявитися надзвичайно важливими після того, як буде встановлений зв'язок між конкретними подіями або факторами. Для того, щоб установити ступінь значимості інформації, отриманої в ході дослідження, безумовно, необхідний здоровий глузд.

Інформацію, що стосується авіаційної події, можна одержати з ряду різних джерел. Основними джерелами, що безпосередньо відносяться до питань людського фактору, є дані про устаткування, документацію, записи мовного й бортового самописців й опитування свідків, безпосереднє спостереження за діяльністю авіаційного персоналу й моделювання ситуації. У число допоміжних джерел входять бази даних про авіаційні події, довідкова література, фахівці і експерти в області людського фактора.

Завершивши збір інформації щодо людського фактору, яка відноситься до даної події або інциденту, дослідник приступає до її аналізу. У більшості випадків дослідники успішно аналізують дані, які можуть бути виміряні стосовно людського фактору – наприклад, мускульні зусилля, необхідні для надання руху штурвального стовпчика, освітлення, необхідне для зчитування показань з дисплея, необхідні температурні характеристики й показники тиску і т.д. На жаль, більшість важливих елементів людського фактору не піддаються простим вимірам, а, отже, не є повністю передбачуваними. У результаті цього великий обсяг інформації про людський фактор не дозволяє дослідникові зробити беззаперечні висновки. По закінченні збору й аналізу відповідних даних особа, що займається розслідуванням події, повинна підготувати звіт про розслідування.

Відповідно до положень керівництва ІКАО по запобігання авіаційних подій запобіжні заходи щодо виникнення таких подій повинні бути

спрямовані на усунення всіх небезпечних факторів у рамках авіаційної системи незалежно від їх походження. У додатку 13 керівництва ІСАО таким заходам приділяється значна увага. Рекомендація 7.1. говорить: "На будь-якому етапі розслідування авіаційної події або інциденту, де б вони не відбулися, повноважному органу по розслідуванню авіаційних подій держави, що проводить розслідування, варто рекомендувати відповідним повноважним органам, включаючи органи інших держав, будь-які запобіжні заходи, які необхідно терміново прийняти для запобігання аналогічних подій".

У розділі 4 Рекомендацій з безпеки керівництва ІСАО по розслідуванню авіаційних подій вказується:

"Сюди варто включити будь-яку рекомендацію з безпеки, підготовлену з метою запобігання авіаційних подій, і вказати у відповідному випадку коригувальні дії, що впливають із неї. Незалежно від того, чи включаються рекомендації у звіт у якості його невід'ємної частини чи представляються окремо (залежно від прийнятих у державах процедур), варто мати на увазі, що кінцевою метою дійсно ефективного розслідування є підвищення рівня повітряної безпеки. Для цього рекомендації повинні готуватися на загальній або спеціальній основі з урахуванням питань, що виникли в результаті проведення розслідування незалежно від того, чи пов'язані вони безпосередньо із причинними факторами або були породжені іншими факторами, виявленими в ході розслідування".

2.3.2. Дослідження підходів визначення причин помилок льотного складу в авіаподіях

Ефективність функціонування СОМС залежить від технічних характеристик машини, параметрів середовища, психофізіологічних властивостей оператора, тобто від людського чинника.

Людський чинник має велике значення в забезпеченні високої надійності авіаційної техніки і безпеки польотів ПС. Статистичні дані

свідчать, що з вини людського чинника у світі відбувається 70% авіаційних подій і інцидентів, 50% відмов різних технічних установок, більше 60% аварій.

За результатами досліджень дії людини є причиною близько 90% подій. Ці дані свідчать про те, що людські якості складають велику проблему, яка стоїть перед тими, хто несе відповідальність за проектування, виробництво, експлуатацію і контроль функціонування авіаційної системи.

Більш глибокі дослідження свідчать про те, що усі події і інциденти є наслідками помилок людини-оператора. Якщо це не помилка екіпажу або авіаційного диспетчера, то обслуговуючого персоналу або інших фахівців, які пов'язані з авіаційною технікою на усіх її життєвих циклах. Кожна ланка в ланцюзі авіаційних подій обумовлена помилкою людини. На підставі цих даних можна зробити висновок про те, що вплив людського чинника фактично складає 100%, а не 70% [80].

В теперішній час в ІСАО розроблена безліч моделей помилок. Вони є основними при розгляді проблем людського чинника. Ці моделі однакові для аналізу польотів в нормальних умовах і особливих ситуаціях. Так, наприклад, в циркулярі ІСАО 238-AN/143 "Людський фактор. Збірник матеріалів №6. Ергономіка" відзначається в главі 1, що контроль за помилками людини є складовою частиною ергономічних досліджень. Аналогічна інформація міститься і в інших циркулярах і керівництві по людському чиннику ІСАО, але, проте, акценту на аналізі причин помилок доки не робиться.

Помилка, згідно Держстандарту 26387-94 "Система людина-машина", це неправильне виконання або невиконання оператором запропонованих дій.

Таким чином, основні дефініції поняття "Помилка оператора (людини)" утворюються шляхом застосування відомого в логіці прийому логічної дихотомії (рис. 2.7). При дихотомічному (двочленному) діленні об'єм ділимого поняття ділиться на два поняття, що суперечать: А і не-А. Іноді поняття не-А ділиться на два суперечливих поняття В і не-В, потім не-В ділиться на С і не-С і так далі.

Дихотомічне ділення зручне з таких причин: воно завжди співвимірне; члени ділення виключають один одного, оскільки кожен об'єкт ділимий великої кількості потрапляє в клас А або не-А; ділення проводиться тільки по одній основі.

Операція ділення поняття застосовується тоді, коли потрібно встановити, з яких видів складається родове поняття [13].

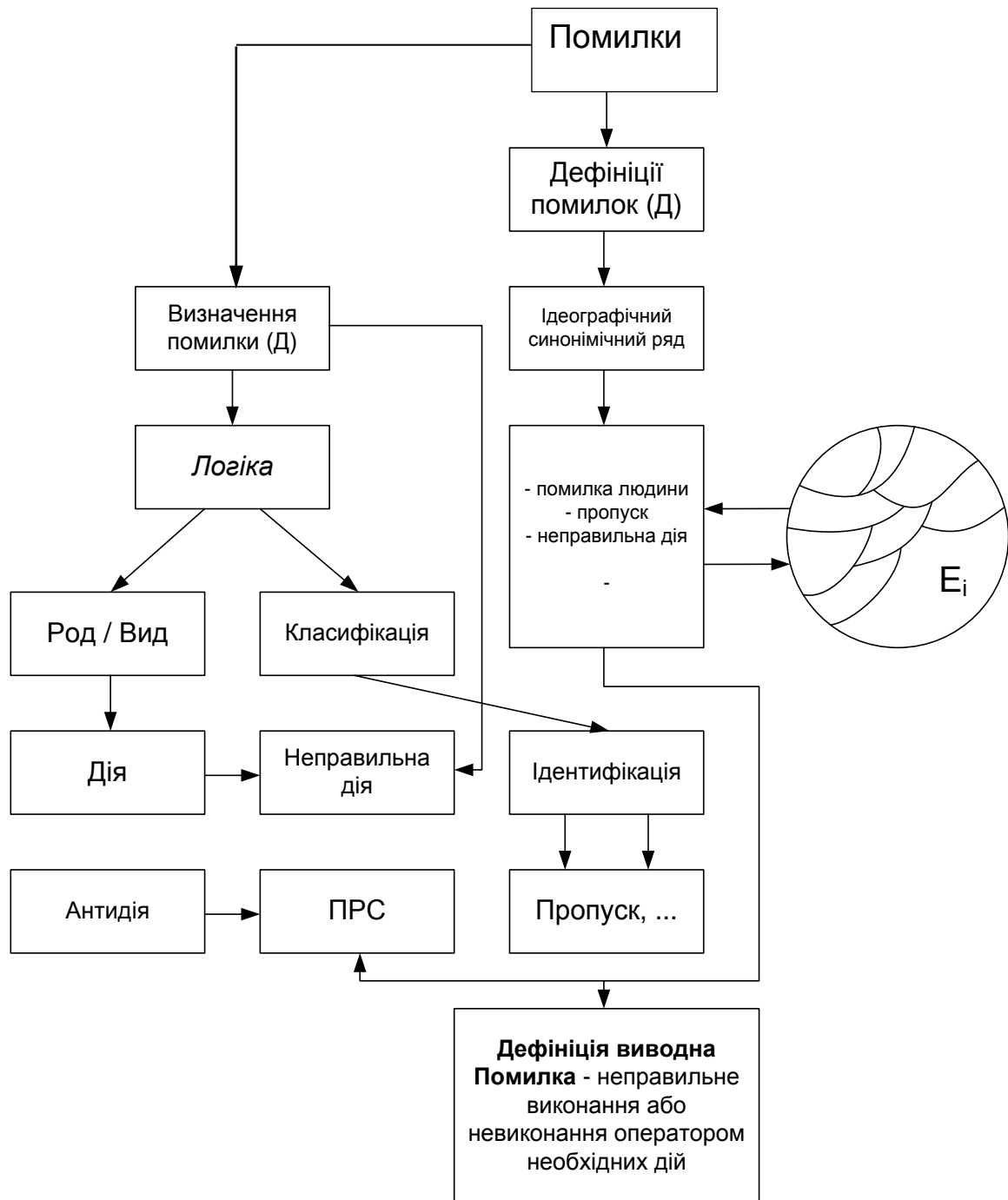


Рис. 2.7. Прийом логічної дихотомії

В області людського чинника важливою є аналітика помилок. Це модель вписується в детерміністські моделі. Вона дозволяє аналізувати причини помилок і виходити за їх межі у бік аналітики посиленних рефлексів Сеченова (ПРС). ПРС не входять в категорію помилок людини, а є нормальною психофізіологічною реакцією людини на абсолютну (відносну) раптовість, несподіванку, яка йде до людини.

Згідно цієї моделі помилки можна класифікувати не лише логічно, а і за допомогою ідеографічного синонімічного ряду.

Увесь синонімічний ряд можна розділити на три групи: основні синоніми, допоміжні і додаткові. До основних синонімів можна віднести: помилка, ляпсус, накладка, невірний крок, неправильна дія, недоробка, недогляд, неправильність, неточність, обмовка, друкарська помилка, описка, помилка, відмова людини, погрішність, промах, пропуск, прорахунок, упущення. До допоміжних синонімів відносяться: гріх, позіх, спотворення, камінь спотикання, ляп, обважування, обман, обмовка, зваблювання, необачність, ослух, перекіс, помарка, провисання, провинність, промашка, промір, проруха, перегляд, тавтологія. До додаткових синонімів – аберація, гістерологія, ілюзія, колімація, недогляд, обрахування, засліплення, паракронізм, гріх, самообман, самовтіха.

Таким чином, можна зробити висновок про те, що поняття "помилка" включає близько 55 понять. Тобто ця модель дає можливість розглядати помилку в розширеному сенсі.

Деякі підходи фахівців до проблеми помилок оператора. Західні фахівці, використовуючи методи класичної логіки обмежують свої дослідження трьома напрямками:

- 1) визначення помилок, тобто їх дефінірування;
- 2) класифікація помилок;
- 3) побудова моделі помилок на основі дефініцій і класифікацій.

Експерти техаського університету розробили модель подолання загроз і помилок (рис. 2.8). Ця робота опублікована в журналі ICAO №2 (54) у 1999 р.

З цієї моделі видно, що ризик виходить як від очікуваних (очікувані події і ризики, неочікувані події і ризики, зовнішня помилка), так і неочікуваних загроз (помилки льотного екіпажу). Очікувані загрози включають такі чинники, як умови місцевості, прогнозовані метеоумови і умови в аеропорту. До числа неочікуваних загроз належать розпорядження служби управління повітряним рухом (УПР), несправності систем і стреси експлуатаційного характеру. Також рівень ризику може підвищуватися в результаті помилок, які допущені за межами кабіни пілотів (персоналом служби УПР, персоналом по технічному обслуговуванню, співробітниками по забезпеченню польотів).

Окрім зовнішніх помилок існують помилки, що допускаються льотним екіпажем. І для зовнішніх помилок, і для помилок, що здійснюються льотним екіпажем, заслоном є поведінка, вибрана з урахуванням CRM (роботи екіпажу в кабіні). В першому випадку у разі вдалої такої поведінки призводить до безпеки польоту, в другому випадку це дозволяє здолати помилки, що припустилася, і відновити безпеку польоту. Якщо порушується лінія оборони, то це може привести до додаткових помилок, слідством чого буде інцидент або подія. Згідно з даними дослідників техаського університету про діяльність трьох авіакомпаній, одна або декілька загроз безпеки польоту виникали на 72% усіх рейсів. Якщо перерахувати число загроз на один рейс, то воно коливатиметься від 0 до 11, а в середньому доводиться по дві загрози безпеки на кожний політ. Найчастіше відзначалися загрози, які були обумовлені складним характером місцевості (58% рейсів), несприятливими метеоумовами (28%), несправностями бортових систем (15%), неадекватними розпорядженнями служби УПР, персоналу по технічному обслуговуванню, співробітників наземних служб управління і так далі (8%), а також стресом експлуатаційного характеру (8%). Найчастіше загрози безпеки польоту виникали на етапах зниження, заходу на посадку, посадці повітряного судна (40%).

Західна модель розглядає тільки дію і причиною авіаподій вважається помилка авіаперсоналу. Предметом найбільш пильної уваги досліджень в області безпеки польотів були помилки, допущені льотним екіпажем і ставшими причиною приблизно 75% авіаційних катастроф.

З точки зору експлуатації помилка льотного екіпажу може бути визначена як дію або бездіяльність, що веде до відхилення від експлуатаційних або організаційних намірів або очікувань [150-169]. Згідно з цим визначенням, слід розрізняти п'ять видів помилок:

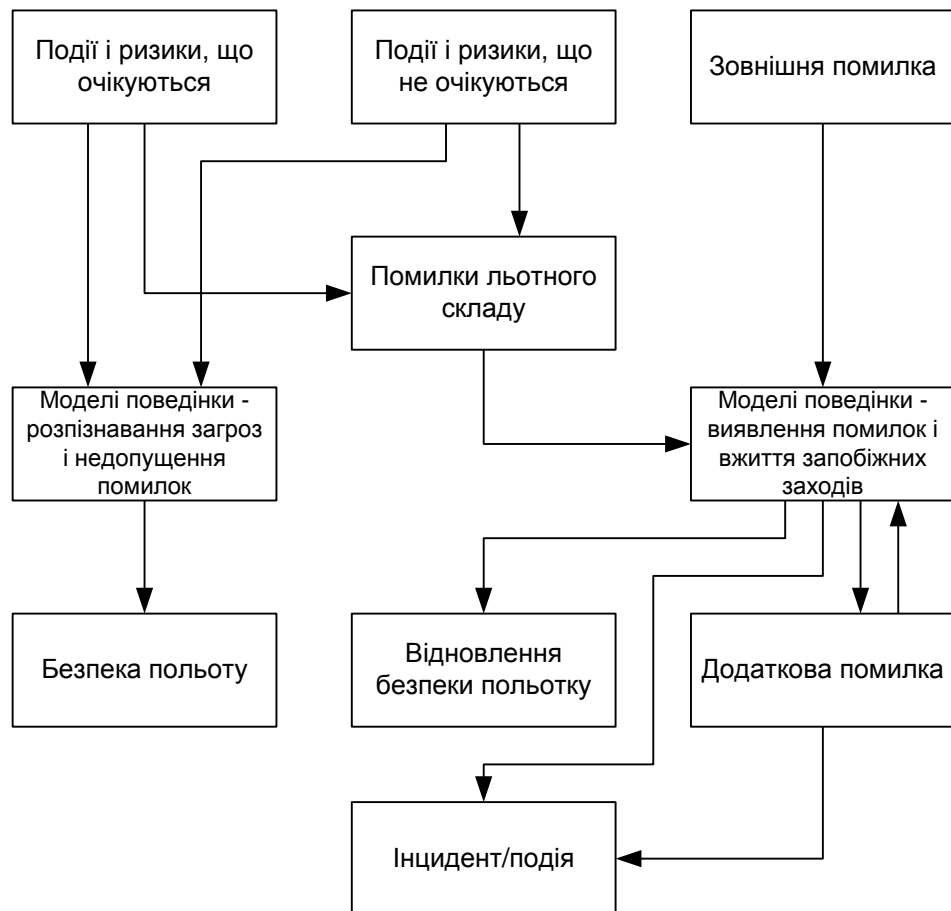


Рис.2.8. Модель загроз і помилок Роберта Л. Хелмрейча.

1) навмисне недотримання або порушення правил SOP (стандартна операційна процедура) або нормативних положень (ігнорування інструктажів або контрольних списків);

2) процедурні, при яких наміри правильні, а виконання зірвалося;

3) помилки комунікативного характеру, які мають місце при неправильній передачі або тлумаченні інформації;

4) помилки кваліфікаційного характеру, що вказують на нестачу знань або відсутність пілотажної майстерності;

5) помилки при прийнятті рішень експлуатаційного характеру, які мають місце при прийнятті льотним екіпажем дискреційного рішення, що веде до невиправданого збільшення ризику (різкі маневри при заході на посадку, рішення увійти до області несприятливих метеоумов або надмірного використання засобів автоматики).

Такий підхід називається "Причина авіаційної події – помилка авіаперсоналу". У цьому суть західного підходу до визначення причин авіаподій.

Розглянемо зміст і суть запропонованого нами підходу і новітньої моделі дії і протидії у польоті (МДПП).

В основі цього підходу лежить розгляд не лише дій, але і протидії. А причиною авіаподії є не помилка авіа персоналу, а причина або причини помилок. Тобто сама помилка виводиться з сфери причинності і розглядаються причини, що викликають цю помилку. Таким чином, по суті формуються два якісно відмінних один від одного підходу до причинності авіаційних подій: західний підхід, вважаючих помилку причиною авіаподій і вважаючих причиною авіаподій причини помилок. Такий поглиблений детермінізм в розгляді причинності авіаподій повністю відповідає характеру фундаментальних досліджень у вітчизняній інженерній психології, ергономіці і теорії експлуатації.

Відповідно до факторної моделі польоту МДПП з урахуванням природи ПРС (рис. 2.9) польоти розглядаються, як гранично складні процеси і їх моменти, під час яких ризик може виходити від очікуваних подій, невизначеностей і несподіваностей, зовнішніх помилок. Найбільш складною невизначеністю у польоті є факторні накладки. Факторні накладки (ФН) – ця взаємодія факторів. Раніше у вчених не можна було знайти робіт в області

навчання затримання ПРС при дії ФН, а наша модель дозволяє це зробити [15, 31].

Ще однією відмінною рисою цієї моделі є те, що варіантом післядії є більше раннє відвертання інциденту (події).

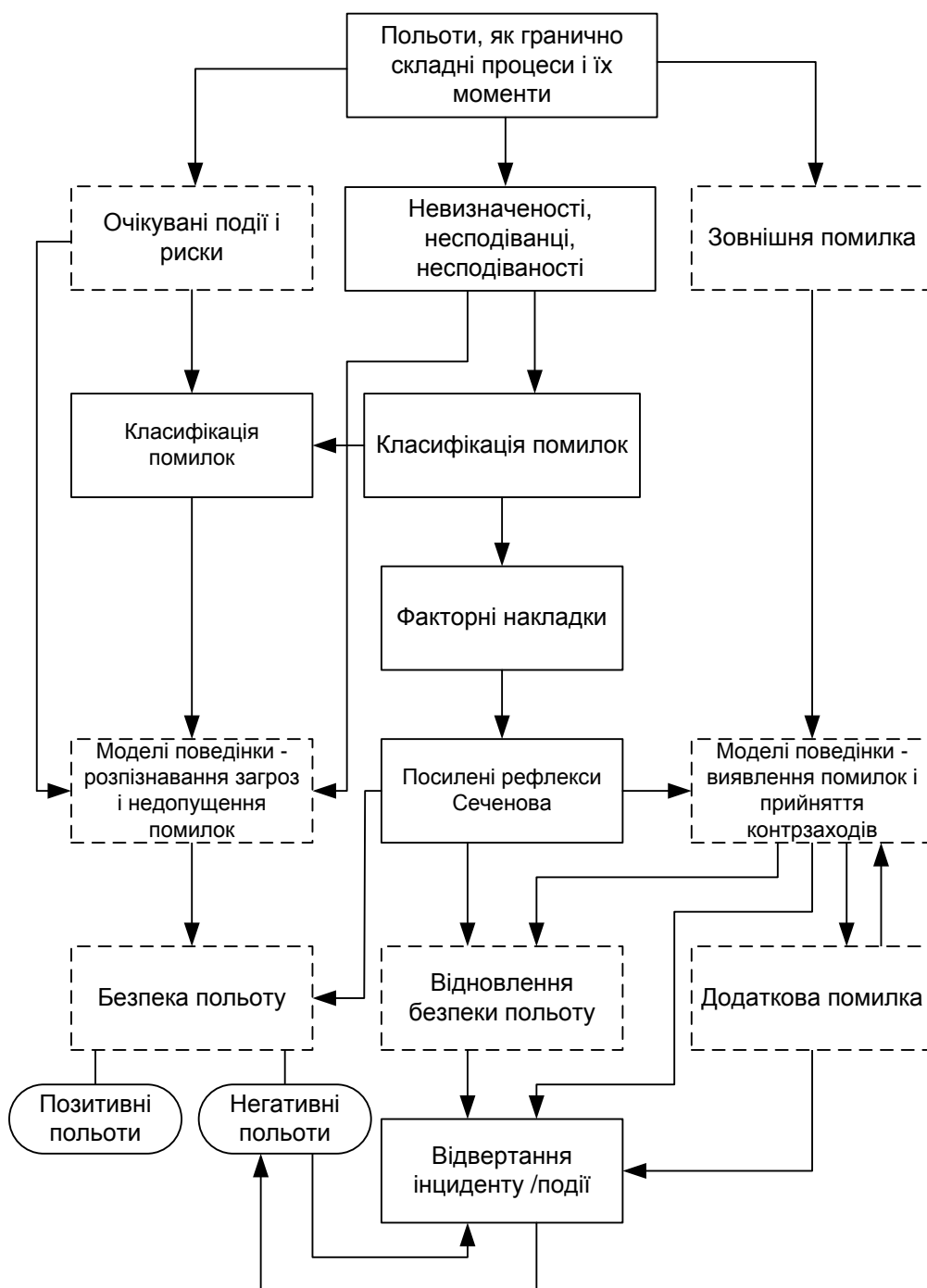


Рис. 2.9. Факторна модель польоту з урахуванням природи ПРС (модель Грищенка Ю.В., Гуленко В.Д., Хохлова Є.М.)

Також МДПП дозволяє навіть при додатковій помилці або при негативному польоті запобігти інциденту завдяки пригніченню ПРС.

При антистресовій підготовці на КТЛ психофізіологічна напруженість і неадекватні дії пілота визначаються по коефіцієнтах ЗАППС [15, 21-29] (рис. 2.10).

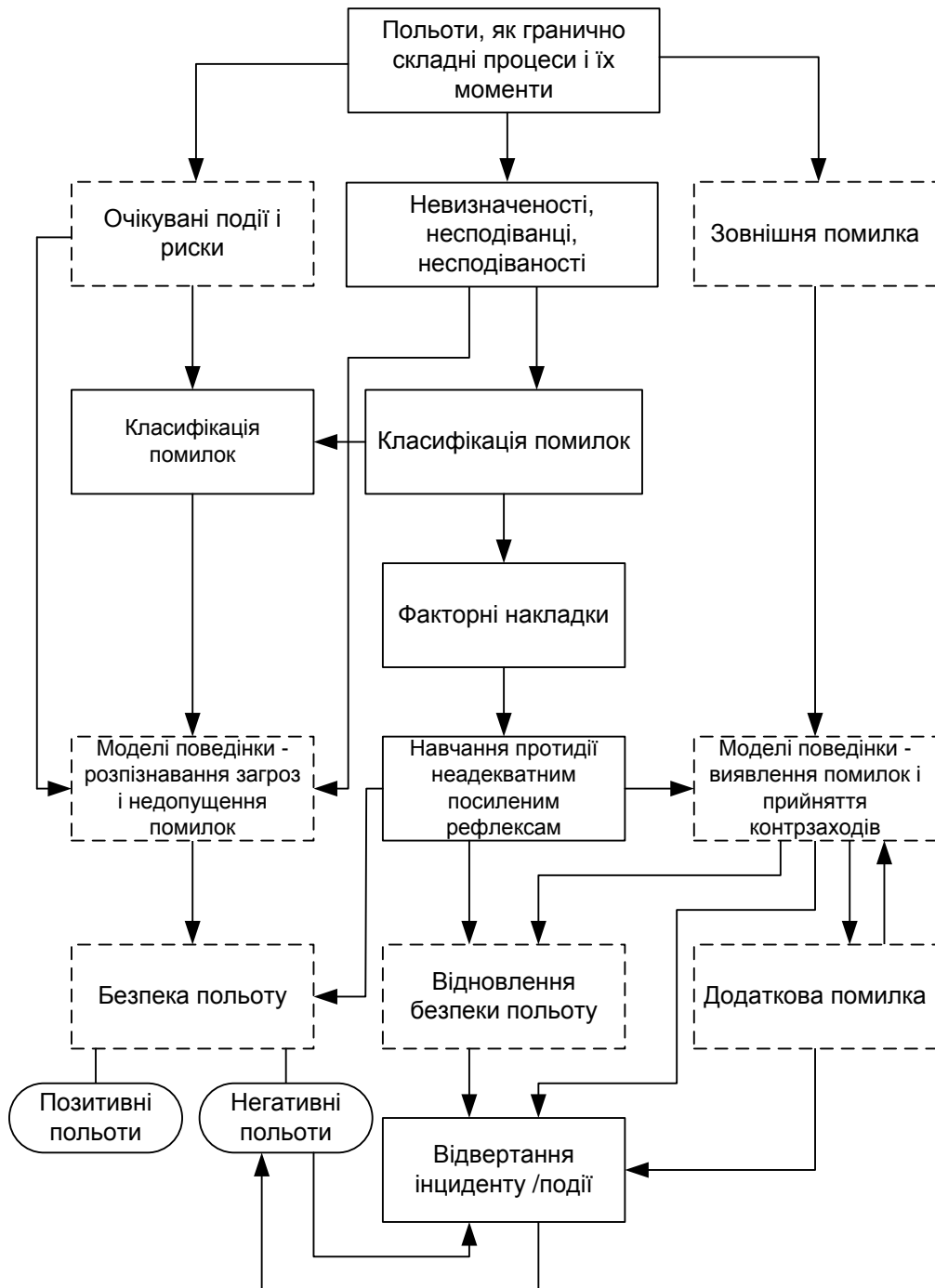


Рис. 2.10. Модель польоту з урахуванням навчання пілотів протидіяти збільшенню амплітуди параметрів польоту і алогічним діям у польоті

Складністю рішення такої задачі є те, що при факторній аналітиці причинності помилок ми зустрічаємося із завданням обліку великої кількості взаємодіючих чинників. Виділено більше 1500 таких чинників. Тому завдання знищення (елімінація) помилок льотного складу, навіть коли відомі причини, дуже складне.

Модель МДПП за принципами свого формування дозволяє вирішити це завдання. Обмеження області існування помилок нормальними (неаварійними) польотами і введення умовних рефлексів для польотів в умовах раптовості і несподіванки є тією теоретичною основою, і тим логічним посиленням, яке забезпечує таке важливе для практики зниження аварійності.

Методи визначення психофізіологічної напруженості і її впливу на якість техніки пілотування слід застосовувати на ділянці, де ПС повинно слідувати прямо від однієї ділянки польоту до іншої. Для цього найбільш підходить ділянка заходу на посадку від кінця третього розвороту до четвертого. Ведення комплексних відмов на КТЛ на цій ділянці з подальшим їх зняттям після четвертого розвороту дозволить дисциплінувати екіпажі для підвищення якості входу в глісаду.

2.4. Моделювання і оцінка візуальної втрати напрямку кута крену льотними екіпажами

Розглянуті питання можливості виникнення авіаційних подій при визначенні просторового положення повітряного судна. На основі аналізу випадкових величин зроблений ряд важливих висновків. Отриманий метод модульних перетворень отримав практичне застосування в одному з льотних загонів.

Нині ІСАО приділяє дуже велику увагу зниженню аварійності на повітряних судах (ПС) за рахунок впровадження нових підходів до рішення проблем по безпеці польотів і людському фактору. Прикладом цього є такі документи ІСАО, як Керівництво з управління безпекою польотів (КУБП) –

2013, де пропонується при вирішенні проблеми безпеки польотів створювати різні типи Систем управління безпекою польотів (СУБП), а також "Глобальна дорожня карта безпеки польотів" – генеральна програма ІСАО в області БП на усіх рівнях від авіакомпанії до регіональної галузі.

Сучасний етап розвитку техніки і технології характеризується тенденцією до забезпечення бездефектного виробництва і безпечної експлуатації [90]. Ця тенденція втілена в методології менеджменту якості "Шість сигма", що допускає лише одиничні дефекти і збої в мільйоні виробів або послугах, а також при імовірнісному аналізі безпеки потенційно небезпечній для споживача продукції, коли ризики складають порядку $10^{-6} \div 10^{-8}$.

Аналіз існуючих підходів. Облік маловірогідних ризиків, маловірогідних аварійних і катастрофічних ситуацій потребує розгляду існуючих підходів до аналізу надмалої вірогідності.

Розглянемо особливості застосування існуючих методів аналізу надмалої вірогідності до систем управління ПС, а також моменти появи "хвостових ефектів". Найбільша кількість статистичних висновків ґрунтована на допущенні про нормальність досліджуваного розподілу. Широке застосування нормального розподілу вірогідності ґрунтоване на центральній граничній теоремі, згідно якої випадкова величина, обумовлена дією великої кількості випадкових факторів, серед яких немає домінуючого, і може бути описана нормальним законом розподілу вірогідності.

Крім того, нормальний розподіл є "найгіршим" (у сенсі максимуму невизначеності – ентропії) для випадкових величин, визначених в області $(-\infty; +\infty)$.

Дуже важливо вийти на межі застосування нормальних розподілів і розглядати різні типи розподілів. Проте при виборі розподілів треба пам'ятати, що це лише статистична модель, що адекватно відбиває властивості реальних фізичних величин лише за певних умов [88].

Ми стикаємося з необхідністю дослідження "хвостів" розподілів, що зазвичай асоціюється з ефектом накладення ряду маловірогідних випадкових

чинників (факторних накладок). Великі кути крену у польоті – це підсумок таких накладок (окрім маневру ПС).

При цьому треба пам'ятати, що реальні фізичні величини, такі як параметри польотів – крен, тангаж, курс, висота, кут атаки і так далі, завжди обмежені. При аналізі великого крену з використанням гістограм і імовірнісних розподілів (по диференціальній щільності вірогідності) їх необхідно розглядати як маловірогідні, тобто "хвостові" ефекти щільності розподілів параметрів польоту. Безумовно, це новий підхід до аналітики параметрів польоту при елімінації або мінімізації таких помилок льотного складу, як втрата просторового орієнтування (ВПО) [69].

Останні авіаподії, пов'язані з втратою просторового орієнтування льотними екіпажами:

1. Мі-24В (ВПС), 19.02.1989 р.;
2. А-310 – F – OGOS, 22.03.1994 р. рейс Шереметьєво – Гонконг;
3. Ту-154 Б1 RA – 85164, 6.12.1995 р. рейс Південно-Сахалінськ – Хабаровськ;
4. Ка-27 ПС (ВПС), 22.10.1997 р.;
5. Saab-340, 10.01.2000 р., аеропорт Цюрих, Швейцарія;
6. А-320, 2000 р., Бахрейн;
7. Ту-154 М RA 85845, 3.07.2001 р., аеропорт Іркутськ;
8. Мі-8 МТВ – 1, ГТК "Росія", листопад 2005 р.
9. А-320, АРМ – АВІА, 03.05.2006 р.;
10. В-737 – 500 "Аерофлот – Норд", 14.09.2008 р.;
11. В-737 – 200 ЕХ-009, АК "ІнтерЕйр" Киргизстан, 24.08.2008 р. А.Д. Манас.

Часто нормативи безпеки задаються деякими обмеженнями на значення показників безпеки (ПБ), наприклад:

$$\begin{aligned}x &\geq x_{\min} , \\x &\leq x_{\max} , \\x_{\min 1} &\leq x \leq x_{\max} .\end{aligned}$$

В цьому випадку об'єкти, що мають значення ПБ у межах допусків, задовольняють представленим вимогам, а об'єкти, що мають значення ПБ поза зоною допусків, цим вимогам не задовольняють. Ця постановка завдання параметричної надійності є класичною.

Після опису ПБ деякою щільністю розподілу вірогідності $f(x)$, отримаємо вираження для ризику (рис. 2.11) [2]:

$$r_1 = 1 - \int_{x_{\min}}^{x_{\max}} f(x) dx$$

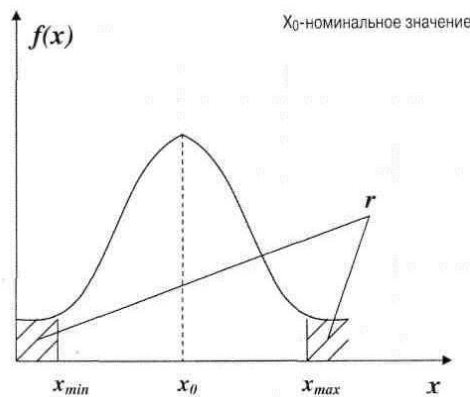


Рис.2.11. Визначення ризику r при двосторонньому допуску.

Ризик розглядається як "вірогідність спричинення шкоди життю або здоров'ю громадян, майну фізичних або юридичних осіб, державному або муніципальному майну, довкіллю, життю або здоров'ю тварин і рослин з урахуванням тяжкості цієї шкоди".

Безумовно, слід вважати, що порушення при посадках – це основний інформаційний канал для отримання статистичних даних. Порушення польотного завдання або відхилення параметрів від допустимих зазвичай фіксуються при аналізі польотної інформації за допомогою СОК – систем об'єктивного контролю. Ці дані ми і використовуємо як експериментальні.

Дуже важливо було оцінити так звані "достовірні події" з точки зору різниці законів розподілу, особливо по параметру "крен".

Існуючими підходами можна визначити ризик правого або лівого крену, але не можна визначити ризик втрати напряму крену. У цьому недолік цього методу виміру ризику.

Метод модульних перетворень.

Розглянемо модульні перетворення по γ_{max} на деяких прикладах.

(ДС – достовірні події по СОК; ФБ – факторно-безпечні польоти; ВФБ – відносно факторно-безпечні польоти; ГФН – гранично-факторно-невизначені польоти).

Закони розподілу максимальних відхилень кута крену для польотів "без зауважень авіаційних фахівців" (нормальні посадки) і посадки з "ДС" (складні посадки). З порівняння розподілів видно, що в якості показника ризику при посадках слід вибрати величину варіацій моди розподілів, тобто відмінність моди розподілу нормальної посадки від моди розподілу складної посадки:

$$\text{var } r = M_c - M_n$$

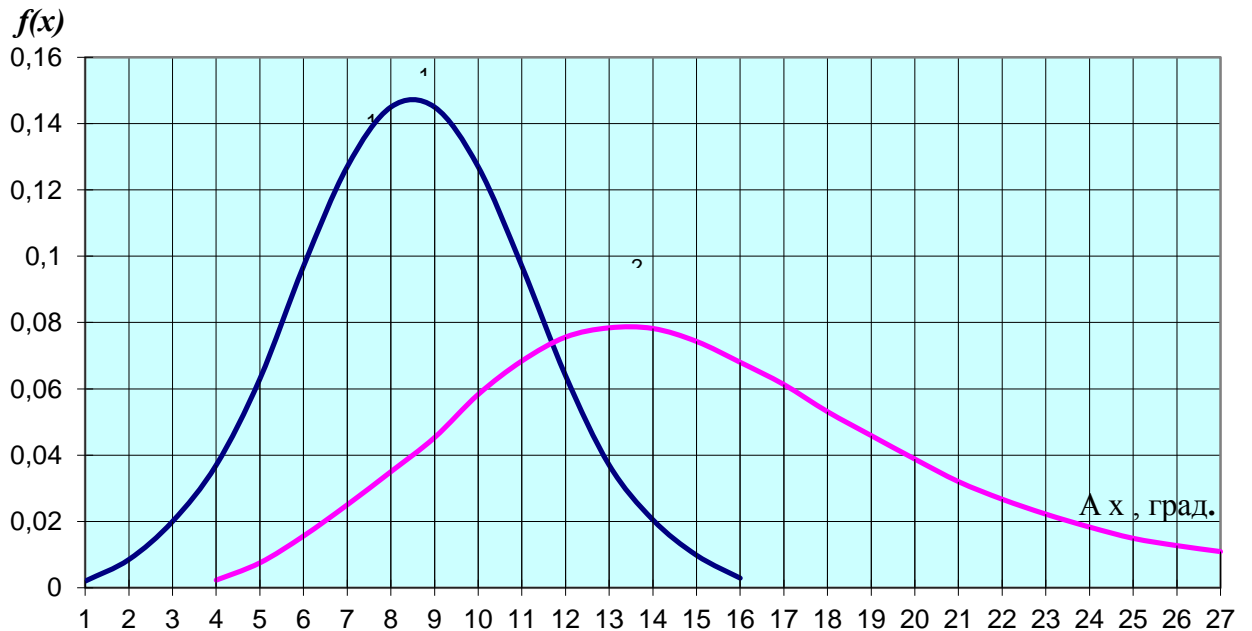
де M_n – величина моди закону розподілу нормальної посадки без зауважень,
 M_c – величина моди закону розподілу складної посадки з ДС.

По різниці щільності розподілів це дуже добре видно. Звідси витікає, що при оцінці ризику посадки і вирішенні проблеми ALAR в цілому з точки зору оцінки ризику треба брати не один політ або сукупність польотів однієї категорії, а як мінімум "парні" польоти, тобто польоти, що відрізняються складністю їх виконання.

Між тим, при оцінці по одному розподілу вважається, що допуск "вирізає" з щільності вірогідності площу, що відповідає вірогідності справного стану.

В реальних польотах, як видно з рис. 2.12, модульні розподіли по максимальному крену виявилися. Проте, слід зауважити, що перехід від нормальних розподілів до модульних і додаткова трансформація законів розподілу носить досить складну структуру і природу трансформації. По суті, види модульних розподілів є неоднорідними до величини середньоквадратичного відхилення (дисперсії) початкового розподілу – чим більше величини дисперсії, тим ближче модульний розподіл до розподілу.

Зокрема, при дослідженні законів розподілу тренувальних польотів по модулях γ_{max} на КТЛ – ТУ 154Б2 були отримані результати, що максимальні відхилення по крену розподілені при збільшенні факторного навантаження на екіпаж за розподілом Вейбула – рис. 2.12.



Однак, необхідно розуміти, що модульний розподіл по γ_{max} , показаний на рис. 2.12, несиметричний і має якісно виражений "хвіст" розподілу.

В якості новизни такої методології слід зазначити, що розподіл Вейбула [21] розділяється на дві частини – канонічну і "хвостову", несучих різну інформацію про потенційну небезпеку (ризик) ВКК, що дозволяє робити моделювання втрати просторового орієнтування (ВПО) льотними екіпажами. Початковим пунктом такого моделювання є те, що втрата напряму крену (чи невизначеність оцінки його) вноситься в математичну модель за допомогою модульного функціонального перетворення. Модульне перетворення по γ_{max} дає можливість "втратити" напрям зміни крену, тим самим імітувати ВПО ПС льотними екіпажами.

Статистично така модель здійснюється так. Аналізуються розшифровки польотів на основі експрес-аналізу польотної інформації по СОК в авіакомпанії. По кожній розшифровці визначається максимальне значення крену при заході на посадку і посадці. При цьому враховуються максимальні відхилення як лівого, так і правого крену. Складається таблиця відхилень по модулю γ_{max} , будується гістограма по γ_{max} . Далі після згладжування модульних гістограм проводиться виділення канонічної частини модульного розподілу параметрів, потім перевірка по критеріях згоди канонічної частини. Після цих процедур визначається і проводиться апроксимація "хвоста" неканонічної частини і визначається зона підвищеного ризику.

Порівняння канонічної частини розподілу Вейбула з "хвостовою" дає можливість визначити ризик БУК через співвідношення площ "хвостової" і канонічної частин розподілів і з користуванням формул.

ВПО може з'являтися при збільшенні "хвостових" ефектів розподілів (зростанні величини БУК).

Моделювання по модульних розподілах БУК є також не лише засобом елімінації ВПО, але і досить ефективним методом прогнозу для запобігання АП внаслідок ВПО на основі додаткового аналізу (по пропонованій методиці і методології) даних експрес-аналізу розшифровок польотних даних. Як відомо, польотні дані по параметрах польотів аналізуються при такому первинному аналізі без функціональних перетворень основних параметрів польоту (крен, тангаж, курс, висота і так далі) як випадкових величин.

Первинний аналіз, як вже було вказано вище, заснований на двосторонніх допусках відповідно до льотних обмежень і при цьому аналіз законів управління ПС не виходить за сферу прямого аналізу цих параметрів або їх кутових величин, реєстрованих БУС.

Проте вирішення проблеми ВПО льотного екіпажу вимагає не просто прямої обробки параметричних координат польоту в різних системах координат, а обробки з функціональними перетвореннями знакозмінних

параметрів польоту по модулю або іншим перетворенням випадкових величин відхилень параметрів у польоті [55, 72].

У реальних польотах модульні розподіли по максимальному крену не противорічать розподілу Вейбула. Проте, слід зауважити, що перехід від нормальних розподілів до модульних і додаткова трансформація законів розподілу носить досить складну структуру і природу трансформації. По суті, види модульних розподілів є неоднорідними до величини середньоквадратичного відхилення (дисперсії) вихідного розподілу – чим більше величина дисперсії, тим ближче модульний розподіл до розподілу Вейбула. Як приклад розглянемо масив експериментальних даних γ_{max} для підбору теоретичного розподілу (рис. 2.13).

$$\gamma := \begin{pmatrix} 34.45 & 4.4 & 4.4 & 4.4 & 4.4 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 31.9 & 29.9 & 29.9 \\ 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 4.2 & 28.8 & 29.1 \\ 3.9 & 3.9 & 3.9 & 3.9 & 3.5 & 3.5 & 3.5 & 3.5 & 3.5 & 3.5 & 3.3 & 3.2 & 3.2 \\ 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 & 3.8 \\ 28.1 & 27.7 & 27 & 26.7 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 \\ 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.8 & 2.5 & 2.5 \\ 25 & 25 & 25 & 25 & 26.4 & 23.6 & 23.6 & 2.1 & 2.1 & 2.1 & 2.1 & 2.1 & 2.5 \\ 22.8 & 22.8 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 & 2.4 \\ 22.1 & 21.8 & 21.0 & 20.3 & 20.3 & 20 & 18.9 & 18.2 & 18.2 & 1.8 & 1.7 & 1.7 & 1.4 \\ 17.6 & 17.5 & 16.5 & 16.1 & 15.8 & 15 & 13.7 & 13 & 13 & 13 & 13 & 13 & 1.4 \\ 11.9 & 11.6 & 10.5 & 10.5 & 10 & 9.8 & 9.8 & 9.8 & 8 & 8 & 8 & 7.7 & 1.4 \\ 7.3 & 7 & 7 & 6.6 & 6.3 & 6.3 & 6.3 & 6.3 & 6 & 5.9 & 5.9 & 5.9 & 1.1 \\ 5.6 & 5.6 & 5.6 & 5.2 & 5.2 & 5.2 & 5.2 & 5.2 & 4.9 & 4.9 & 4.9 & 4.5 & 4.5 \end{pmatrix}$$

$$n := \text{hist}(8, \gamma) = \begin{pmatrix} 102 \\ 19 \\ 13 \\ 7 \\ 8 \\ 9 \\ 9 \\ 2 \end{pmatrix} \quad fg := \text{histogram}(8, \gamma) = \begin{pmatrix} 3.184 & 102 \\ 7.353 & 19 \\ 11.522 & 13 \\ 15.691 & 7 \\ 19.859 & 8 \\ 24.028 & 9 \\ 28.197 & 9 \\ 32.366 & 2 \end{pmatrix}$$

Рис. 2.13. Експериментальні дані γ_{max}

Для отримання оцінок параметрів теоретичної моделі побудуємо гістограму щільності розподілу значень γ_{max} (рис. 2.14).

$$\begin{aligned}
 q &:= \min(\gamma) = 1_{\text{с}} := \frac{1}{\text{mean}(\gamma)} = 0.119 & d &:= \text{var}(\gamma) = 66.893 & K_{\text{с}} &:= 8 \\
 \sigma &:= \sqrt{\text{var}(\gamma)} = 8.179 & \text{mean}(\gamma) &= 8.425 & \mu &:= 8.425 & \nu &:= \frac{\sigma}{\mu} = 0.971 \\
 q1 &:= \max(\gamma) = 34.45 & \Delta\gamma &:= \frac{q1 - q}{K} = 4.169 & \text{с}_{\text{с}} &:= \frac{1}{\text{mean}(\gamma)} = 0.119 \\
 k &:= 0 + K - 1 & \gamma &:= 0..35 & \text{int}_K &:= 0 + \Delta\gamma \cdot k & N_{\text{с}} &:= 169
 \end{aligned}$$

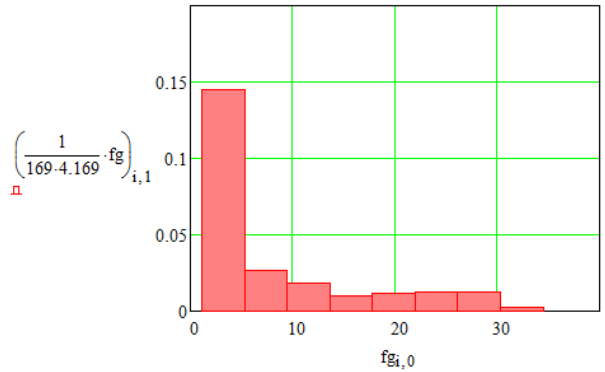


Рис. 2.14. Гістограма щільності розподілу значень γ_{max}

Апроксимуємо отриманий на рис. 2.14 статистичний розподіл теоретичним (рис. 2.15).

$$\begin{aligned}
 \nu &= 0.971 & b &:= 1 \\
 a1_{\text{с}} &:= \frac{\mu}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{b}\right)} = 8.425 & \text{fw}(\gamma) &:= \frac{b}{a1} \cdot \left(\frac{\gamma}{a1}\right)^{b-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{\gamma}{a1}\right)^b\right]
 \end{aligned}$$

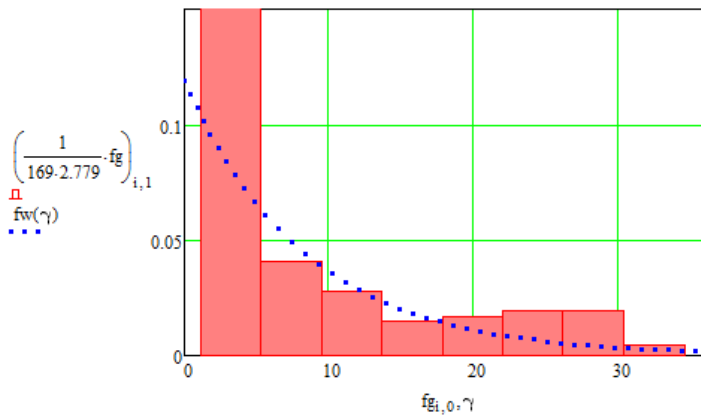


Рис. 2.15. Апроксимації вихідної статистики розподілом Вейбула

Перевіримо відповідність теоретичного розподілу статистичному по критерію згоди χ^2 Пірсона (рис. 2.16).

$$Q_{w_a} := \int_{int_a}^{int_a + \Delta\gamma} fw(\gamma) d\gamma$$

$$Q_{w_\gamma} := 1 - \sum_{a=0}^6 Q_{w_a}$$

$$Q_{w_a} =$$

0.39
0.39
0.39
0.39
0.39
0.39
0.39
-1.732

$$n = \begin{pmatrix} 102 \\ 19 \\ 13 \\ 7 \\ 8 \\ 9 \\ 9 \\ 2 \end{pmatrix}$$

$$\chi^2_{2w} := \sum_{a=0}^{K-1} \left[\frac{[(n_a) - N \cdot Q_{w_a}]^2}{N \cdot Q_{w_a}} \right] = 0.916$$

Рис. 2.16. Перевірка узгодженості моделі і вихідної статистики за критерієм Пірсона

В результаті перевірки встановлено, що імовірнісна міра розбіжності $P \approx 0.96$. Розподіл Вейбула при параметрі $b=1$ переходить в експоненціальний розподіл.

У наступних главах необхідно перевірити статистику пілотажних параметрів польоту на відповідність нормальному розподілу при польотах без дії ФН.

Вимір ризиків БУК по модульних розподілах при запобіганні АП є важливим аспектом у вирішенні проблеми ВПО.

Враховуючи те, що екіпажі повітряних суден втрачають напрям зміни крену при великих кутах крену, слід в якості математичної моделі використовувати модульні перетворення. Модульні величини дозволяють ввести невизначеність у визначенні напрямку БУК.

Модульні розподіли польотів (статистичні і імовірнісні) при експлуатації ПС різних поколінь приводять до необхідності розглянути два типи сигналізації при польотах з великими кутами крену – знакозмінною і індексною.

При знакозмінній сигналізації функція визначення напрямку БУК виконується за допомогою автоматики. При індексній сигналізації ця технологічна операція виконується льотним екіпажем, що збільшує їх операційне завантаження і приводить до збільшення ризиків БУК.

Асиметрія модульних розподілів дозволяє виділити канонічну (нормальну) частину розподілу і "хвіст" розподілу.

При аналізі нової моделі причинності помилок виникає необхідність використання також узагальнених варіаційних підходів: математичний апарат аналізу максимальних відхилень параметрів по зонах ПРС [54].

Втрата просторового орієнтування за креном неодноразово повторюється на сучасних вітчизняних та зарубіжних літаках, що мають "пряму" індикацію крену (за типом "вигляд з літака на землю"). Неодноразово видаються на основі результатів розслідувань рекомендації щодо зміни форми індикації й удосконалення форм тренажерної та льотної підготовки, яка має містити вправи з виведення літака зі складного просторового положення, але дотепер вони не реалізовані на практиці.

Вказані вище результати по моделюванню і оцінці візуальної втрати напрямку кута крену льотними екіпажами закріплені патентами і свідоцтвом комп'ютерної програми на авторське право [12, 54, 85].

Так само результати досліджень з даної проблеми упроваджені в навчальний процес на кафедрі авіоніки.

Крім того пропонується підсилити аналіз оцінки втрати просторового орієнтування за законами розподілу кутів крену аналізом вище вказаних трендових алгоритмів. Річ у тому, що втрата просторового орієнтування виявляється по всіх параметрах, ВПО, в першу чергу, пов'язана із стресовим станом людини-оператора. Доцільно по трендовим алгоритмам проаналізувати кут крену, курс, тангаж, вертикальну швидкість, кут атаки, ковзання і знайти коефіцієнти ЗАППС [47].

2.5. Проблема інваріантності в ергатичних системах

2.5.1. Дослідження якісних меж в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту

Питанню динамічних стереотипів в процесі підготовки операторів приділяється особлива увага, оскільки вони є основою їх професійних навиків.

Основні уявлення про динамічний стереотип (ДС) формувалися вже з самого початку ХХ століття Введенським Н.Є., Кржішковським К.М., Сирятським В.В., Купаловим П.С. і іншими. Вперше визначення ДС дане І.П. Павловим у 1932 році.

Динамічний стереотип (від грец. *dynamics* – сильний, рухливий, *stercos* – твердий, *typos* – відбиток) – інтегральна сукупність звичних умовнорефлекторних відповідей, відповідна сигнальній, порядковій і тимчасовій характеристикам стимульного ряду. Простіше, багатократне повторення сукупності подразників з одночасним протіканням процесів в центральній нервовій системі (ЦНС) приводить до того, що вони закріплюються у внутрішній стереотип.

При повністю сформованому ДС контроль свідомості залишається весь час за нормальних умов робочої діяльності. Проте, як показали дослідження, при дії факторних накладок (ФН) у частини операторів відбувається явище посилення ДС (ЯПДС – ЗАППС), що полягає в збільшенні амплітуди управляючих рухів при збереженні їх загальної структури. Під ФН розуміється одночасна дія більше двох негативних чинників, на відміну від ортогональних факторних навантажень.

Більш того, операційні дії стають неосмисленими, відбувається виконання завчених операцій, що інколи закінчуються переплутуванням або неправильною дією, приймаються неправильні рішення.

90. З вищесказаного витікає, що існує необхідність аналізу ЗАППС. Це явище можна спостерігати візуально на осцилограмах, використовуючи методи кореляційного аналізу зміни параметрів польоту. Інтервальну оцінку

ЗАППС часто розглядають у вигляді результату по зміні однієї амплітуди параметру. Даний ланцюг подій отримав назву факторний резонанс. Часто необхідно виявити як його перші ознаки, так і результат [94]. Оперативна інформація і адекватні дії екіпажу необхідні, наприклад, при небезпечному зближенні із землею, але для цього також необхідні коректні системи сповіщення [83].

Крім того, ми бачимо доцільність в тому, щоб виробити якісний аналіз цього явища в різних наукових напрямках, таких як, наприклад: авіаційна медицина, інженерна психологія, ергономіка (рис. 2.17). Для цього розглянемо класи вимірюваних процесів. Авіамедицина (АМ) відображає внутрішні психофізіологічні процеси і дає їх загальну характеристику, інженерна психологія (ІП) – процеси взаємодії екіпажу з повітряним судном як гранично складний психологічний і технологічний момент, а ергономіка (Е) – внутрішні і зовнішні психофізіологічні і технологічні процеси при взаємодії людини з машиною.

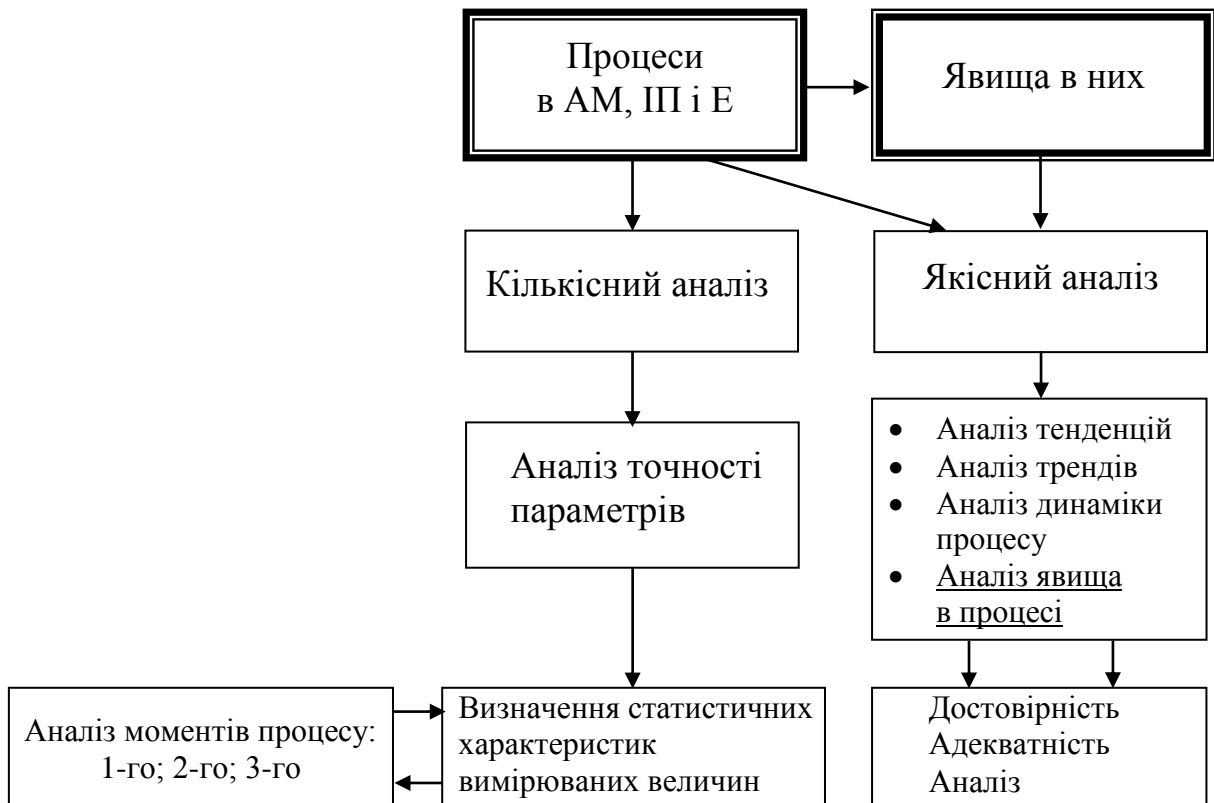


Рис. 2.17. Схема якісного і кількісного аналізу процесів

в АМ, ІІ, Е і явищ в них.

З вищесказаного випливає, що існує необхідність аналізу ЗАППС. Це явище можна спостерігати візуально на осцилограмах, використовуючи методи аналізу кореляційних функцій зміни параметрів польоту.

У цей час вивчаються стани процесів, події, які супроводжують ті або інші процеси, вивчення таких явищ спостерігаються рідше. Так, наприклад, у теорії безпеки польотів у процесах вивчаються тільки певні події (наприклад, катастрофи), у теорії надійності також спостерігається вивчення подій, властивостей і т.д.

Дамо узагальнене визначення досліджуваному нами питанню, поняттю явища.

Явище – філософська категорія, що відбиває зовнішні властивості й відносини предмета, форма виявлення (вираження) сутності предмета. Категорія явища нерозривно пов'язана з категорією сутності.

Філософські категорії сутності і явища означають наступне. Це внутрішній зміст предмета, що виражається в єдності всіх його різноманітних властивостей і відносин.

Явище – те або інше виявлення зовнішньої форми існування предмета. У пізнанні ці категорії виступають як щабля збагнення предмета (від явища до сутності).

Для нас найбільший інтерес представляє аналіз явища в процесі, а саме аналіз ЗАППС у процесі польоту.

Інтерес представляє не момент процесу, а інтервал, тому що, якщо подію можна розглядати й відповідно аналізувати через певні характеристики, то явище – тільки інтервально [34, 35, 41].

Якщо розглядати політ, як випадковий процес, то посадка теж випадкова.

Кореляційний аналіз, як метод дослідження ЗАППС при контролі техніки пілотування

Дослідження осцилограм можна здійснити за допомогою аналізу кореляційних функцій. Розглянемо проведення кореляційного аналізу електроенцефалограми (ЕЕГ) [63]. В експериментальних роботах застосовується не багато варіантів: підрахунок кроскореляцій як кореляції між ЕЕГ різних відведень, визначення кроскореляційної й автокореляційної функцій та ін. Всі ці варіанти трудомісткі й вимагають використання обчислювальної техніки. Ми розглянемо прикладні способи аналізу кореляційних функцій. При підрахунку кроскореляцій для двох порівнюваних ЕЕГ треба порахувати число збігів 1 й 0 на аналізованому відрізку незалежно від конкретного значення 0 або 1, тобто загальне число збігів. Квантування виробляється так само, як це описано для визначення рівня асиметрії висхідних і спадних фаз хвиль.

Далі підрахунок кореляції здійснюється за формулою:

$$r = -\cos[m/(n-k)]\pi,$$

де r – коефіцієнт кореляції; m – число збігів знаків 1 і 0; n – загальне число квантованих ділянок; $\pi=3,14$; k – число зрушень квантованих ділянок запису.

Значення косинуса беруться з таблиці тригонометричних функцій у радіанах. При визначенні автокореляційної функції підраховуються коефіцієнти кореляції ЕЕГ "самої із собою". Практично це можна зробити так. Беремо відрізок кривої, рівно, допустимої, 2 с. При швидкості запису 120 мм/с і кроці квантування 3 мм (25 мс) буде 80 крапок. Квантуємо відрізок, ставимо цифри 1 і 0 і дублюємо його. Підраховуємо число збігів 0 і 1 при нульовому зрушенні і коефіцієнт кореляції за вищенаведеною формулою, наприклад:

$$r = -\cos(80/80)\pi = -\cos 1*3,14=1.$$

Робимо зрушення дубльованого відрізка на один крок квантування, наприклад, вправо:

$$r = -\cos(70/80)\pi = -\cos 0,87*3,14 = -\cos 2,74 = 0,92.$$

Знову робимо зрушення дубльованого відрізка на один крок і знову підраховуємо кореляцію:

$$r = -\cos(45/80)\pi = -\cos 1,77 = 0,2 \text{ і т.д.}$$

Будуємо графік автокореляційної функції. На осі абсцис відкладаємо число зрушень τ , на осі ординат – величину коефіцієнта кореляції для кожного зрушення; якщо у нас є чимала кількість коефіцієнтів кореляції (звичайне їх число рівне 1/3-1/4 від загального числа квантованих ділянок), то, нанісши ці крапки на графік і з'єднавши їх, отримаємо автокореляційну функцію.

Маємо два крайні випадки. Якщо в такий спосіб обробляється запис синусоїди гармонійного процесу, то її автокореляційна функція буде косинусоїдою. Якщо обробляється запис "білого шуму", то вже на другому кроці коефіцієнт стане рівним 0 і буде таким практично на всіх останніх кроках. Автокореляційна функція реального біологічного процесу, але в умовах спокою, а не граничних навантажень, має проміжний характер, тобто в ній можна побачити періодичну компоненту, яка через певний час затухає. Але при ЗАППС вона навпаки зростає, оскільки пілот перебуває в умовах раптовості і несподіванки, а не спокою.

Для аналізу графіка автокореляційної функції використовуються наступні її основні параметри: 1) середній період коливань, що характеризує домінуючу частоту (його можна знайти, помноживши число кроків квантування в одному періоді на значення кроку квантування в секундах); 2) інтервал кореляції або швидкість загасання, – відрізок часу, в перебігу якого кореляційна функція "затухає" (чим більше інтервал кореляції, тим вище регулярність хвиль в ЕЕГ, а чим менше цей інтервал, тим сильніше виражені в ЕЕГ випадкові процеси); 3) площа під кривою автокореляційної функції; 4) співвідношення періодичної і випадкової складової. Для кількісного визначення цього параметра вводять коефіцієнт:

$$K_{П/С} = A/(R_{\tau=0} - A).$$

Потужність періодичної компоненти обчислюють як половину середньої амплітуди хвиль автокорелограми ($A=1/2a$, де a – середня амплітуда значень автокореляційної функції), а потужність випадкової компоненти – як різниця максимального значення автокореляційної функції $A/(R_{\tau=0} = 1)$ і потужність періодичної компоненти.

При використанні кореляційного аналізу для якісної оцінки поважно не показники "хвостів" і не точність характеристик, а є вони чи ні, і який вигляд "хвоста" кореляційної функції.

Важливим завданням є визначення кроку квантування, що б явище було видно (рис. 2.18). Достовірність виміру "хвостів" досягається зміною кроку квантування або введенням нового вигляду квантування (нерівномірного) [34].

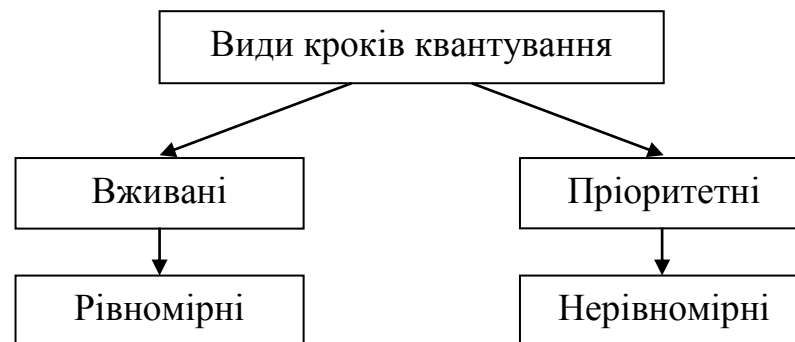


Рис. 2.18. Схема видів кроків квантування

Одним з не досліджуваних, нових явищ, яке супроводжує процес польоту, є ЗАППС. З'ясовано, що при аналітиці цього явища, яке несе інформацію про квазірегулярність (квазіперіодичність) польоту як випадкового процесу, при використанні кореляційного аналізу, слід звернути увагу на факторні "хвости" кореляційних функцій, як на тих, що несуть інформацію про періодичність і регулярність. Оскільки квазіперіодичність і квазірегулярність показує зону посиленних відбитих рухів у пілота.

Таким чином, ми стикаємося з неспецифічною сферою застосування кореляційного аналізу, коли нас цікавить не випадковість в процесі, а квазіперіодичність і квазірегулярність.

При класичному використанні кореляційного аналізу область факторних "хвостів" є областю недостовірної інформації про випадковість у випадковому процесі.

Одним з мало досліджуваних явищ, що супроводжує процес польоту, є ЗАППС. Це негативне явище ми бачимо з аналізу параметрів польоту.

З літератури відомо, що за певних умов (в даному випадку при накладці негативних чинників) повинна статися "ломка" ДС. Проте, проведені автором цієї роботи дослідження, цього не підтверджують. У пілотів при дії ФН (комплексних відмов на КТЛ) або відбувається ЗАППС, або воно відсутнє із збереженням ДС як за нормальних умов польоту (можливо також стискування ДС) [25, 26, 32] (рис. 2.19).

Очевидно, що у досліджуваних пілотів ДС сильно закріплений – збільшення амплітуди управляючих рухів і зміна періоду із збереженням їх загальної структури, що виводить за межі КЛЕ якість процесу польоту в значної частини пілотів.

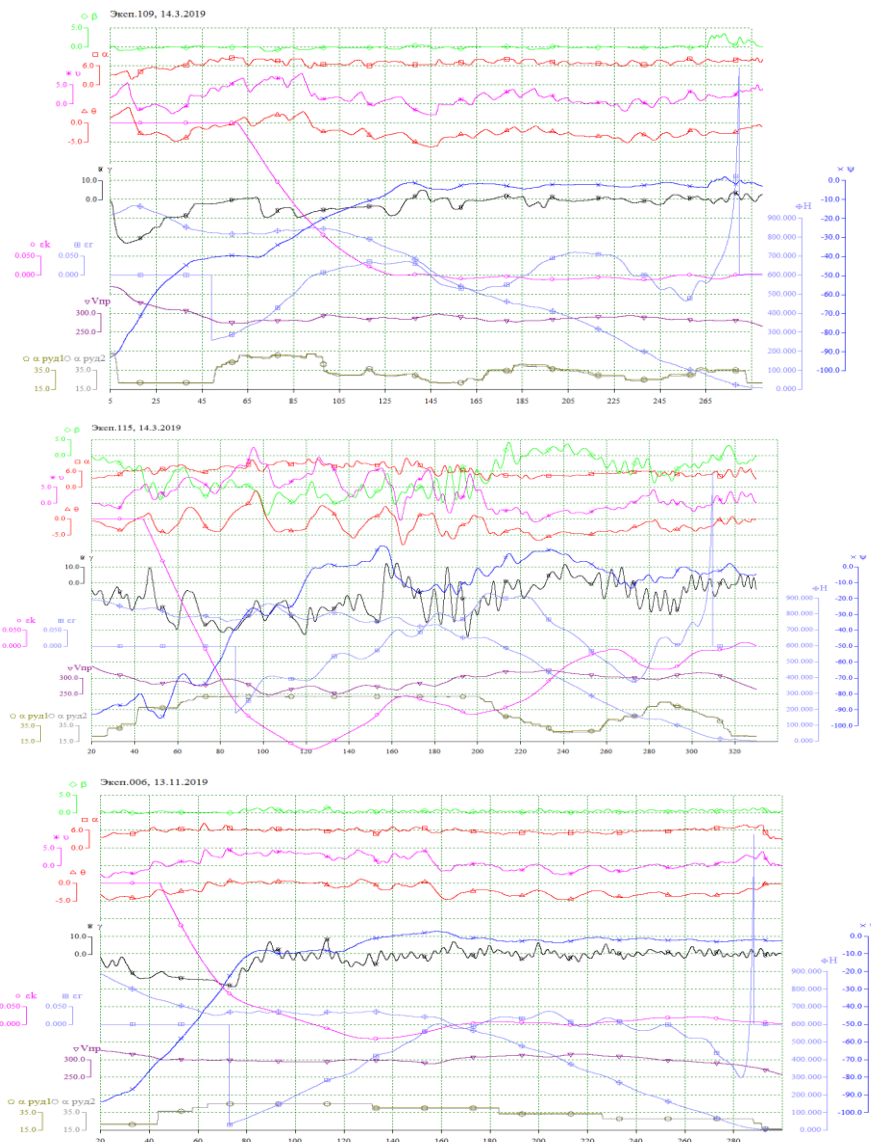


Рис. 2.19. Тренувальні польоти на КТЛ Ан-148 без відмов, з повною відмовою ЕДСУ (резервне управління без демпфування), відмовою другого (правого) двигуна і відмовою другого і четвертого каналу ЕДСУ: відсутнє управління правим елероном і інтерцепторами на правому полукрилі, відсутнє управління лівою секцією керма висоти, де: V_{np} – приладова швидкість (км/год.); ψ – магнітний курс (град.); Θ – кут нахилу траєкторії (град.); Y – кут крену (град.); v – кут тангажа (град.); α – кут атаки (град.); β – кут ковзання (град.); H – геометрична висота польоту (м); ϵ_k – відхилення від курсової рівносигнальної зони (РГМ); ϵ_2 – відхилення від глісади (РГМ); α – положення важеля управління двигуном (град.)

Зростає необхідність в програмі підготовки пілотів з врахуванням усунення ЗАППС при експлуатації літаків нового покоління.

2.5.2. Принцип інваріантності виходів машини і людини-оператора в процесі управління

Проблема безперервного контролю діагностичної інформації займає особливе місце, оскільки стеження за поточним психофізіологічним станом пілота може мати життєво важливе значення.

Побудова інструментальних засобів діагностики стану пілотів заснована на реєстрації фізіологічних даних і їх подальшій оцінці з метою визначення показників, що характеризують роботу найважливіших систем організму.

Розвиток техніки, поява електроніки і мікроелектроніки, привели до створення високочутливих методів реєстрації біологічних сигналів і ефективних засобів їх обробки для здобуття діагностичної інформації.

Біологічними сигналами є різноманітні по характеру прояви діяльності фізіологічних систем організму [13]. Визначення параметрів і характеристик біологічних сигналів і їх оцінка доповнює картину стану пілота об'єктивною діагностичною інформацією, що дозволяє прогнозувати розвиток його стану.

Методи дослідження фізіологічних процесів, використовувані в апаратурі клінічного моніторингу, повинні забезпечувати безперервність реєстрації біологічних сигналів в реальному масштабі часу у поєднанні з високою діагностичною цінністю показників, що отримуються в результаті обробки сигналів.

Цим вимогам задовольняє ряд методів здобуття фізіологічної інформації, яке широко використовується для цілей функціональної діагностики.

Найбільш важливими з них є методи контролю показників серцево-судинної системи, ЦНС, функції зовнішнього дихання.

Електрокардіографія є методом дослідження електричної активності серця, здійснюваний за допомогою реєстрації і подальшої обробки електрокардіограми (ЕКГ). Використовується в моніторній апаратурі для візуального спостереження ЕКГ і діагностики виникаючих порушень, для стеження за показниками варіабельності серцевого ритму, що відображають стан регуляторних процесів в організмі [31].

Контроль показників ЦНС здійснюється методом електроенцефалографії, який є дослідженням біоелектричної активності мозку, що дає інформацію про функціональний стан мозку і його окремих ділянок. Використовується при моніторингу активності центральної нервової системи.

Імпедансна плетизмографія (електроплетизмографія, реографія) – метод дослідження центральної і регіонарної гемодинаміки, заснований на вивченні опору біологічних тканин змінному електричному струму.

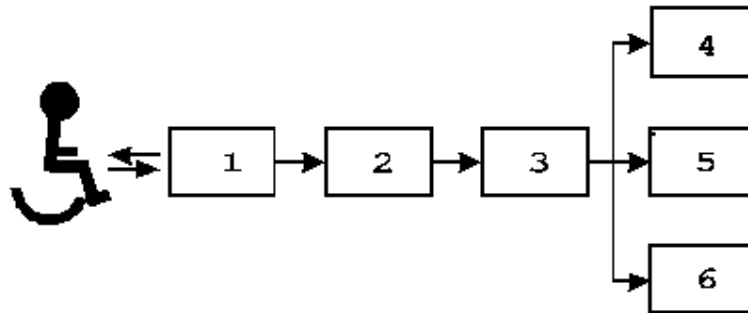
При моніторингу параметрів гемодинаміки (частоти серцевих скорочень (ЧСС), ударного об'єму, загального периферичного опору, параметрів венозного відділу кровообігу і ін.) оцінюється пульсуюча складова опору тканин, обумовлена зміною інтенсивності кровотоку [10].

При реографічних дослідженнях параметрів гемодинаміки для оцінки пульсу аналізується електричний сигнал, відповідний зміні електричного опору ділянки тканин з пульсуючою судиною.

Артеріальна пульсація може бути зареєстрована по ефекту Доплера від рухомого потоку крові з використанням ультразвукової або мікрохвильової техніки.

Розвиток засобів реєстрації і методів обробки біологічних сигналів, а також широке використання мікропроцесорної техніки привело до об'єднання окремих приладів виміру і контролю фізіологічних параметрів в багатофункціональні моніторні системи, що дозволяють вести комплексну оцінку стану пацієнта.

У моніторних системах здійснюється збір фізіологічних даних, аналіз отриманої інформації, визначення діагностичних показників з представленням результатів в зручному для сприйняття вигляді (рис. 2.20).



1 – датчики фізіологічних параметрів; 2 – блок первинної обробки даних; 3 – блок аналізу інформації; 4 – регістратор; 5 – дисплей; 6 – пам'ять

Рис. 2.20. Структурна побудова моніторингу стану пілота

Збір даних в моніторних системах заснований на реєстрації біологічних сигналів, тобто перетворенні сигналів, що відображають функціонування фізіологічних систем у форму, зручну для подальшої обробки і аналізу.

Фізіологічні параметри можуть бути визначені або безпосередньо, як вимірювані фізичні величини, наприклад, температура, тиск, біоелектричні потенціали, або як величини, що характеризують взаємодію фізіологічних процесів організму з фізичними полями, наприклад, величина ослабіння, що пройшли через досліджувані тканини оптичного випромінювання, ультразвуку, електромагнітних хвиль (рис. 2.21).

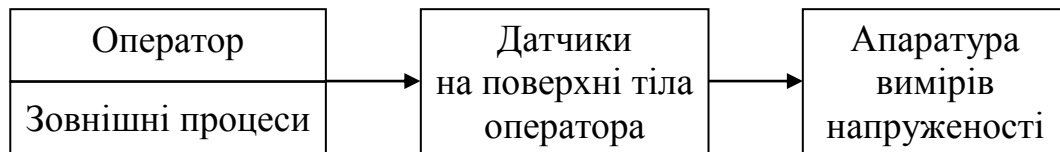


Рис. 2.21. Структурно-функціональна схема автоматизованої системи управління літальним апаратом

2.5.3. Обґрунтування вживання принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина некласичними методами

Топологічні інваріанти можуть широко розглядати структури перетворень. Наприклад, перетворення квадрата в круг можна назвати топологічним інваріантом. Нас цікавить відображення внутрішніх і зовнішніх процесів людини-оператора (ЛО, в нашому випадку – пілота) через параметри польотних даних, отриманих за допомогою бортових самописців повітряного судна (ПС). **Інваріантні** подібні перетворення або **неінваріантні** (рис. 2.22) Це питання дуже важливе, оскільки на практиці коштує завдання.

А. Класичні методи – перетворення характеристик ЛО у виходи апаратури



Б. Некласичні методи – перетворення характеристик ЛО в машинні виходи ПС

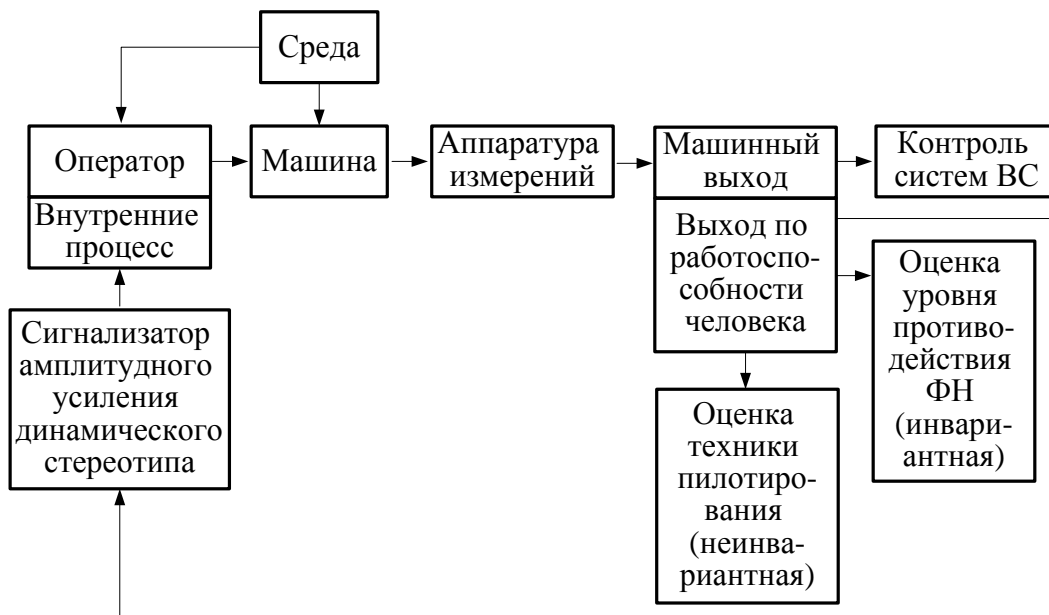


Рис. 2.22. Схеми порівняння методів (А і Б) визначення характеристик пілота по датчиках і машинному виході.

Психофізіологічні датчики про характеристики людини-оператора несуть в основному інформацію, яка математично описується загальною теорією коливань.

Колівальний характер вихідних характеристик людини-оператора дозволяє зробити вивід для систем стеження про те, що машинні виходи систем інваріантні по відношенню до вхідних характеристик системи, якщо на вході такої системи працює людина-оператор (рис. 2.23).

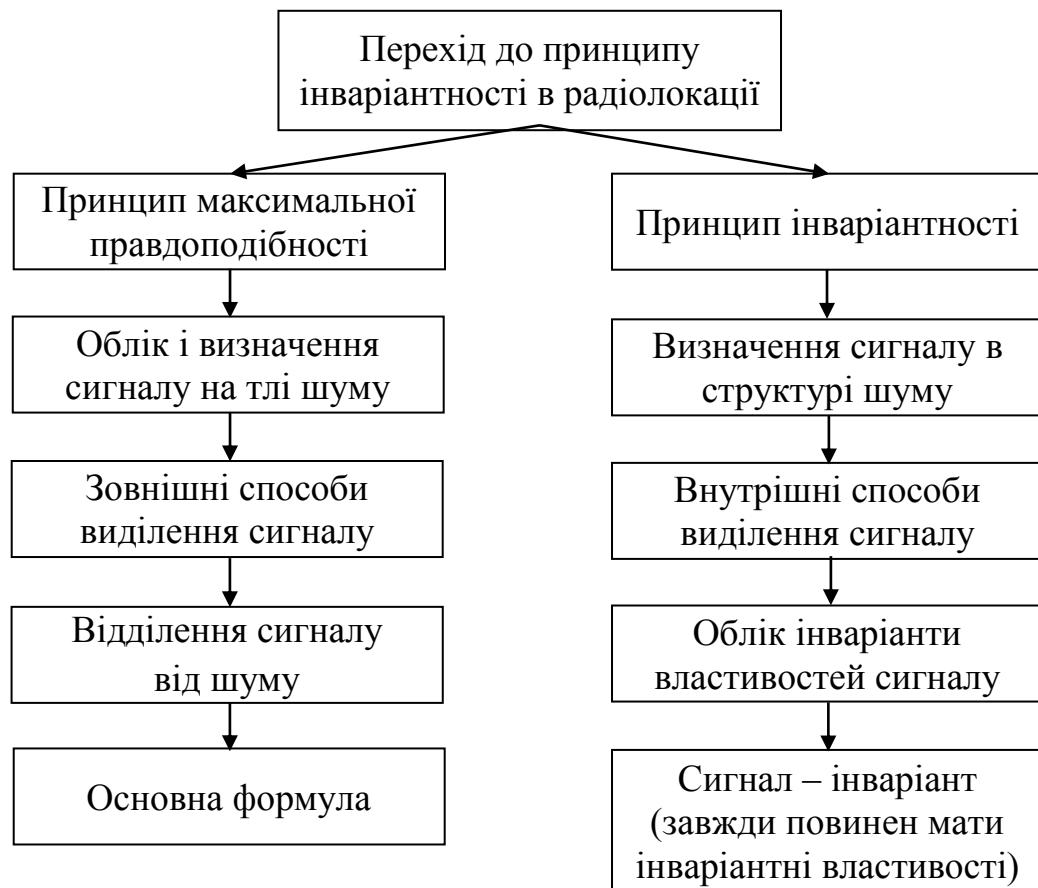


Рис. 2.23. Схема переходу від зовнішніх способів зовнішнього виділення сигналу до внутрішніх.

Із загальної теорії автоматики і автоматичних систем управління відомо, що по відношенню до всіх видів коливань (синусоїдальні, модульовані, з випадковим спектром і т. д.) існуючі системи інваріантні за схемою "вхід-процес-вихід".

У практичному плані інваріантність системи "людина-машина" дозволяє по машинних виходах визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків [34, 35, 41].

2.6. Проблема розробки систем оцінки характеристик ергатичної системи управління повітряним судном

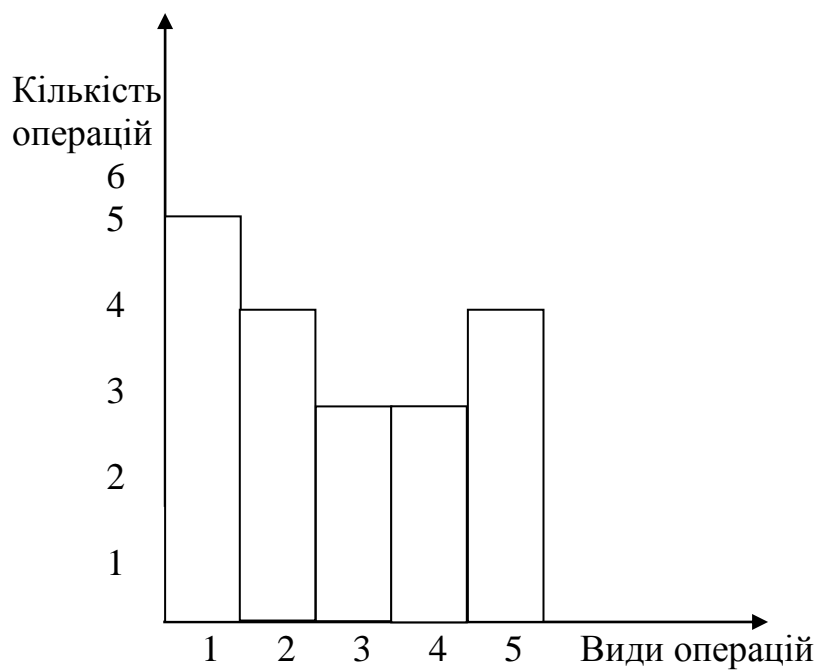
Основним з напрямів підвищення безпеки польотів є підготовка екіпажу. Навчання операторів відбувається шляхом вироблення певних навиків, вироблення умінь аналізувати інформацію і приймати рішення в простих умовах польоту. Але на даному етапі цього стає недостатньо. Значного підвищення безпеки польотів можна досягти шляхом поліпшення якості підготовки операторів в процесі дії на них ФН.

Для розробки систем оцінки характеристик ергатичної системи управління повітряним судном необхідно враховувати всі теоретичні розробки, які проведені в ході досліджень.

Доцільно для моделювання ФН знати залежність функції ентропії полікомпонентних імовірнісних заходів і вірогідності полікомпонентних імовірнісних заходів. Вони можуть бути адитивними і мультиплікативними [46, 90, 93, 105].

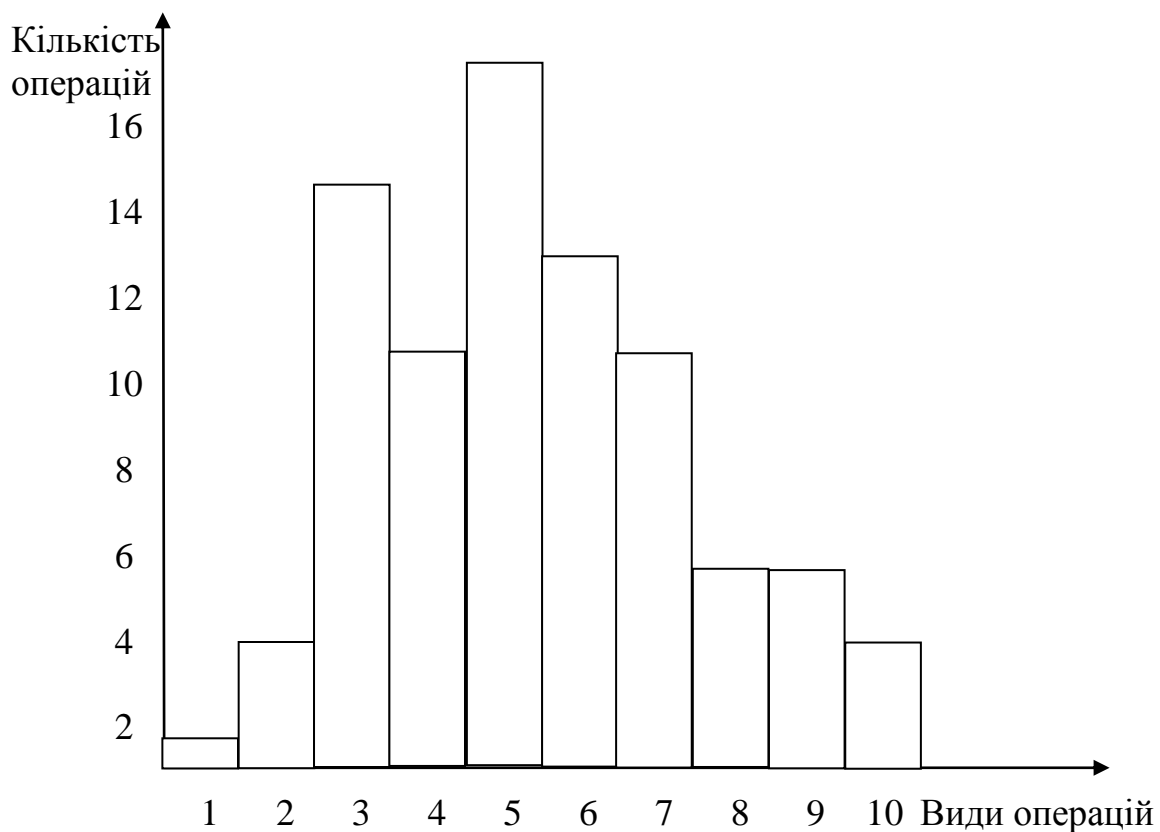
Екіпажі необхідно не лише готувати, але забезпечити їх системами, які допомагають визначитися з правильними діями в особливих випадках польоту. При розробці керівництва з льотної експлуатації (КЛЕ) конструкторським бюро необхідно враховувати допустиме операційне навантаження на членів екіпажу і правильно його розподіляти [33, 42].

Так само необхідно враховувати операційне навантаження на членів екіпажа методом Е.М. Хохлова [18, 89-95]. Розглянемо діаграми кількості від виду операцій вказівок РЛЕ АН-124-100 (рис. 2.24.-2.26).



- 1 – переконайтеся;
- 2 – включити, виключити;
- 3 – перевірте;
- 4 – одержіть;
- 5 – виконайте.

Рис. 2. 24. Діаграма операцій рулювання (вказівки РЛЕ) АН-124-100.



1 – переконайтеся;

2 – включіть, виключіть;

3 – перевірте, проконтролюйте;

4 – виконайте;

5 – установити;

6 – витримуйте;

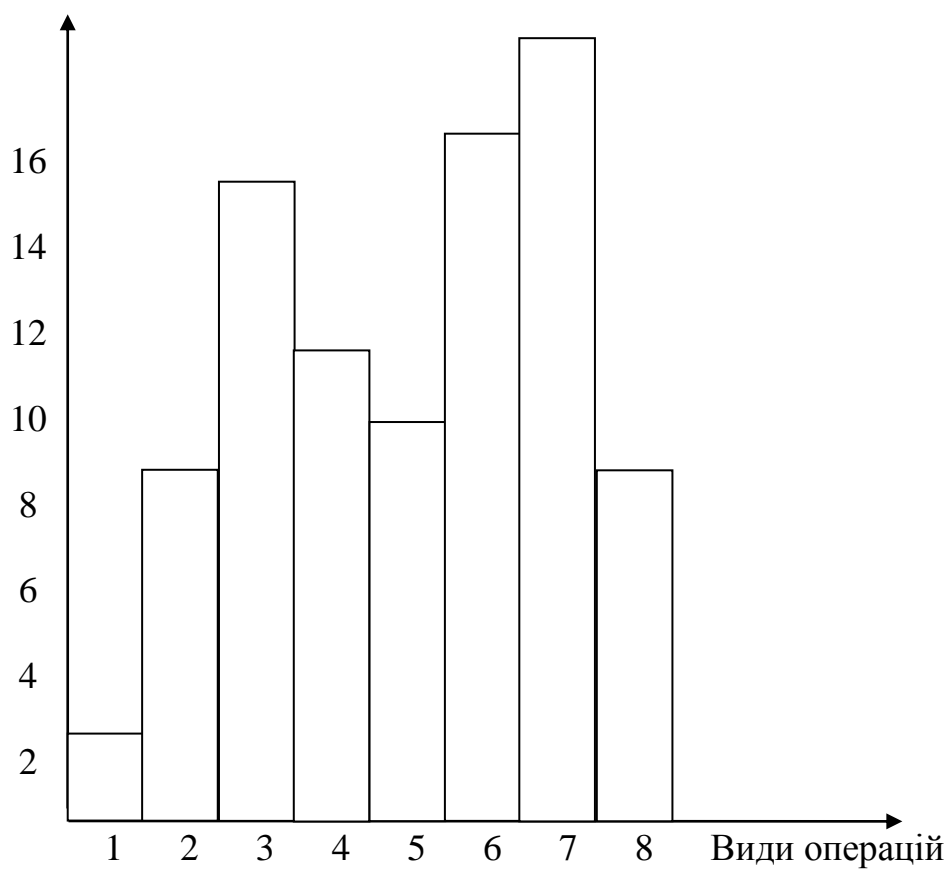
7 – розрахуйте, визначте, звірте, зрівняйте, перегляньте;

8 – уточніть;

9 – переведіть, використайте;

Рис. 2. 25. Діаграма операцій польоту по маршруту (вказівки РЛЕ) АН-124-100

Кількість
операцій



1 – переконайтеся;

2 – включити, виключити;

3 – перевірте, проконтролюйте;

4 – виконайте;

5 – установіть;

6 – витримайте, забезпечте;

7 – доповісти, подайте;

8 – використайте, одержіть, збалансуйте, заберіть, звільніть, застосуйте.

Рис. 2.26. Діаграма операцій (вказівок РЛЕ) заходу на посадку АН-124-

Як ми бачимо, в процесі рулювання найбільша кількість операцій вказівок РЛЕ випадає на „переконайтеся”, в процесі польоту по маршруті на „витримуйте”, а при заході на посадку на „доповісти” та „подайте”, а найменша на „переконайтеся”.

Авіадиспетчерам необхідна спеціальна система підготовки, оскільки вони не знаходяться в контурі управління повітряним судном [133]. То ж проблема присутня при підготовці авіаційного технічного персоналу [18, 38, 81, 86].

Бажано системи розглядати комплексно [43-44, 78, 136]. Крім того, слід враховувати економічну складову [76]. Але зазначимо, що ніщо не поверне людські життя і репутацію авіакомпанії.

Висновки за другим розділом

1. Сформульовано і доведено, що на етапі польоту від кінця третього розвороту до входу в глісаду (або відповідної йому ділянки польоту при підході до третього розвороту з прямою) визначати підвищену напруженість пілотів доцільно за коефіцієнтами ЗАППС. В ідеальному випадку порівнювати амплітудне значення потрібно при аналізі польотів одного і того ж пілота без відмов і з введеними відмовами. Таким чином, по цій різниці ми можемо визначити амплітудне підсилення, яке виникає в пілота під впливом факторних навантажень, (які на КТЛ імітуються комплексними відмовами). Перевірка за допомогою трендових алгоритмів виявила, що дане явище має місце у виді поліпараметричного розгойдування.

2. Розроблені теоретичні алгоритми виділення детермінованої складової із стаціонарного процесу зміни значень параметрів застосовані для реального польоту на комплексному тренажері літака. Двома методами встановлена присутність детермінованої складової у польоті".

3. Показано, що льотний склад необхідно готувати до адекватних дій при виникненні факторних накладок. Всі ситуації на КТЛ відпрацювати неможливо. Виникнення одночасно діючих негативних факторів носить

малоймовірний характер, як і виникнення авіаційних подій пов'язаних з людським фактором.

4. Модель дії і протидії направлена на обмеження області існування помилок нормальними (неаварійними) польотами і введення навчання навикам подавлення посиленних умовних рефлексів для польотів в умовах раптовості і несподіванки. Це є тією теоретичною підставою і логічною посилкою.

5. Доведено, що розподілу по модулю параметрів польотів на літаку В-737 при погіршенні якості техніки пілотування не суперечить розподілу Вейбула.

6. Показано, що аналітика явищ, які пов'язані з людським чинником у польоті, є порівняно мало вивченою областю перспективних досліджень, оскільки в основному авіаційні фахівці вивчають події, події у польоті, а не явища. Якщо вивчення подій засноване на моментному аналізі, аналізі моментів часу, то дослідження явища може бути засноване лише на вивченні інтервалів, областей, зон, оскільки при вивченні явища мають бути виявлені тенденції їх зміни, а не просто моментні характеристики.

7. Проведення досліджень визначення автокореляційних функцій показали, що якщо вхідний сигнал автокореляційної функції містить синусоїдальні складові (регулярні, випадкові), то і вихідний теж містить. Таким чином, використання вище вказаного принципу при оцінці уміння пілотів протидіяти негативним факторним накладкам, дозволяє не лише оцінити якість техніки пілотування, але і психофізіологічний стан пілота. Значно розширюється можливість здобуття статистичних даних.

8. Психофізіологічні датчики про характеристики людини-оператора несуть в основному інформацію, яка математично описується загальною теорією коливань. Коливальний характер вихідних характеристик людини-оператора дозволяє зробити висновок для систем стеження про те, що машинні виходи систем інваріантні по відношенню до вхідних характеристик системи, якщо на вході такої системи працює людина-оператор.

9. Із загальної теорії автоматики і автоматичних систем управління відомо, що по відношенню до всіх видів коливань (синусоїдальні, модульовані, з випадковим спектром і так далі) існуючі системи інваріантні за схемою "вхід-процес-вихід".

У практичному плані інваріантність системи "людина-машина" дозволяє по машинних виходах визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків.

Список публікацій здобувача за матеріалами другого розділу

1. Грищенко Ю.В. Исследование вопросов развития учений Сеченова об усиленных рефлексах и учения Павлова о динамическом стереотипе с середины XIX до начала XXI века // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2007. – Вып. 154. С 41-52.

2. Грищенко Ю.В., Факторна модель польоту. / Ю.В. Грищенко // II Міжнародна наукова конференція “Людський чинник у транспортних системах”. Секція 2 – Професійний психофізіологічний відбір операторів». – 2-3 червня 2010 року, м. Київ, 2010. – С 5.

3. Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine, pp. 126-129.

4. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.

5. Грищенко Ю.В. Розробка перспективних програм та методик підготовки пілотів на комплексному тренажері літака з використанням процесного підходу / Ю.В. Грищенко, О.І. Варченко, В.Д. Гуленко // Науковий журнал. К.: Вісник НАУ, № 3-4 (33), 2007. – С. 90-95.

6. Грищенко Ю.В. Исследование подходов определения причин ошибок летного состава в авиапроисшествиях. / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // *Електроніка та системи управління*. – К.: НАУ, № 4(10), 2006. – С. 135-140.

7. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // *Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов*. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

8. Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // *X Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2011”*. Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5-9.8.

9. Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // *IX Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2009”*. Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2009. – С. 12.5-12.9.

10. Грищенко Ю.В. Особенности обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, *VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”*, 2004. – С. 33.54-33.56.

11. Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // *Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”*. – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.

12. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // *Кибернетика и вычислительная техника*, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

13. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // *Кибернетика и вычислительная техника*. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.

14. Гуленко В.Д. Спосіб моделювання втрати просторового орієнтування льотними екіпажами і визначення ризиків великих кренів. / В.Д. Гуленко, Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко // Патент на корисну модель №49211. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.04. 2010. – 6 с.

15. Гуленко В.Д. Моделирование и оценка визуальной потери направления угла крена летными экипажами по модульным распределениям параметров полета / В.Д. Гуленко, Ю.В. Грищенко, В.М. Грибов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2010. – Вып. 160. – С. 43-56.

16. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №37765 Комп'ютерна програма "Визначення оптимальної індикації авіагоризонту пілотів ПС" / О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , Ю.В. Грищенко , В.Д. Гуленко, Д.В. Смолич // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 04.04.2011.

17. Скрипець А.В. Спосіб визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко. О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк // Патент на корисну модель №62876. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.09.2011. – 6 с.

18. Грищенко Ю.В. Спосіб визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті / Ю.В. Грищенко , К.В. Боковенко // Патент на корисну модель №108485. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.07.2016, 3 с.

19. Хохлов Е.М. Безопасность полетов и человеческий фактор: процессная концепция безопасности полета и цикловая статистика / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, Е.Г. Кондрашов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 158. – С. 42-48.

20. Скрипець А.В. Комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості повітряного судна та крутизни схилу гір на скануючому радіовисотомірі / А.В. Скрипець, А.Ю. Пономарьова, Т.М. Тимошенко, Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов // Патент на корисну модель №51343. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 12.07.2010. – 4 с.

21. Грищенко Ю.В. Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкина // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. С 59-64.

22. Грищенко Ю.В. Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова. / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкина // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. С. 39-44.

23. Грищенко Ю.В. Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами / Ю.В. Грищенко, А.В. Соломнцев // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 156. – С. 71-76.

24. Грищенко Ю.В. Организация снятия явления усиления динамического стереотипа на комплексном тренажере самолёта в учебно-тренировочном центре / Ю.В. Грищенко, Н.Ф. Дмитриченко, А.Г. Ревук // Проблемы эксплуатации и надежности авиационной техники: Сб. науч. Тр.– К.: КМУГА, 1998. – С. 15-17.

25. Грищенко Ю.В. Аналітика існуючих показників та критеріїв технічної експлуатації на етапі узагальнення. / Ю.В. Грищенко, С.О. Янкова // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2006. – №3(9), С. 81-87.

26. Грищенко Ю. В. Проблема втрати просторового орієнтування у пілотів при різкій зміні курсу літака / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко //

Науково-методична конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM». Секція 5 – Стан та перспективи розвитку авіоники. К. – НАУ, 21-23 листопада, 2011, С. 93.

27. Грищенко Ю.В. Інтегральне оцінювання повітряного корабля з урахуванням авіоники пріоритетними технологіями розгортання. / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан, В.М. Хімін // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1, 2008. – С. 98-109.

28. Хохлов Е.М. Процессная концепция производства полётов и её фундаментальное значение для развития авиации СНГ/ Е.М. Хохлов, Аль-Аммори Али, Ю.В. Грищенко, Е.П. Шкурко // ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полётов. Науч.-техн. Журн. – Москва: ВИНТИ. – 2008. – № 1. – С. 16-26.

29. Хохлов Е.М. Способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета в особых условиях / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, О.Н. Володько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал.– К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2016. – Вып. 183. – С. 39-51.

30. Хохлов Е.М. Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційного оператора / Е.М. Хохлов, Г.А. Положевец, Ю.В. Грищенко, А.О. Ткаченка // Патент на корисну модель №39943. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.03. 2009. – 10 с.

31. Gulenko V.D. Problems of pilots losing their spatial orientation because of air traffic controller commands / V.D. Gulenko, Y.V. Hryshchenko, V.O. Rogozhin // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.13-3.3.16.

32. Kozhokhina O.V. Methods of air traffic controllers anti-stress training / O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.20-3.3.22.

33. Грищенко Ю.В. Перспективи оцінки систем авіоніки літака пріоритетними технологіями. / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан // Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2007”. Підсекція 22.3–Авіоніка, К.: НАУ, 2007. – С. 22.147-22.149.

34. Скрипець А.В. Інформаційно-факторні моделі процесу навчання авіаційних технічних спеціалістів середньої ланки та шляхи їх реалізації в авіа коледжах України / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.О. Пилипенко // К.: НАУ, V Міжнародна конференція “Авіоніка”, 2004. – С. 37-38.

35. Скрипець А.В. Особенности процесса эксплуатации воздушных судов авиатехниками среднего звена и его информационное обоснование с позиции авиационной инженерной психологии и эргономики / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, А.А. Пилипенко // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2006. – Вып.150. С. 81-87.

36. Грищенко Ю.В. Применение бортовых систем прогнозирования безопасности полетов в гражданской авиации и их перспективы / Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов, Д.В. Потапов, И.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С.122.

37. Грищенко Ю.В. Ергономічні вимоги до бортових систем прогнозування безпеки літаків цивільної авіації / Ю.В. Грищенко, Є.М. Хохлов, Д.В. Потапов, І.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С.103.

38. Скрипець А.В. Оценка надежности воздушного судна с учетом информационных факторов и контуров обратной связи / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, В.Д. Тронько, Е.В. Кожохина // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”, 16-17 октября, 2013. – К.: НАУ 2013. – с. 158-162.

39. Skrypets A. Assessment of aircraft with regard of information factors and feedback loops // A. Skrypets, V. Tronko, Y. Hryshchenko, O. Kozhokhina // The sixth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 23-25, 2014. – pp. 3.4.4-3.4.8.

40. Ситнянських Л.М., Грищенко Ю.В. Менеджмент комерційної діяльності авіакомпаній та державна політика України / Л.М. Ситнянських, Ю.В. Грищенко // Проблеми системного підходу в економіці. Збірник наукових праць, К.: НАУ, 2006. – Випуск 19, С. 179-187.

РОЗДІЛ 3

МЕТОДИ ОЦІНКИ ЯКОСТІ ВХОДУ В ГЛІСАДУ ЕКІПАЖЕМ ЛІТАКА

В цьому розділі представлені методи оцінки якості входу в глісаду по автокореляційних функціях з урахуванням психофізіологічного стану людини-оператора. Це обумовлено можливим підвищенням психофізіологічної напруженості людини-оператора (пілота) в особливих випадках польоту. Проведено аналіз можливості управління траєкторією руху літака по кореляційній функції. Представлено спосіб сповіщення екіпажу про збій в системах отримання даних про кут атаки і повітряної швидкості, і про виконання некоординованого розвороту. Він ґрунтується на методі визначення кореляційних полів у польоті.

Питання безпеки польотів займають одно з головних місць в авіатранспортній системі. Якість витримки траєкторії польоту залежить як від засобів навігації і пілотажно-навігаційного устаткування, так і від якості підготовки екіпажу повітряних суден (ПС). Найчастіше спостерігається погіршення якості пілотування при виникненні особливих випадків у польоті.

Останній етап заходу на посадку (приземлення) залежить від своєчасного входу в глісаду і подальшої витримки її траєкторії.

В цій роботі розглядаються питання оцінки точності входу літака в точку глісади по кореляційних функціях і оцінки пілотування на передпосадковому маневруванні з урахуванням кута атаки і швидкості польоту повітряного судна.

Нині існують детерміновані методи оцінки якості входу в глісаду при директорному режимі управління. Проте, інтегро-диференційовані скеровані рухи пілота носять стаціонарний характер. Тому вважаємо за доцільне оцінювати точність входу в глісаду по кореляційних функціях. Але точності входу в глісаду недостатньо. Має бути дотриманий швидкісний режим

польоту. Залежність швидкості від кута атаки пропонуємо визначати по контурах кореляційних полів. Це дозволить оперативно виявляти небезпечні конфігурації руху літака. Таким чином, по вищезгаданих складових ми можемо визначити якість входу в глісаду.

3.1. Кореляційні функції і їх застосування для оцінки якості заходу на посадку

Розглянемо функції кореляції між інформацією про траєкторію польоту і спотвореннями при операції стеження оператора. Це пов'язано з його психофізіологічними особливостями в стані високої напруженості [28].

Комплексний аналіз траєкторії руху ПС дозволяє визначати міру підготовки оператора, його психофізіологічний стан, якість роботи усіх елементів повітряного судна, а також надійність зв'язку при прийомі і передачі команд.

Метою цієї роботи є визначення технічного і психологічного стану системи оператор-машина-середовище (СОМС) по траєкторії руху ПС на найбільш напружених ділянках польоту, наприклад, при посадці літака.

Ідеальною системою траєкторного управління вважатимемо ту, яка передбачає наявність повної ергатичної сумісності підсистеми оператор-повітряне судно і безперервно веде обробку інформації про траєкторію польоту ПС без помилок і повністю виконує задану програму польоту згідно функції $I(t)$. При цьому, траєкторія, що задається, і інформація про реальну траєкторію польоту будуть однакові. Будь-яке відхилення від заданого режиму польоту відразу ж фіксується бортовою апаратурою, яка також і повідомляє про це оператора. При необхідності оператор може відпрацювати цю різницю до нуля (рис. 3.1).

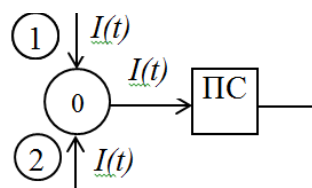


Рис. 3.1. Ідеальна система

Розглянемо ситуацію: оператор використовує інформацію $I(t)$, яка піддається спотворенню в силу сукупності певних причин. В цьому випадку інформація управління об'єктом зміниться і буде іншою – $I'(t)$ (рис. 3.2).

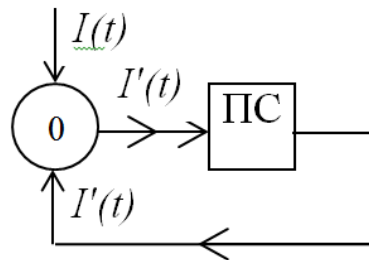


Рис. 3.2. Неідеальна система

Припустимо, що пілот, який перебуває в контурі управління літаком, отримав інформацію для управління ПС – $I(t)$ і відпрацював її, здійснюючи рухи за допомогою органів управління. В результаті еволюцій управління інформація $I(t)$ змінилася і стала $I'(t)$. Її можна описати за допомогою формули:

$$I'(t) = I(t) \cdot (1 + m(t) \cos \Omega t), \quad (3.1)$$

де $\Omega = 2\pi f$ – кутова швидкість, f – частота, $m(t)$ – амплітуда.

Функція $I'(t)$ може приймати такий вигляд виходячи з експериментального факту існування явище ЗАППС внаслідок підвищеної психофізіологічної напруженості пілота [21, 25, 27-28, 32]. Йдеться мова про інтегро-диференційований руховий динамічний стереотип, тобто кінцевий результат дій людини-оператора при пілотуванні.

Якщо функції $m(t)$, $I(t)$ – стаціонарні випадкові, $\varphi_i = \text{const}$ ($\varphi_i = \Omega_i \tau$), i – номер випробування (заходу на посадку) по відомій категорії випробувань (посадок), то функція $I'(t)$ залежить тільки від часу t і повністю визначається результатом кожного випробування, посадки.

Розглянемо функцію кореляції траєкторії польоту $\rho(\tau)$, по якій повинен призводити політ літак без інформаційних спотворень по прийому інформації і управлінню [112].

$$\begin{aligned} \rho(\tau) &= I(t) \cdot I(t - \tau) = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{T_L} \right) \int_0^{T_L} I(t) \cdot I(t - \tau) dt = \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I(t - \tau) dt, \end{aligned} \quad (3.2)$$

де τ – час затримки, T_L – час польоту на якійсь певній ділянці протяжністю L , наприклад, $T_L = T_n$, де T_n – час посадки літака.

Визначимо функцію кореляційної залежності з урахуванням спотворення польотної інформації:

$$\begin{aligned} \rho'(\tau) &= \{I(t)[1 + m_i(t) \cos(\Omega_i t + \varphi_i)]\} \cdot \{I(t - \tau)[1 + m_i(t - \tau) \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i]]\} = \\ &= I(t)I(t - \tau) + I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i) + I(t)I(t - \tau) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i] + \\ &\quad + I(t)I(t - \tau)m_i(t)m_i(t - \tau) \cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i]. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Скориставшись нерівністю Буняковського-Шварца можемо записати

$$|I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cos(\Omega_i t + \varphi_i)| \leq |I(t)I(t - \tau)m_i(t)| \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i). \quad (3.4)$$

Для явищ, які відбуваються достатньо довго, наприклад, час посадки T_{II} і величина періоду коливального процесу ЗАППС $T_i = \frac{2\pi}{\Omega_i}$ (згідно з

експериментальними залежностями [39]) несумірні за величиною

$$T_L \gg T_i.$$

Тому $\cos^2(\Omega_i t + \varphi_i) \approx 0$,

$$\cos^2[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i] \approx 0.$$

Тому другим і третім членом вираження (3.3) нехтуємо.

Таким чином, з чотирьох компонентів у функції кореляційної залежності з урахуванням спотворення польотної інформації залишаться найбільш значимі за величиною члени:

$$\rho'(\tau) = \rho(\tau) + I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot m_i(t - \tau) \cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i]. \quad (3.5)$$

Вичислимо компоненту:

$$\begin{aligned}
& I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau) \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cos[\Omega_i(t-\tau) + \varphi_i] = \\
& = \frac{1}{2} I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau) \cos \Omega_i \tau + \\
& + \frac{1}{2} I(t)I(t-\tau)m_i(t) \cdot m_i(t-\tau) \cos(2\Omega_i t - \Omega_i \tau + 2\varphi_i) = \\
& = \frac{1}{2} I(t)I(t-\tau)m_i(t) \cdot m_i(t-\tau) \cos \Omega_i \tau. \tag{3.6}
\end{aligned}$$

У вище представленому вираженні другим доданком нехтуємо, оскільки воно близьке до нуля із за того, що $2\Omega_i = \frac{4\pi}{T_i} \gg \frac{1}{T_i}$, де T_i – період коливань ЗАППС, T_n – час посадки.

Кореляційну функцію ЗАППС представимо в наступному виді:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \frac{1}{2} I(t) \cdot I(t-\tau) m_i(t) \cdot m_i(t-\tau) \cos \Omega_i \tau. \tag{3.7}$$

Кореляційна функція траєкторії посадки із ЗАППС дорівнює сумі функції кореляції траєкторії посадки без ЗАППС і члену залежному від статистики "чистої" посадки і статистики ЗАППС.

Якщо ЗАППС стаціонарний в часі, то $m_i(t) = \text{const} = m$, то функцію кореляції можна представити у виді:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho(\tau) \cos \varphi. \tag{3.8}$$

Якщо ЗАППС не стаціонарний, то:

$$I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau) \leq \rho(\tau)\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau). \tag{3.9}$$

Таким чином, при посадці із ЗАППС з випадковим "включенням" ЗАППС має вигляд зміщеної функції кореляції:

$$\rho_{\Sigma\text{ЗАППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho(\tau)\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau) \cos \varphi. \tag{3.10}$$

Представимо загальну кореляційну функцію, яка представляє собою сукупність усіх вище розглянутих ситуацій:

$$\begin{aligned}
\rho_{full}(\tau) &= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} [I(t) + I_{3АПППС}(t)][I(t-\tau) + I_{3АПППС}(t-\tau)] dt = \\
&= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} [I(t)I(t-\tau) + I_{3АПППС}(t) \cdot I_{3АПППС}(t-\tau) + I(t) \cdot I_{3АПППС}(t-\tau) + \\
&+ I(t-\tau) \cdot I_{3АПППС}(t)] dt = \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t)I(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{3АПППС}(t) \cdot I_{3АПППС}(t-\tau) dt + \\
&+ \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I_{3АПППС}(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t-\tau) \cdot I_{3АПППС}(t) dt = \rho(\tau) + \rho_{3АПППС}(\tau) + \\
&+ \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I_{3АПППС}(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t-\tau) \cdot I_{3АПППС}(t) dt. \tag{3.11}
\end{aligned}$$

Згідно нерівності Буняковського-Шварца отримаємо:

$$\int_0^{T_L} I(t) \cdot I(t-\tau) dt \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t) dt} \sqrt{\int_0^{T_L} I^2_{3АПППС}(t-\tau) dt}. \tag{3.12}$$

Скориставшись експериментальними результатами [49], визначимо $I_{3АПППС}(t-\tau)$.

$$I_{3АПППС}(t-\tau) = I_{3АПППС} \cos(\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau),$$

тоді

$$\begin{aligned}
\sqrt{\int_0^{T_L} I^2_{3АПППС}(t-\tau) dt} &= \sqrt{I^2 \int_0^{T_L} \cos^2(\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau) dt} = \\
&= I_{3АПППС} \sqrt{\frac{1}{2} \int_0^{T_L} [1 + \cos 2(\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau)] dt} = \\
&= \frac{I_{3АПППС}}{\sqrt{2}} \sqrt{\int_0^{T_L} \cos 2(\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau) dt} = \\
&= \frac{I_{3АПППС}}{\sqrt{2}} \sqrt{T_L + \frac{1}{2\Omega} \sin(2\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau)}, \\
&\quad \sin(2\Omega t + \varphi_{3АПППС} - \Omega \tau) \leq 1,
\end{aligned}$$

$$T_L \gg \frac{T_{3АПППС}}{2\pi}, \tag{3.13}$$

$$\int_0^{T_L} I(t)I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t)dt} \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const.} \quad (3.14)$$

Отже, нерівність (3.12) можна представити, скориставшись вираженням (3.14), таким чином:

$$\int_0^{T_L} I(t)I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t)dt} \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const}; \quad (3.15)$$

$$\int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}(t)I(t-\tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}^2(t-\tau)dt} \cdot I \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const.} \quad (3.16)$$

Підставимо вирази (3.15) і (3.16) в (3.11) і отримаємо:

$$\rho_{full}(\tau) = \rho(\tau) + \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) + \text{const.}$$

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) &= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}(t)I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau)dt = \\ &= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}} \cos(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}}) \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \cos[(\Omega(t-\tau) + \varphi_{\text{ЗАПППС}})]dt = \\ &= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{T_L} \int_0^{T_L} \frac{1}{2} (\cos \Omega \tau + \cos(2\Omega t + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau))dt = \\ &= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{T_L} \left(\frac{T_L}{2} \cos \Omega \tau + \frac{1}{2\Omega} \sin T_L \Omega \cos(T_L \Omega + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}}) \right) \\ &\frac{T_L}{2} \cos \Omega \tau \gg \frac{1}{2\Omega} \sin T_L \Omega \cos(T_L \Omega + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}}) \end{aligned}$$

$$\rho_{full}(\tau) = \rho(\tau) + \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) + \text{const} =$$

$$= \rho(\tau) + \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{2} \cos \Omega \tau + \text{const}$$

$$\text{const} < \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{2} \cdot \cos \Omega \tau \quad (3.18)$$

відрізняється на $\frac{1}{2\pi} \cdot \frac{T_{\text{ЗАПППС}}}{T_L}$

Розглянемо кореляційні функції на глісаді.

Нехай довжина посадки (L_n) дорівнює довжині глісади (L_e). Прийmemo, що розрахунок $\rho(\chi)$ з урахуванням ЗАППС на глісаді точніший.

$$\begin{aligned} \rho(\chi) &= \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} [y(x) + y_{\text{я}}(x)][y(x - \chi)] dx = \\ &= \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y(x) \cdot y(x - \chi) dx + \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y_{\text{я}}(x) \cdot y(x - \chi) dx + \\ &+ \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y(x) \cdot y_{\text{я}}(x - \chi) dx + \\ &+ \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y_{\text{я}}(x) \cdot y_{\text{я}}(x - \chi) dx = \\ &= \rho(\chi) + \rho_{\text{я}}(\chi) + \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y(x) \cdot y_{\text{я}}(x - \chi) dx + \frac{1}{L_n} \int_0^{L_n} y_{\text{я}}(x) \cdot y(x - \chi) dx, \quad (3.19) \end{aligned}$$

де χ – відхилення від глісади.

ЗАППС сформульовано у вигляді функції з однією спектральною складовою $\cos \Omega t$, яка видима на експериментальній кривій [123]. Проте, її слід узагальнити і записати в загальному вигляді, виходячи з експериментальних даних.

На підставі експериментальних кривих будується крива функції кореляції, а на її основі будується функція ЗАППС.

3.2. Аналіз можливості управління траєкторією руху літака по кореляційній функції

Розглянемо функцію кореляції між заданим і несвоєчасним введенням пілотом повітряного судна в глісаду. У такій ергатичній системі це пов'язано з психофізіологічними особливостями пілота.

Моделювання дії ФН шляхом введення комплексних відмов на тренажері розкриває величезні можливості для антистресової підготовки членів екіпажу.

Представимо математичну модель управління повітряним судном по кореляційних функціях на ділянці входу в глісаду для поліпшення якості посадки.

У загальному вигляді траєкторію польоту ПС опишемо за допомогою функції:

$$Z = f(x, y).$$

При посадці ця траєкторія визначається траєкторією глісади:

$$Z = f(x, y) = \text{const.}$$

Траєкторія польоту визначається СОМС і пов'язана з кутами тангажа (ν), крену (γ), нахилу траєкторії (θ) і курсу (ψ), а також швидкістю (v) повітряного судна. Координати траєкторії польоту є залежними від усіх перерахованих параметрів і визначається функціональними виразами:

$$Z = F_1(\nu, \gamma, \theta, \psi, v), Y = F_2(\nu, \gamma, \theta, \psi, v), X = F_3(\nu, \gamma, \theta, \psi, v).$$

Координати глісади ($y = \text{const}$):

$$Z = F_4(\nu, \gamma, \theta, v), \psi = \text{const}, Z = F_5(\nu, \gamma, \theta, v), y = \text{const}.$$

Визначимо траєкторію глісади прямою лінією, що сполучає точку положення радіомаяка ($x = L, Z = 0$) і точку моменту початку посадки ($x = 0, Z_0 = h$). На (рис. 3.3) вказані точки характеризуються значним кутом зміни траєкторії α . Реальна траєкторія польоту припускає плавне згладжування вказаних кутів, що надалі необхідно врахувати.

Координати глісади визначаються залежністю:

$$Z = Z_0 + x \operatorname{tg} \alpha, \quad (3.20)$$

де Z_0 – початкова координата по висоті, α – кут між лінією траєкторії і напрямом X ; $Z_0 = h$, $\operatorname{tg} \alpha = -h/L$, L – довжина глісади. У цих позначеннях траєкторія глісади матиме вигляд:

$$Z(x) = h - \frac{h}{L} \cdot x. \quad (3.21)$$

Відмітимо, що така траєкторія посадки можлива при повній відсутності зовнішніх дій середовища, нормальної роботи усіх механізмів повітряного судна, високого професіоналізму оператора без психологічних відхилень і відсутності інших ФН.

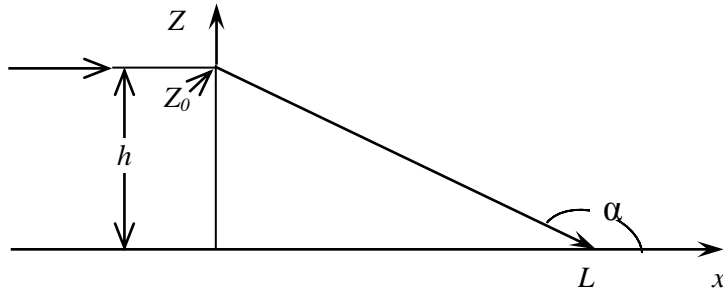


Рис. 3.3. Траєкторія глісади (L – довжина глісади, h – початкова висота у момент посадки)

Траєкторію посадки, що описується рівнянням (3.21), позначимо як ідеальну глісаду.

Для подальшого аналізу руху судна при посадці вчислимо функцію кореляції траєкторії, описану рівнянням (3.21):

$$\rho(\chi) = \frac{1}{L} \int_0^L Z(x) \cdot Z(x - \chi) dx, \quad (3.22)$$

де χ – величина зрушення траєкторії по координаті x : $x - \chi$ – величина запізнювання при $\chi > 0$ або величина випередження при $\chi < 0$.

Функції $Z(x)$, $Z(x - \chi)$, $Z(x + \chi)$ на проміжку інтеграції від 0 до L мають наступні значення:

$$Z(x) = \begin{cases} h - \frac{h}{L}x, & 0 \leq x \leq L \\ h \leq 0 & \\ 0 \geq L & \end{cases} \quad (3.23a)$$

$$Z(x - \chi) = \begin{cases} h, & -\infty \leq x \leq \chi^* \\ h - \frac{h}{L}(x - \chi), & \chi \leq x \leq L + \chi \\ 0, & L + \chi \leq x \end{cases} \quad (3.23b)$$

$$Z(x + \chi) = \begin{cases} h, & -\infty \leq x \leq \chi \\ h - \frac{h}{L}(x + \chi), & -\chi \leq x \leq L - \chi \\ 0, & L - \chi \leq L \end{cases} \quad (3.23b)$$

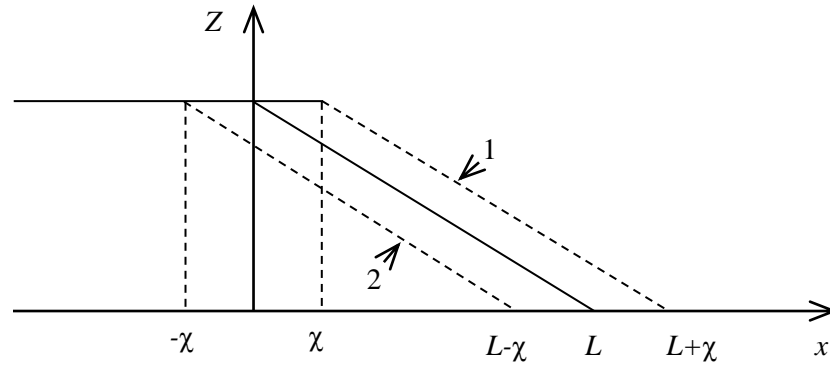


Рис. 3.4. Траєкторія глісади запізнювання – 1, і відповідно глісади випередження – 2.

Виходячи з умов, що визначаються виразами (3.23а, б, в), функцію кореляції запізнювання і випередження (рис. 3.4) розпишемо детально по областях інтеграції:

$$\begin{aligned}
 \rho(\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^l Z(x)Z(x-\chi)dx = \frac{1}{L} \int_0^\chi \left(h - \frac{h}{L}x\right) \cdot 0 dx + \\
 &+ \frac{1}{L} \int_\chi^{L-\chi} \left(h - \frac{h}{L}x\right) \cdot \left[h - \frac{h}{L}(x-\chi)\right] dx + \frac{1}{L} \int_{L-\chi}^L \left(h - \frac{h}{L}x\right) \cdot 0 dx = \\
 &= \int_\chi^L \left(h - \frac{h}{L}x\right) \cdot \left[h - \frac{h}{L}(x-\chi)\right] dx = \tag{3.24} \\
 &= \frac{h^2}{L} \left(1 + \frac{\chi}{L}\right) (l - \chi) - \frac{h^2}{L} \frac{(2L + \chi)}{2} (L^2 - \chi^2) + \frac{h^2}{3L^3} (L^3 - \chi^3) = \\
 &= \frac{h^2}{3} - \frac{h^2 \chi}{2L} + \frac{h^2 \chi^3}{6L^3}, \chi \geq 0
 \end{aligned}$$

Функція кореляції випередження рівна:

$$\begin{aligned}
 \rho(-\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^l Z(x)Z(x+\chi)dx = \frac{1}{L} \int_0^{L-\chi} \left(h - \frac{h}{L}x\right) \left[h - \frac{h}{L}(x+\chi)\right] dx + \\
 &+ \frac{1}{L} \int_{L-\chi}^L \left(h - \frac{h}{L}x\right) \cdot 0 = \frac{1}{L} \int_0^{L-\chi} \left(h - \frac{h}{L}x\right) \left[h - \frac{h}{L}(x+\chi)\right] dx = \tag{3.25} \\
 &= \frac{h^2}{L^3} - \frac{h^2 \chi}{2L} + \frac{h^2 \chi^3}{6L^3} \quad \text{или} \quad \rho(\chi) = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2 \chi}{2L} - \frac{h^2 \chi^3}{6L^3}, \chi \leq 0.
 \end{aligned}$$

Функція автокореляції: $\rho(0) = \frac{h^2}{3}$

при $\chi = L$

$$\rho(-L) = \rho(L) = 0.$$

Слід вказати на те, що при довільному χ в діапазоні $-L$ до $+L$

$$\rho(-\chi) = \rho(+\chi).$$

Факторна накладка приведе до зміни траєкторії глісади $Z(x)$ на величину $\Delta Z_{\text{ФН}} = Z_{\text{ФН}} - Z(x)$ або

$$Z_{\text{ФН}} = Z(x) + \Delta Z_{\text{ФН}}(x), \quad (3.26)$$

де $Z(x)$ – траєкторія польоту без факторних накладок, $\Delta Z_{\text{ФН}}(x)$ – зміна траєкторії польоту при дії факторних накладок.

Ця зміна визначається не лише технічними погрішностями і станом (впливом) середовища, а і рівнем професійної підготовки і психологічним станом оператора (пілота). Необхідно відмітити ще один важливий момент. Рівняння (3.26) є функцією не лише від координат траєкторії польоту, але і від часу, оскільки між координатою x і швидкістю руху є однозначна залежність $x = x(v, t)$.

$$Z_{\text{ФН}}(t) = Z(t) + \Delta Z_{\text{ФН}}^*(t). \quad (3.27)$$

Вичислимо функцію кореляції $Z_{\text{ФН}}(x)$, визначувану вираженням (3.26):

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ФН}}^{\text{Повна}}(\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^L Z_{\text{ФН}}(x) \cdot Z_{\text{ФН}}(x - \chi) dx = \\ &= \rho(\chi) + \rho_{\text{ФН}}^{\text{Чиста}}(\chi) + \frac{1}{L} \int_0^L [Z(x) \cdot \Delta Z_{\text{ФН}}(x - \chi) + \Delta Z_{\text{ФН}}(x) \cdot Z(x - \chi)] dx, \end{aligned} \quad (3.28)$$

де $\rho(\chi)$ – функція кореляції "чистого" польоту (без ФН), $\rho_{\text{ФН}}(\chi)$ – функція кореляції факторної накладки.

$$\rho(\chi) = \frac{1}{L} \int_0^L Z(x) \cdot Z(x - \chi) dx \quad (3.29)$$

$$\rho_{\text{ФН}}(\chi) = \frac{1}{L} \int_0^L \Delta Z_{\text{ФН}}(x - \chi) dx \quad (3.30)$$

Третій член правої частини рівняння (28) є функцією кореляції двох незалежних функцій $Z(x)$ і $\Delta Z_{\text{ФН}}(x)$.

Позначимо цю змішану функцію $\rho_{\text{ЗМ}}$.

$$\rho_{3M} = \frac{1}{L} \int_0^L [Z(x) \cdot \Delta Z_{\Phi H}(x - \chi) + \Delta Z_{\Phi H}(x) \cdot Z(x - \chi)] dx. \quad (3.31)$$

Найчастіше кореляції між траєкторією польоту (у тому числі глісади) Z і ФН $\Delta Z_{\Phi H}$ немає і ρ_{3M} рівна або близька до нуля. Для прикладу візьмемо таку ФН, яка впливає на координату Z як гармонійні коливання в часі:

$$\Delta Z_{\Phi H}(t) = a_0 \cos(\Omega t) \quad (3.32a)$$

або

$$\Delta Z_{\Phi H}(x) = a_0 \cos \Omega \frac{x}{v}, h \gg a_0 \quad (3.32b)$$

$$Z_{\Phi H}(x) = h.$$

де a_0 – амплітуда факторної накладки.

Повітряне судно летить на постійній висоті h з гармонійною зміною висоти за законом визначуваною формулою (3.22б).

Тоді змішана функції кореляції ρ_{CM} обчислюється за формулою (11) і дорівнює:

$$\begin{aligned} \rho_{CM} &= \frac{h \cdot a_0}{L} \int_0^L \left(\cos \frac{\Omega}{v} x \right) dx = \\ &= \frac{4h \cdot a}{L} \cdot \frac{\Omega^2}{v^2} \sin \frac{\Omega}{2v} L \cdot \cos \frac{\Omega}{2v} \left(L - \frac{\chi}{2} \right) \end{aligned} \quad (3.33)$$

оскільки $h \ll L$, то $\rho_{3M} \approx 0$.

Відмітимо, що при $\frac{\Omega}{v} \cdot \chi = 180^\circ$, $\rho_{3M} = 0$, при $\frac{\Omega}{v} \cdot \chi = 0$, амплітуда ρ_{3M} максимальна. Змішана функція кореляції періодично залежить від L і χ .

$$\begin{aligned}
\rho(L) &= h^2, \rho_{\text{ФН}}(\chi) = \frac{a_0^2}{L} \int_0^L \cos \frac{\Omega}{\nu} x \cdot \cos \frac{\Omega}{\nu} (x - \chi) dx = \\
&= \frac{a_0^2}{2L} \int_0^L \left[\cos \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) + \cos \chi \right] dx = \frac{a_0^2}{2L} \int_0^L \left[\cos \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) + \cos \frac{\Omega}{\nu} \chi \right] dx = \\
&= \frac{a_0^2}{2L} \cdot \frac{\nu}{2\Omega} \cdot \sin \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) \Big|_0^L + \frac{a_0^2}{2L} \cos \frac{\Omega}{\nu} \chi \cdot L = \\
&= \frac{a_0^2}{2L} \cdot \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right) + \frac{a_0^2}{2L} \cdot \frac{\nu}{2\Omega} \left[\sin \frac{2\Omega}{\nu} \left(L - \frac{\chi}{2} \right) + \left(\frac{2\Omega}{\nu} \cdot \frac{\chi}{2} \right) \right] \approx \\
&\approx \frac{a_0^2}{2L} \cdot \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right).
\end{aligned}$$

Таким чином, повна функція кореляції дорівнює:

$$\rho_{\text{ФН}}(\chi) = h^2 + \frac{a_0^2}{2} \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right) \quad (3.34)$$

Величина $\rho_{\text{ФН}}$ при горизонтальному польоті з періодично факторною накладкою має періодичну залежність від χ . Графік цієї залежності представлений на рис. 3.5.

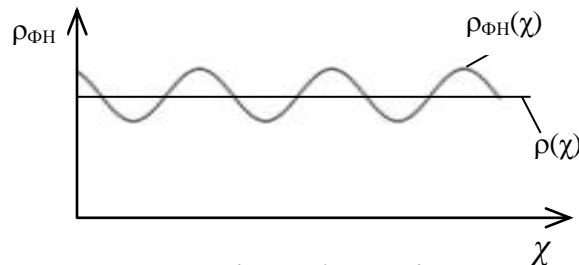


Рис. 3.5. Залежність функції кореляції від величини затримки χ для випадку "чистого" польоту $\rho(\chi)$ і з факторною періодичною накладкою $\rho_{\text{ФН}}(\chi)$.

З вираження 3.33 видно, що ФН на певних етапах польоту можна нехтувати у зв'язку з тим, що $h \gg a_0$.

З розглянутого прикладу можна зробити наступний висновок.

При польоті з ФН і виникнення малої періодичної амплітуди коливань траєкторії польоту функція повної кореляції буде сумою функцій кореляцій польоту без ФН і функції кореляції траєкторії тільки з ФН.

$$\rho_{\text{ФН}}^{\text{Повна}}(\chi) = \rho(\chi) + \rho_{\text{ФН}}^{\text{Чиста}}(\chi)$$

за умови великої довжини траєкторії польоту на глісаді $L > h$, $L \gg a_0$, $h > a_0$.

На малих висотах, коли не виконується умова $h > a_0$, висота траєкторії польоту порівнянна з амплітудою коливань ФН. Необхідно враховувати функцію кореляції змішаного процесу, траєкторію руху ідеального польоту і появу ФН [40].

3.3. Аналіз типових глісад посадки для сучасної авіації

У найбільш реальній ситуації ПС, відійшовши від глісади посадки, намагається повернутися до неї (рис. 3.6). На відміну від глісад на рис. 3.4 в даному випадку усі траєкторії сходяться в торці злітно-посадочної смуги. У більшості випадків напрям правильної глісади задають радіотехнічні системи ближньої навігації. У разі несвоєчасного входу пілоти намагаються повернутися на правильну глісаду. Ми розглядаємо один з можливих варіантів.

$$\text{Нормальна посадка } Z(x) = h - \frac{h}{L} \cdot x = h \frac{L-x}{L} \quad 0 < x \ll L$$

$$\text{Випередження } Z(x) = h \frac{L-x}{L+x} - \chi \quad -\chi \ll x \ll L$$

$$\text{Затримка } Z(x) = h \frac{L-x}{L-x} + \chi \quad \chi \ll x \ll L$$

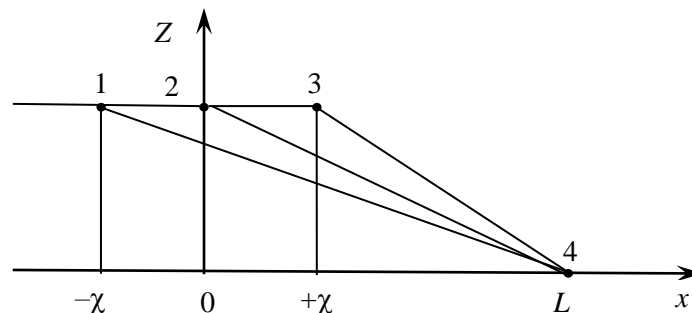


Рис. 3.6. Траєкторія нормальної глісади – 2, запізнювання – 3 і, відповідно, глісади випередження – 1.

$$\begin{aligned}\rho(\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^L h \frac{L-x}{L} \cdot h \frac{L-x}{L+\chi} dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \int_0^L (L-x)^2 dx = \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \int_0^L (L^2 - 2Lx + x^2) dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \left[L^3 - L^3 + \frac{1}{3} L^3 \right] = \frac{h^2 \cdot L}{3(L+\chi)}.\end{aligned}$$

$$0 < x \ll L.$$

Отримавши формулу нормальної посадки:

$$\rho(\chi) = \frac{h^2 \cdot L}{3(L+\chi)},$$

перейдемо до розгляду формули на затримку входу в глісаду.

$$\begin{aligned}\rho(+\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^L h \frac{L-x}{L} \cdot Z_{\text{затримка}}(x) dx = \\ &= \frac{1}{L} \int_0^{\chi} h \frac{L-x}{L} \cdot (x) dx + \frac{1}{L} \int_{\chi}^L h \frac{L-x}{L} \cdot h \frac{L-x}{L-\chi} \int_{\chi}^L (L-x)^2 dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L-\chi)} \int_{\chi}^L (L^2 - 2Lx + x^2) dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L-\chi)} \left[L^2(L-\chi) - L(L^2 - \chi^2) + \frac{1}{3}(L^3 - \chi^3) \right] = \\ &= \frac{h^2}{L^2} \left[L^2 - L(L+\chi) + \frac{1}{3}(L^2 + L\chi + \chi^2) \right] = \\ &= \frac{h^2}{L^2} \left[-L\chi + \frac{1}{3}L^2 + \frac{1}{3}L\chi + \frac{1}{3}\chi^2 \right] = \\ &= \frac{h^2}{L^2} \left[\frac{1}{3}L^2 + \frac{2}{3}L\chi + \frac{1}{3}\chi^2 \right] = \\ &= h^2 \left[\frac{1}{3} - \frac{2}{3} \frac{\chi}{L} + \frac{1}{3} \left(\frac{\chi}{L} \right)^2 \right]\end{aligned}$$

$$L^3 - \chi^3 = (L^2 + L\chi + \chi^2)(L - \chi).$$

З формули видно, що коли затримка χ початку посадки збільшується, функція кореляції падає.

Наприклад, якщо затримка χ дорівнює $0.1 L$, то вірогідність аварії так само приблизно падає на 10%, що небажано.

Тепер порівняємо формули входу в глісаду із затримкою і випередженням.

$$\text{Затримка} \quad \rho(+\chi) = h^2 \left[\frac{1}{3} - \frac{2}{3} \frac{\chi}{L} + \frac{1}{3} \left(\frac{\chi}{L} \right)^2 \right] = \frac{h^2}{3} \left(1 - \frac{\chi}{L} \right)^2.$$

$$\text{Випередження} \quad \rho(-\chi) = \frac{h^2}{3} \frac{1}{1 + \frac{\chi}{L}}.$$

$$\text{Визначимо відношення} \quad \frac{\rho(+\chi)}{\rho(-\chi)}.$$

$$\frac{\rho(+\chi)}{\rho(-\chi)} = \frac{\left(1 - \frac{\chi}{L} \right)^2}{\frac{1}{1 + \frac{\chi}{L}}} = \left(1 - \frac{\chi}{L} \right)^2 \left(1 + \frac{\chi}{L} \right) = \left[1 - \left(\frac{\chi}{L} \right)^2 \right] \left(1 - \frac{\chi}{L} \right).$$

З цієї формули виходить

$$\rho(-\chi) > \rho(+\chi).$$

Таким чином, в результаті проведеного аналізу показано, що затримка входу в глісаду літака небезпечніша для якості виконання заходу літака на посадку, ніж випередження. Функція кореляції запізнювання на випередження падає швидше [39].

З вище сказаного витікає, що можливе управління траєкторією руху літака на глісаді по вищезгаданих формулах, а саме по функції кореляції без дії факторних накладок і на глісаді з періодичною факторною накладкою. Функція кореляції глісади дозволяє визначати стаціонарні випадкові функції траєкторії польоту, отже виявляти і ЗАППС.

Отримані результати вимагають впровадження в технологію здійснення польотів для підвищення якості управління траєкторією руху літака.

3.4. Метод оцінки точності входу в глісаду по кореляційній функції

Відхилення траєкторії польоту від наміченого курсу характеризується функцією кореляції між заданою і реалізованою траєкторіями польоту.

Квадрат інтегральної різниці траєкторій польоту (наміченої і реальної) на певній ділянці рівний

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} [Z_3(x) - Z_p(x)]^2 dx, \quad (3.35)$$

де $Z_3(x)$ – запланована траєкторія польоту, $Z_p(x)$ – реалізована траєкторія польоту.

Траєкторія польоту знаходиться в площині $y = const$. Координата Z залежить від x , $Z(x)$, тобто являється висотою траєкторії польоту в декартовій системі координат.

x_1, x_2 – початкова і кінцева точки відліку траєкторій польоту по горизонталі.

Вичислимо вираження (3.35)

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} Z_3^2(x) dx - 2 \int_{x_1}^{x_2} Z_3(x) Z_p(x) dx + \int_{x_1}^{x_2} Z_p^2(x) dx. \quad (3.36)$$

Позначимо складові рівняння (3.36)

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_3^2(x) dx = L\rho_3;$$

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_3(x) Z_p(x) dx = L\rho_{3p};$$

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_p^2(x) dx = L\rho_p,$$

де $L = x_2 - x_1$, функції $\rho_3, \rho_{3p}, \rho_p$ – відповідно до функції автокореляції запланованого польоту (ρ_3), функція кореляції між запланованою траєкторією і реальною траєкторією (ρ_{3p}) і ρ_p – функція автокореляції реальної траєкторії польоту. Вираження (3.35) в цьому випадку має вигляд:

$$\Delta = L\rho_3 - 2L\rho_{3p} + L\rho_p \quad (3.37)$$

Функції автокореляції ρ_z і ρ_p приблизно рівні між собою. Розглянемо випадок, де

$$\rho_z \approx \rho_p \approx \rho_A, \quad (3.38)$$

а ρ_A – функція автокореляції запланованого і реалізованого процесу. Тобто, коли функція кореляції, запланованої і реалізованої траєкторії польоту, відрізняються незначно.

Перепишемо формулу (3.37) з урахуванням (3.38)

$$\Delta = 2L(\rho_A - \rho_{zp}) \quad (3.39)$$

$$\rho_{zp} = \rho_A - \frac{\Delta}{2L}$$

З вираження 3.39 видно, що якщо траєкторії співпадають $\Delta = 0$, то $\rho_{zp} = \rho_A$.

Значення інтегральної погрішності на одиницю довжини $\frac{\Delta}{L}$ дорівнює різниці функцій автокореляції ρ_A і кореляції ρ_{zp} . Вичислимо ці три функції для різних типів траєкторій.

Розглядатимемо окремий випадок запізнювання траєкторії посадки

$$Z_p = h - \frac{h}{L}(x - \chi), \quad (3.40)$$

де χ – величина запізнювання.

Тоді функції кореляції і автокореляції рівні

$$\rho_z = \frac{1}{L} \int_0^L \left(h - \frac{h}{L}x \right)^2 dx = \frac{h^2}{3} \quad (3.41.1)$$

$$\rho_{pz} = \frac{1}{L} \int_0^L \int_0^L \left[\left(h - \frac{h}{L}x \right) \left(h - \frac{h}{L}(x - \chi) \right) \right] dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{2L}\chi \quad (3.41.2)$$

$$\rho_k = \frac{1}{L} \int_0^L \left[h - \frac{h}{L}(x - \chi) \right]^2 dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{L}\chi + \frac{h^2}{L^2}\chi^2. \quad (3.41.3)$$

Надалі позначатимемо $\rho(-\chi)$.

Підставляємо значення (3.41.1, 3.41.2, 3.41.3) у формулу (3.37) і знаходимо інтегральну різницю між двома траєкторіями

$$\Delta = L \frac{h^2}{3} - 2L \frac{h^2}{3} - h^2\chi + \frac{h^2L}{3} + \frac{h^2}{L}\chi^2 + h^2\chi^2 = \frac{h^2}{L}\chi^2. \quad (3.42)$$

$$\text{При } \chi = 0, \quad \Delta = 0; \quad \chi = L, \quad \Delta = h^2L. \quad (3.42.1)$$

Запишемо (3.42) в такому виді

$$\Delta = h^2 L \left(\frac{\chi}{L}\right)^2. \quad (3.43)$$

З формули (3.43) видно, що зі збільшенням χ від 0 до L значення Δ збільшується.

Траєкторія польоту випередження на глісаді дорівнює:

$$Z(x + \chi) = h - \frac{h}{L}(x + \chi) \quad (3.44)$$

Розбиваємо діапазон $(0, L)$ на дві ділянки $(0, L - \chi)$ і $(0, L + \chi)$. Функція випередження на ділянці $(L - \chi, L)$ дорівнює нулю $Z(x + \chi) = 0$. Отже, функція кореляції випередження визначається інтеграцією тільки в проміжку $(0, L - \chi)$.

$$\rho_{3p} = \rho(+\chi) = \frac{1}{L} \int_0^{L-\chi} \left(h - \frac{h}{L}x\right) \left[h - \frac{h}{L}(x + \chi)\right] dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2}{2L}\chi \quad (3.45)$$

Порівнюючи вирази (3.41.2) і (3.45)

$$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = \frac{h^2}{L}\chi$$

Можна зробити висновок

$$\rho(-\chi) > \rho(+\chi) *$$

Функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

$$\begin{aligned} \rho_k(+\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^L \left[h - \frac{h}{L}(x + \chi)\right]^2 dx = \\ &= \frac{h^2}{L} \int_0^L \left[1 - \frac{x + \chi}{L}\right]^2 dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2\chi}{L} + \frac{h^2}{L^2}\chi^2 \end{aligned} \quad (3.45)$$

$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = 0$ за умови $\chi = 2L$, тобто нереальній умові, коли літак не зробив посадки [124, 125].

За умови $L \gg \chi$, значення затримки набагато менше довжини глісади, що цілком реально. Функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{3}h^2 \quad (3.46)$$

Підставляємо в рівняння (3.37) значення $\rho_3, \rho_k(+\chi)$ і $\rho_{3k}(+\chi)$, отримаємо

$$\frac{\Delta'}{L} = \frac{1}{3}h^2 - \frac{2h^2}{3} + \frac{h^2 \cdot \chi}{L} + \frac{h^2}{3} - \frac{h^2 \cdot \chi}{L} + \frac{h^2 \cdot \chi^2}{L^2} = \frac{h^2 \cdot \chi^2}{L^2}.$$

Залежність $\frac{h^2}{L^2}\chi^2$ від χ представлена на рис. 3.7.

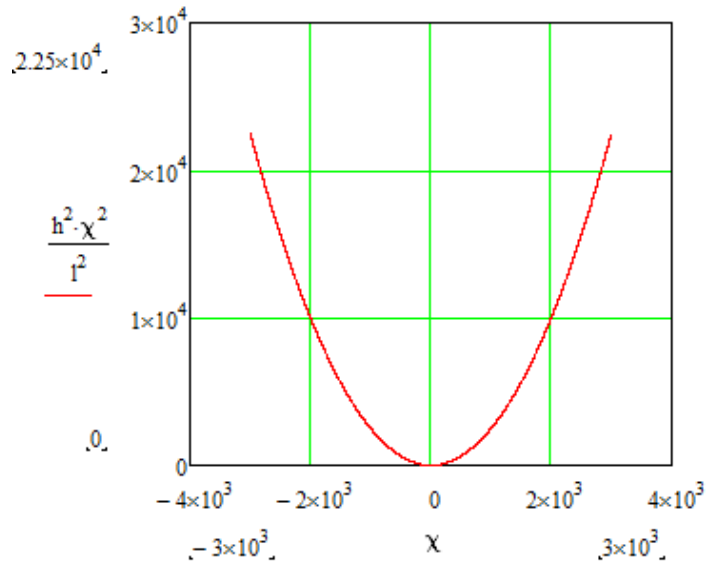


Рис. 3.7. Графік залежності $\frac{h^2}{L^2}\chi^2$ від χ

Траєкторія польоту літака, коли він покидає глісаду (рис. 3.8), визначаємо вираженням

$$Z_3(y) = Z - \frac{Z}{L}x, \quad (3.47)$$

де Z – висота польоту при наближенні до глісади, L – бокове відхилення від вказаної точки глісади (рис. 3.8).

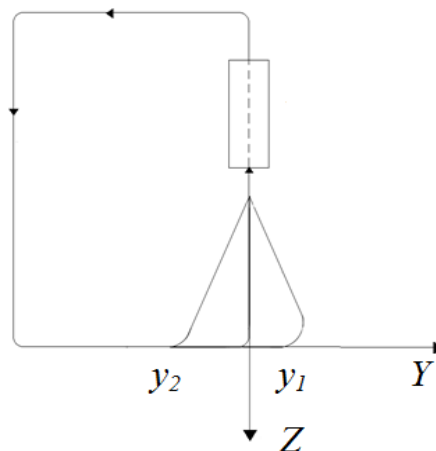


Рис. 3.8. Схема входу в глісаду в горизонтальній площині

Далі розглядаються окремі випадки відхилення від заданого шляху глісади

$$Z_p = Z - \frac{Z}{L}(y - \chi), \quad (3.48)$$

де χ – величина відхилення.

Тоді кореляційні і автокореляційні функції дорівнюють:

$$\rho_z = \frac{1}{L} \int_0^L \left(Z - \frac{Z}{L} y \right)^2 dy = \frac{Z^2}{3} \quad (3.49)$$

$$\rho_{pz} = \frac{1}{L} \int_L^0 \int_0^L \left[\left(Z - \frac{Z}{L} y \right) \left(Z - \frac{Z}{L} (y - \chi) \right) \right] dy = \frac{Z^2}{3} + \frac{Z^2}{2L} \chi \quad (3.50)$$

$$\rho_k = \frac{1}{L} \int_L^0 \left[Z - \frac{Z}{L} (y - \chi) \right]^2 dy = \frac{Z^2}{3} + \frac{Z^2}{L} \chi + \frac{Z^2}{L^2} \chi^2 \quad (3.51)$$

Надалі ми будемо позначать $\rho(-\chi)$.

Підставимо значення (3.49, 3.50, 3.51) в формулу (3.52) і знайдемо інтегральну різницю між двома траєкторіями

$$\Delta = L \frac{Z^2}{3} - 2L \frac{Z^2}{3} - Z^2 \chi^2 + \frac{Z^2 L}{3} + \frac{Z^2}{L} \chi^2 + Z^2 \chi^2 = \frac{Z^2}{L} \chi^2 \quad (3.52)$$

$$\text{при } \chi = 0 \quad \Delta = 0, \quad \chi = L \quad \Delta = Z^2 L.$$

Це записано в наступній формі:

$$\Delta = Z^2 L \left(\frac{\chi}{L} \right)^2 \quad (3.53)$$

З формул (3.49, 3.50, 3.51) видно, що при збільшенні χ від 0 до L значення Δ збільшується [119].

Траєкторія попереднього польоту по глісаді

$$Z(y + \chi) = Z - \frac{Z}{L}(y + \chi) \quad (3.54)$$

Розділивши діапазон $(0, L)$ на дві частини $(0, L - \chi)$ і $(0, L + \chi)$. Функція випередження в частині $(L - \chi, L)$ дорівнює нулю $Z(y + \chi) = 0$. Отже, функція кореляції випередження визначається інтеграцією тільки $(0, L - \chi) = 0$.

$$\rho_{zp} = \rho(+\chi) = \frac{1}{L} \int_0^{L-\chi} \left(-\frac{Z}{L} y \right) \left[Z - \frac{Z}{L} (x + \chi) \right] dy = \frac{Z^2}{3} - \frac{Z^2}{2L} \chi \quad (3.55)$$

Порівнюючи вирази (3.50) і (3.55)

$$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = \frac{Z^2}{L} \chi$$

Ми отримуємо

$$\rho(-\chi) > \rho(\chi) *$$

Автокореляційна функція вдосконаленого шляху

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{L} \int_0^L \left[Z - \frac{Z}{L}(x+\chi) \right]^2 dy = \frac{Z^2}{L} \int_0^L \left[1 - \frac{y+\chi}{L} \right]^2 dy = \frac{Z^2}{3} - \frac{Z^2\chi}{L} + \frac{Z^2}{L^3}\chi^2$$

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{3}Z^2. \quad (3.56)$$

$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = 0$ за умови $\chi = 2L$ (нереальна умова).

За умови $L \gg \chi$, функція автокореляції вдосконаленого шляху така

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{3}Z^2 \quad (3.57)$$

Підставивши значення $\rho_3, \rho_k(+\chi)$ і $\rho_{3k}(+\chi)$ у вираження (3.57), ми отримуємо (рис. 3.7).

$$\frac{\Delta}{L} = \frac{1}{3}Z^2 - \frac{2Z^2}{3} + \frac{Z^2 \cdot \chi}{L} + \frac{Z^2}{3} - \frac{Z^2 \cdot \chi}{L} + \frac{Z^2 \cdot \chi^2}{L^2} = \frac{Z^2 \cdot \chi^2}{L^2}.$$

Залежність $\frac{Z^2}{L^2}\chi^2$ від χ представлена на рис. 3.9.

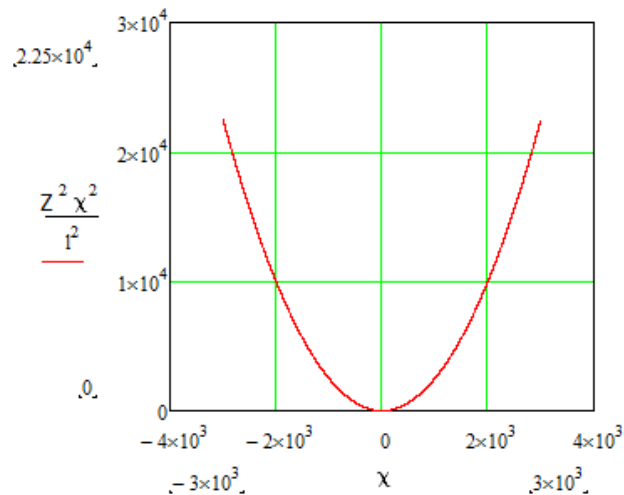


Рис. 3.9. Графік залежності $\frac{Z^2}{L^2}\chi^2$ від χ (χ від -300 м до 300 м)

У разі відхилення від вхідної лінії до глісади вірогідність не досягнення порогового рівня ЗПС зростає, і, отже, зростає вірогідність авіаційної події.

При розгляді польоту літака по заданій траєкторії на постійній висоті, тобто в площині $Z = const$, координата y представляє собою бокове

відхилення. На фіксованій ділянці траєкторії довжиною L , де x_1 – початкова точка відліку, x_2 – кінцева точка відліку:

$$L = x_2 - x_1.$$

Квадрат інтегральної різниці траєкторії польоту наміченої і реальної на певній ділянці рівний:

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} [y_3(x) - y_p(x)]^2 dx,$$

де $y_3(x)$ запланована траєкторія польоту; $y_p(x)$ – реалізована траєкторія польоту [109, 123, 134].

Відношення квадрата інтегральної різниці траєкторії Δ до довжини L , при величині запізнювання χ визначається вираженням:

$$\frac{\Delta}{L} = \frac{1}{3} y^2 + \frac{3y^2}{L} \chi + \frac{2y^2}{L^2} \chi^2 - \frac{y^2}{3L^3} \chi^3.$$

Аналогічно можна отримати вираження, якщо при польоті літаку в зону входу його в глісаду варіюватиме висота польоту $z = \text{var}$:

$$\Delta = \int_{y_1}^{y_2} [z_3(y) - z_p(y)]^2 dy,$$

$$\frac{\Delta}{L} = \frac{1}{3} z^2 + \frac{3z^2}{L} \chi + \frac{2z^2}{L^2} \chi^2 - \frac{z^2}{3L^3} \chi^3.$$

Тоді для тривимірного простору при боковому відхиленні y і вертикальному відхиленні z відношення квадрата інтегральної різниці Δ до довжини траєкторії запишеться у виді:

$$\frac{\Delta}{L} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi}{L} + \frac{2\chi^2}{L^2} - \frac{\chi^3}{3L^3} \right) (y^2 + z^2).$$

Ця функція Δ/L при конкретно заданих L і χ буде представляти собою параболоїд обертання (рис. 3.10-3.11).

$L := 12000$ $\chi := 600$

$y := -300..300 =$ $z := -46..46 =$

-300	-46	0	$9 \cdot 10^4$	0	$2.116 \cdot 10^3$	0	$6.348 \cdot 10^4$	0	5.29
-299	-45	1	$8.94 \cdot 10^4$	1	$2.025 \cdot 10^3$	1	$6.075 \cdot 10^4$	1	5.063
-298	-44	2	$8.88 \cdot 10^4$	2	$1.936 \cdot 10^3$	2	$5.808 \cdot 10^4$	2	4.84
-297	-43	3	$8.821 \cdot 10^4$	3	$1.849 \cdot 10^3$	3	$5.547 \cdot 10^4$	3	4.623
-296	-42	4	$8.762 \cdot 10^4$	4	$1.764 \cdot 10^3$	4	$5.292 \cdot 10^4$	4	4.41
-295	-41	5	$8.703 \cdot 10^4$	5	$1.681 \cdot 10^3$	5	$5.043 \cdot 10^4$	5	4.203
-294	-40	6	$8.644 \cdot 10^4$	6	$1.6 \cdot 10^3$	6	$4.8 \cdot 10^4$	6	4
-293	-39	7	$8.585 \cdot 10^4$	7	$1.521 \cdot 10^3$	7	$4.563 \cdot 10^4$	7	3.803
-292	-38	8	$8.526 \cdot 10^4$	8	$1.444 \cdot 10^3$	8	$4.332 \cdot 10^4$	8	3.61
-291	-37	9	$8.468 \cdot 10^4$	9	$1.369 \cdot 10^3$	9	$4.107 \cdot 10^4$	9	3.423
-290	-36	10	$8.41 \cdot 10^4$	10	$1.296 \cdot 10^3$	10	$3.888 \cdot 10^4$	10	3.24
-289	-35	11	$8.352 \cdot 10^4$	11	$1.225 \cdot 10^3$	11	$3.675 \cdot 10^4$	11	3.063
-288	-34	12	$8.294 \cdot 10^4$	12	$1.156 \cdot 10^3$	12	$3.468 \cdot 10^4$	12	2.89
-287	-33	13	$8.237 \cdot 10^4$	13	$1.089 \cdot 10^3$	13	$3.267 \cdot 10^4$	13	2.723
-286	-32	14	$8.18 \cdot 10^4$	14	$1.024 \cdot 10^3$	14	$3.072 \cdot 10^4$	14	2.56
...	...	15	...	15	...	15	...	15	...

$y^2 =$ $z^2 =$ $\Delta := z^2 L \left(\frac{\chi}{L}\right)^2 =$ $\frac{\Delta}{L} =$

Рис. 3.10. Лістинг розрахунку $\Delta/L = f(y, z)$, де $L = 1200$, $\chi = 600$, $z = -46...46$

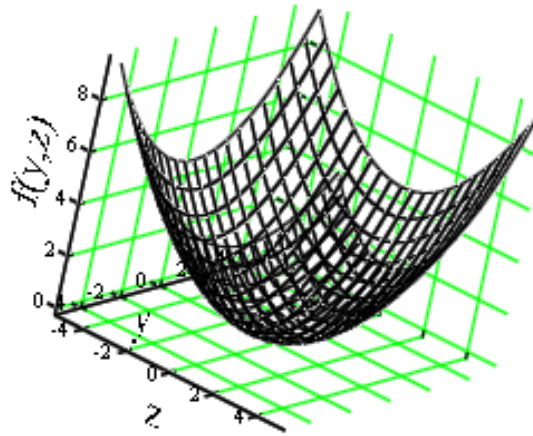


Рис. 3.11. Графік залежності $f(y, z)$

При χ більше 1440 маємо наступну картину (рис. 3.12-3.13).

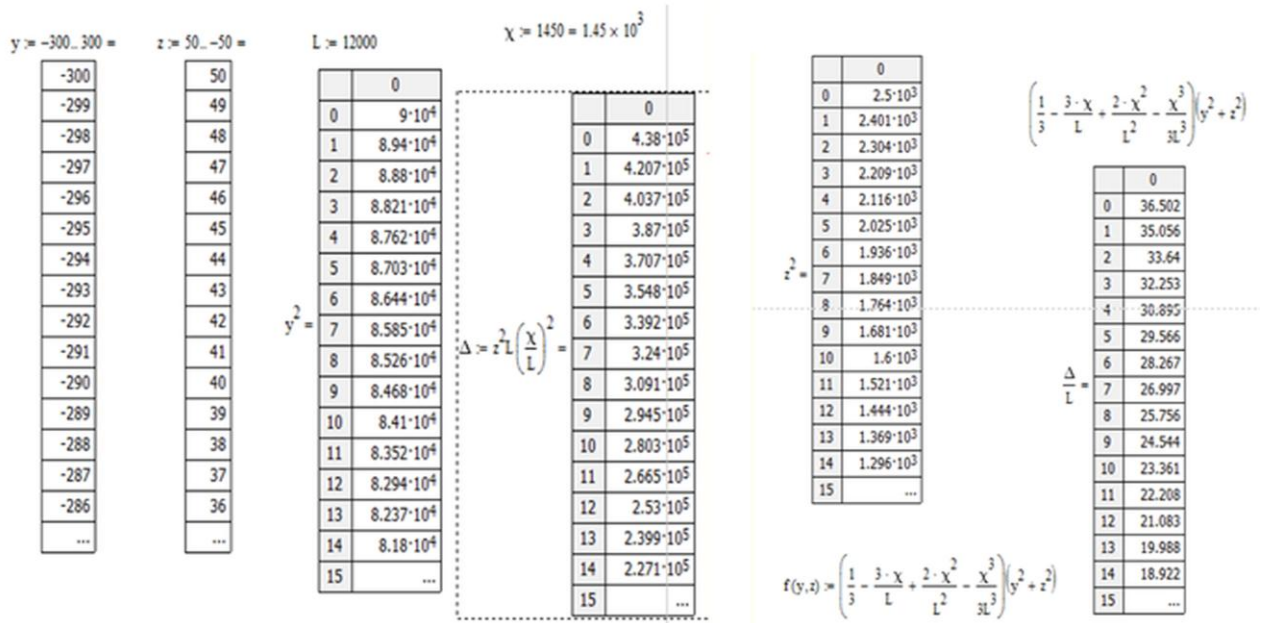


Рис. 3.12. Лістинг розрахунку $\Delta/L = f(y, z)$, де $\chi = 1450$ м, $y = -300...300$, $z = -50...50$

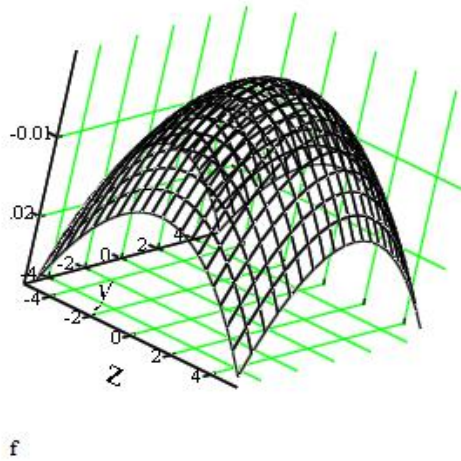


Рис. 3.13. Графік залежності $f(y, z)$, де $\chi = 1450$ м

Таким чином, розроблена формула для визначення допустимих меж входу глісади в тривимірному просторі з боковим відхиленням у і вертикальним відхиленням z приведена методика побудови графіку залежності $f(y, z)$. Представлена геометрична інтерпретація вірогідності відхилення від заданої точки при вході в глісаду [118, 128].

Функціональна залежність $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ є числовим параметром функції параболоїда $\frac{\Delta}{L} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi}{L} + \frac{2\chi^2}{L^2} - \frac{\chi^3}{3L^3}\right)(y^2 + z^2)$. У параболоїді залежно від числового значення $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ можуть варіюватися геометричні значення і його положення в тривимірному просторі.

На інтервалах $\frac{\chi}{L} \in (-\infty; 0.123) \cup (2.31; 3.62)$ може варіюватися функція $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$, яка має позитивні значення. Вони визначають положення параболоїда $\frac{\Delta}{L} = f(y, z)$ таким чином, що він має точку мінімуму. Зі збільшенням відхилення χ по відношенню до довжини L зменшуються і геометричні розміри параболоїда. Він набирає вигляду точки при значеннях $\frac{\chi}{L} \approx 0.123$, $\frac{\chi}{L} \approx 2,31$, $\frac{\chi}{L} \approx 3.62$.

При негативних числових параметрах функції $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ на інтервалах $\frac{\chi}{L} \in (0.123; 2.31) \cup (3.62; +\infty)$ параболоїд перевертається на 180° і має точку максимуму. У реальних умовах відношення $\frac{\chi}{L}$ представляє малу величину, яка прагне до нуля. Тому практичний інтерес можуть представляти значення, що знаходяться в околиці нуля. Теоретично відношення $\frac{\chi}{L}$ – це значення одиниць за абсолютною величиною [122].

Розглянемо функцію $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ відношення χ від точки входу в глісаду до пройденого шляху L :

$$\rho = -\left(\frac{\chi}{L}\right)^3 + 2\left(\frac{\chi}{L}\right)^2 - 3\left(\frac{\chi}{L}\right) + \frac{1}{3}$$

Розглянемо характерні особливості даної функції (рис.3.14)

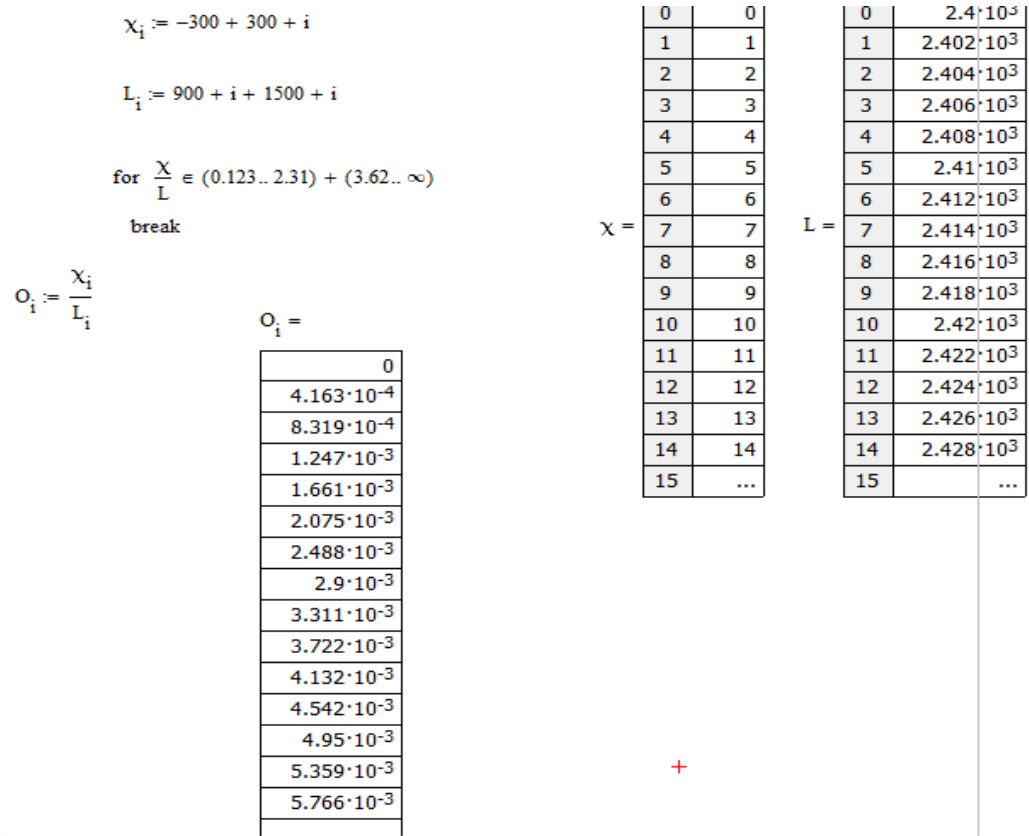


Рис. 3.14. Лістинг фрагмента реалізації функції $\rho = f\left(\frac{X}{L}\right)$

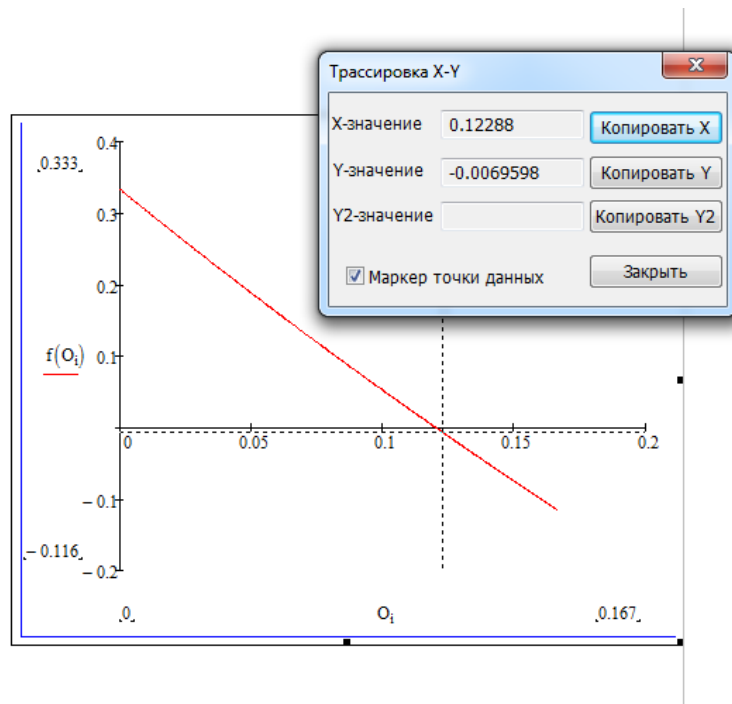


Рис. 3.15. Графік фрагмента реалізації функції $\rho = f\left(\frac{X}{L}\right)$

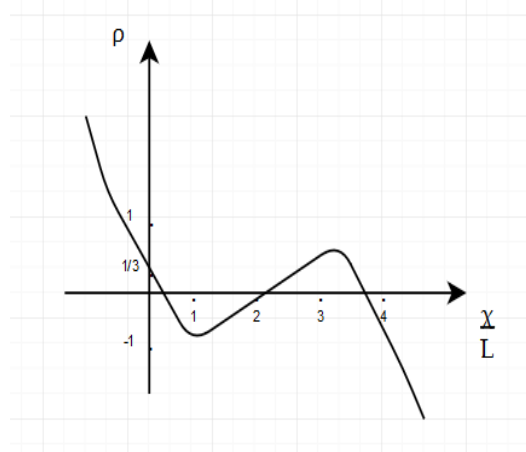


Рис. 3.15. Графік реалізації функції $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$

Вона має точку екстремумів : точка мінімуму – (1; -1); точка максимуму – (3; 1/3). Точки перетину з осями: ординат (0; 1/3); абсцис – (0,123; 0), (2,31; 0), (3,62; 0).

Таким чином, з рис. 3.11 і 3.13 випливає, що фігура яка об'єднує являє собою еліпсоїд.

3.5. Метод визначення меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда

У попередніх роботах були розроблені методи визначення меж входу в глісаду по кореляційних функціях. Графічно вони представляли собою параболоїди. Було показано, що відношення квадрата інтегральної різниці траєкторії польоту літака Δ до її довжини L при величині запізнювання χ при розгляді в різних просторових площинах визначається виразами автокореляційних функцій:

$$\frac{\Delta_1}{L_1} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right) x^2;$$

$$\frac{\Delta_2}{L_2} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right) y^2;$$

$$\frac{\Delta_3}{L_3} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right) z^2.$$

На підставі вище представлених формул для тривимірного простору отримаємо функцію:

$$\frac{\Delta}{L} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right) x^2 + \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right) y^2 + \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right) z^2$$

Ця функція представляє поверхню другого порядку – трьохосьовий еліпсоїд.

Представимо її в канонічному виді і визначимо значення півосей а, в, с еліпсоїда.

$$\frac{\frac{x^2}{\frac{\Delta}{L} \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right)}}{1} + \frac{\frac{y^2}{\frac{\Delta}{L} \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right)}}{1} + \frac{\frac{z^2}{\frac{\Delta}{L} \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right)}}{1} = 1,$$

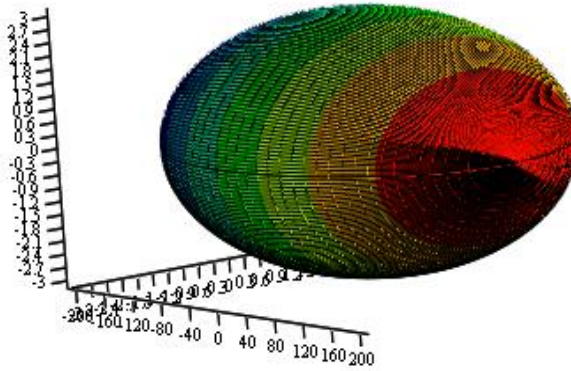
де кожна з півосей визначається вираженням:

$$a = \sqrt{\frac{\Delta}{L \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right)}}, \quad b = \sqrt{\frac{\Delta}{L \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right)}}, \quad c = \sqrt{\frac{\Delta}{L \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right)}}.$$

Таким чином, отриману функцію трьохосьового еліпсоїда можна записати:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1.$$

Характерною особливістю трьохосьового еліпсоїда є утворення еліпсів при перетині його поверхні площинами, які паралельні кожній з трьох координатних площин (рис. 3.16).



(x, y, z)

Рис. 3.16. Графік залежності $f(x, y, z)$

Якщо які-небудь півосі будуть рівні між собою, наприклад $b=c$, коли $\chi_2=\chi_3$, то трьохосьовий еліпсоїд перетворюється на еліпсоїд обертання (рис. 3.16).

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2 + z^2}{b^2} = 1.$$

Він утворюється шляхом обертання еліпса навколо однієї з осей системи координат. Наприклад, еліпса $\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$ шляхом обертання навколо осі абсцис.

Якщо $\chi_1=\chi_2=\chi_3$, то півосі трьохосьового еліпса будуть дорівнювати: $a=b=c$.

А, це означає, що він перетвориться в сферу (рис. 3.17):

$$x^2 + y^2 + z^2 = R^2,$$

де R – радіус сфери, $R^2 = a^2 = b^2 = c^2$.

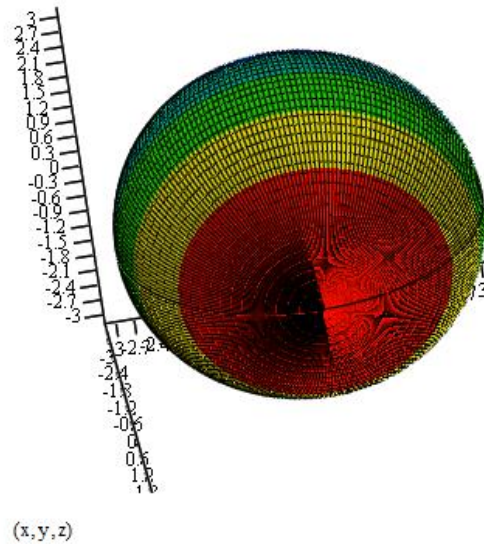


Рис. 3.17. Графік залежності $f(x, y, z)$, якщо $\chi_1 = \chi_2 = \chi_3$

Отримані результати наших досліджень співпадають з даними, які наведені в роботі [59]. Там розглянуті питання точності попадання на ЗПС.

Таким чином, відхилення літака від заданої точки входу в глісаду в тривимірному просторі в загальному випадку описується трьохосьовим еліпсоїдом, а в окремих випадках еліпсоїдом обертання і сферою (рис. 3.18).

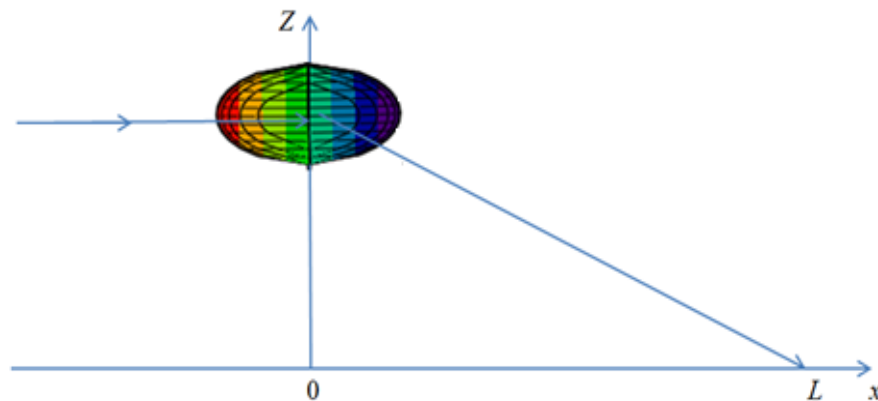


Рис. 3.18. Графік залежності $f(x, y, z)$, де параметри змінюються в межах χ – величина зрушення траєкторії по координатах, $x=y=-300+300\text{м}$,
 $z = -46+46\text{ м}$.

Прогнозувати точку входу в глісаду доцільно по автокореляційних функціях [49-50, 129-131].

3.6. Пропозиції по розробці методу аналізу кореляційних полів

При виконанні складних польотних завдань, пілотові потрібна оперативна інформація про якість роботи автоматики в системі управління літаком. На легких літаках якість пілотування повністю залежить від пілота. На повітряних судах, що мають автоматичні системи управління не повинні допускатися некоординовані зміни.

Але, іноді система дає збій. В результаті система дезінформує пілота. Однією з причин є перекручена інформація, що отримується від окремих датчиків. Другою, збої, які відбуваються в електроніці, в основному пов'язані з PN переходами (n – *negative* – негативний, електронний, p – *positive* – позитивний, дірковий, або електронно-дірковий перехід – область простору на стику двох напівпровідників p - і n -типу, в якій відбувається перехід від одного типу провідності до іншого) в електронних елементах.

При складних збоях бортового устаткування, враховуючи те, що траєкторія польоту може містити польотні і непольотні ділянки траєкторії, доцільно проводити оцінку якості техніки пілотування по кореляційних полях параметрів польоту.

При аналізі кореляційних полів враховують види кореляційних зв'язків.

Кореляційні зв'язки розрізняються за формою, спрямованістю і мірою (силою).

За формою кореляційний зв'язок може бути прямолінійним або криволінійним. Прямолінійними можуть бути, наприклад, зв'язок між кількістю тренувань на тренажері і кількістю правильно вирішуваних завдань в контрольній сесії. Криволінійною може бути, наприклад, зв'язок між рівнем мотивації і ефективністю виконання завдання. При підвищенні мотивації ефективність виконання завдання спочатку зростає, потім досягається оптимальний рівень мотивації, якому відповідає максимальна ефективність виконання завдання. Подальше підвищення мотивації супроводжує вже зниження ефективності.

По напрямку кореляційний зв'язок може бути позитивним ("прямим") і негативним ("зворотним"). При позитивній прямій кореляції більш високим значенням однієї ознаки відповідають більш високі ознаки другої, а більш низьких значеннях однієї ознаки – низькі значення другої. При негативній кореляції співвідношення зворотні. При позитивній кореляції коефіцієнт кореляції має позитивний знак, при негативній кореляції – негативний знак.

Ступінь, сила або тіснота кореляційного зв'язку визначається за величиною коефіцієнта кореляції. Сила зв'язку не залежить від її спрямованості і визначається по абсолютному значенню коефіцієнта кореляції.

Збій: короточасна втрата технічним облаштуванням працездатності, *це особливий вид відмови*, характерний для складних радіоелектронних пристроїв, таких як обчислювальні машини, облаштування автоматичного регулювання і тому подібне. Головними причинами збоїв являються:

- неякісна пайка;
- контакти, що уриваються, в роз'ємах;
- внутрішні дефекти елементів електронних пристроїв;
- дія зовнішніх чинників.

Найбільш ефективні засоби попередження збоїв – це поліпшення технології виготовлення і монтажу радіоелектронних приладів; побудова раціональних конструкцій пристроїв, блоків і так далі з підвищеною заводостійкою. Усунення і нейтралізація збоїв спеціальними схемами і прийомами, до яких відносяться резервування, застосування корегуючих кодів, оптимізація режимів, профілактика.

Враховуючи те, що при складних збоях бортового устаткування відбувається порушення ортогональності всіх видів авіаційних координатних систем (зв'язаною, земною, швидкісною) і при цьому конфігурація контурів кореляційних полів міняється, виникає можливість для діагностики складних відмов і збоїв методом контурних кореляційних полів.

Воно є графіком, де на осі абсцис відкладаються значення X , по осі ординат – Y , а точками показуються поєднання X і Y . По розташуванню точок можна судити про наявність зв'язку. Показники тісноти зв'язку дають можливість охарактеризувати залежність варіації результативної ознаки від варіації ознаки-фактору.

При аналізі контурів кореляційних полів найбільш перспективним є дослідження взаємозв'язку кута атаки і кута крену. В даному випадку досліджується зв'язок параметрів α (кут атаки) і γ (кут крену) і залежно від цього виду визначається є збій або ні.

Кут атаки α – кут між проекцією швидкості літального апарату на площині X, Y, Z і подовжньою віссю зв'язаної системи координат літального апарату. Кут вважається позитивним, якщо проекція швидкості літального апарату на нормальну вісь негативна.

Кут крену γ – кут між поперечною віссю і віссю зміщеною в положення, що відповідає нульовому куту рискання літака. Кут γ позитивний, коли змішана вісь поєднується з поперечною віссю поворотом за годинниковою стрілкою, якщо дивитися у напрямі подовжньої осі.

Застосування методу контурних кореляційних полів для діагностики складних ситуацій у польоті. Доведено науково і експериментально, що при виникненні збоїв авіоніки в системі управління польотом конфігурації контурного поля, що визначає кореляційний зв'язок між параметрами техніки пілотування, змінюється від стохастичної до функціональної.

Форми прояву взаємозв'язків дуже різноманітні, в якості найзагальнішого їх вигляду виділяють функціональний і кореляційний зв'язки.

Кореляція вивчається на підставі експериментальних даних, що є вимірними значеннями (x_i, y_i) двох ознак. Якщо експериментальних даних небагато, то двовимірний емпіричний розподіл представляється у вигляді подвійного ряду значень x_i, y_i . При цьому кореляційна залежність між ознаками можна описувати різними способами. Відповідність між

аргументом і функцією може бути задана таблицею, формулою, графіком і т. д.

Ця модель двовимірного кореляційного поля дозволяє дати наочну графічну інтерпретацію коефіцієнта кореляції, оскільки нормальний розподіл в сукупності залежить від п'яти імовірнісних параметрів: \bar{x} , \bar{y} – середні значення (математичні очікування) x , y – стандартні відхилення випадкових величин X і Y і ρ – коефіцієнт кореляції, який є мірою зв'язку між випадковими величинами X і Y .

Якщо $\rho = 1$ або $\rho = -1$, то між випадковими величинами X і Y існує лінійна функціональна залежність ($Y = c + dX$). В цьому випадку говорять про повну кореляцію. При $\rho = 1$ значення x_i , y_i визначають точки, що лежать на прямій лінії, яка має позитивний нахил (зі збільшенням x_i значення y_i також збільшується), при $\rho = -1$ пряма має негативний нахил. У проміжних випадках ($-1 < \rho < 1$) точки, що відповідають значенням x_i , y_i , потрапляють в область, обмежену деяким еліпсом, причому при $\rho > 0$ має місце позитивна кореляція (зі збільшенням x_i значення y_i мають тенденцію до зростання), при $\rho < 0$ кореляція негативна. Чим ближче ρ , тим тісніше еліпс і тим тісніше експериментальні значення групуються біля прямої лінії. Тут же слід звернути увагу на те, що лінія, уздовж якої групуються точки, може бути не лише прямою, а мати будь-яку іншу форму: парабола, гіпербола і т. д. У цих випадках ми розглядали б так звану нелінійну (чи криволінійну) кореляцію.

Таким чином, візуальний аналіз кореляційного поля допомагає виявити не лише наявність статистичної залежності (лінійну або нелінійну) між досліджуваними ознаками, але і її тісноту і форму. Це має істотне значення для наступного кроку в аналізі s вибору і обчислення відповідного коефіцієнта кореляції.

Кореляційну залежність між ознаками можна описувати різними способами. Зокрема, будь-яка форма зв'язку може бути виражена рівнянням загального вигляду $Y = f(X)$, де ознака Y – залежна змінна, або функція від

незалежної змінної X , називаємої аргументом. Відповідність між аргументом і функцією може бути задана таблицею, формулою, графіком і т. д.

При збої кореляційні поля фактично зникають і з'являється детермінований функціональний зв'язок між параметрами техніки пілотування.

Проблема розпізнавання складних збоїв авіоніки повітряних суден методом контурних кореляційних полів дозволяє створити аналізатори збоїв нового типу, що дозволяють пілотові розпізнати складну польотну ситуацію і прийняти правильне рішення щодо забезпечення безпеки польоту.

Таким чином, запропонований спосіб визначення якості пілотування по контурах (контурним фігурам) кореляційних полів параметрів польоту полягає в тому, що шляхом визначення наявності або відсутності площ контурних фігур кореляційних полів параметрів польоту виявляються перші ознаки появи або відсутності збоїв авіоніки в складних умовах польоту.

Спосіб визначення якості пілотування по контурах (контурним фігурам) кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки і бортового устаткування показує достатню ефективність для створення аналізаторів перших ознак збоїв.

При комплексних збоях, пов'язаних з переходом від польотних ділянок траєкторії до непольотних ділянок і назад, спостерігаються ефекти повної трансформації і перетворення площинних контурних фігур в лінійні конфігурації.

При збоях, не пов'язаних з переходом в непольотні ділянки траєкторії, спостерігаються ефекти стискування і зменшення площ контурних фігур (контурів) кореляційних полів.

Перехід до аналізу контурів кореляційних полів при розпізнаванні контурної фігури обмежується для виявлення ознак складних збоїв 4-6 точками відліку при виявленні факту наявності або відсутності площі контурів. Це вкрай необхідно для аналізу швидкоплинних збоїв, цикли яких порівняні з часом сенсомоторної реакції авіаційних операторів.

Розглянуто питання недостатності отримуваної пілотом інформації про якість пілотування при збої устаткування. Проведений аналіз авіаподій і результатів імітаційних експериментів і аналізу перших ознак їх появи. Пропонується спосіб отримання даних для екіпажу шляхом аналізу контурів кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки бортового устаткування.

Проведемо аналіз кореляційних полів авіаційної події в районі аеродрому "Скнилов" – 27.07.2002 р. Хронологія зміни параметрів польоту до зіткнення із землею показана в таблиці 1: V – швидкість; ψ – курс; γ – кут крену; α – кут атаки. При польоті стався збій голосового інформатора: $\alpha_{\text{допуску}}=24^\circ$ – спрацьовування голосового інформатора (табл. 3.1).

На рис. 3.6 показаний вид кореляційного поля параметрів α , γ на ділянці польоту до збою під час виконання фігури вищого пілотажу – "косої петлі з поворотом".

Загальну картину появи комплексного збою голосового інформатора, автомата кутів атаки і перевантаження командир повітряного судна пізніше охарактеризував як "незрозуміла і несподівана поведінка літака". Це доводить крайню необхідність створення аналізаторів перших ознак появи таких збійних, циклічних процесів. Досвід створення аналізаторів такого класу є [45, 93, 113, 120, 122].

Таблиця 3.1.

Значення параметрів техніки пілотування при авіаподії 27.07.2000 р. з ПС СУ-27УБ у районі аеродрому "Скнилов"

Назва опорної точки траєкторії	Секунди до зіткнення із землею	Параметри				
	t , с	H , м	V , км/час	ψ , гр°	γ , гр°	α , гр°
Введення в "бочку"	33	178	491	317	-11.1	11.7
Введення в косу петлю	29	220	514	311	-13.1	16.4
При розвороті на 90°	21	655	409	229	-116.8	19.4
Досягнення максимальної висоти (H_{max})	16	845	347	158	-93.5	20.6
При розвороті на 180°	14.5	826	361	130	-93.5	21.6
Початок виконання обертання	9.5	596	384	65	-69.8	13.4

Назва опорної точки траєкторії	Секунди до зіткнення із землею	Параметри				
	t, c	H, m	$V, km/h$	ψ, gr°	γ, gr°	α, gr°
Положення "вгору колесами"	7.36	497	404		-178.9	16.6
Завершення обертання	6	333	428	139	25.6	26.9
		Закритичні кути атаки				
Вихід на максимальні кути атаки ($\alpha_{max} = 31^{\circ}$)	3.5	137	381	120	-8.5	31
		Закритичні кути атаки – голосовий інформатор не працює				
Момент зіткнення	0	0	340	81	-34.2	9.4

Аналіз параметрів польоту до збою. Висота польоту до збою – від 685 до 450 метрів. Аналіз проводився по дев'яти ділянках польоту (Δt) до збою (табл.3.2). Кореляційного зв'язку між α (кутом атаки) і γ (кутом крену) не виявлено (рис. 3.16).

Таблиця 3.2.

Параметри польоту до збою – від 685 до 450 метрів

Параметри \ Δt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	γ	70.7	66.8	69.5	68.8	113.1	133.95	178.6	264.0
α	21.2	20.6	18.6	14.5	13.0	14.3	16.4	17.8	21.8

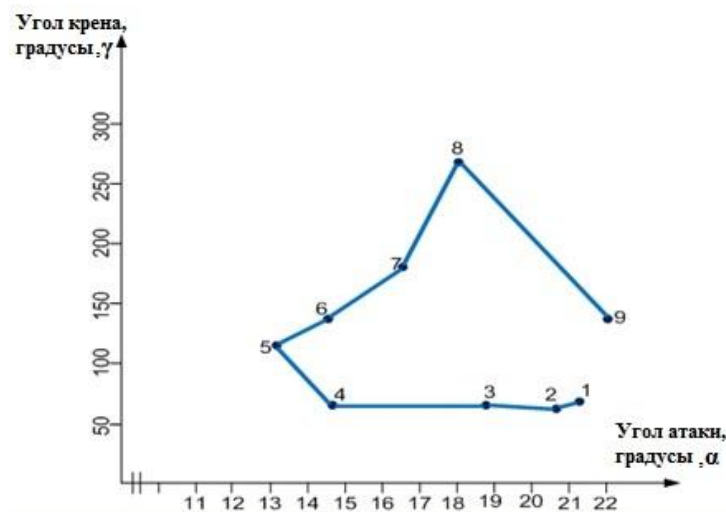


Рис. 3.16. Політ до збою голосового інформатора і автомата індикації кутів атаки і перевантажень

Аналіз параметрів польоту при збої. Висота польоту при збої – від 480 до 108 метрів, $\alpha_{\text{допуску}} = 24^\circ$ (табл. 3.3, рис. 3.17). Голосовий інформатор при досягненні $\alpha = 24^\circ$ не включився із-за збою.

Таблиця 3.3.

Параметри польоту під час збою – від 480 до 108 метрів

Δt	1	2	3	4	5	6	7
γ	74.8	38.55	31.3	19.4	10.0	8.4	4.2
α	21.8	25.60	26.6	26.9	28.1	28.5	30.6

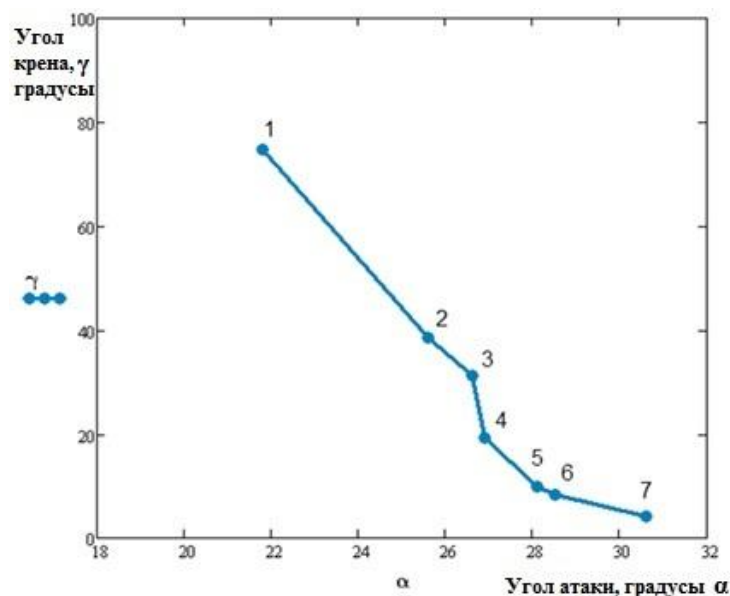


Рис. 3.17. Політ під час збою голосового інформатора і автомата індикації кутів атаки і перевантажень

При збої сталося перетворення контурної фігури, що має площу в координатах α і γ , у квазілінійну конфігурацію (рис. 3.15). Було встановлено, що на висотах від 450 метрів до 108 метрів під час збійного процесу траєкторія "польоту" нагадувала невідому фігуру "хобот".

Таким чином, можна стверджувати, що сталися певні порушення в процесі виконання польоту, пов'язані з порушенням режимів польоту на цьому етапі. Це пов'язано з порушенням швидкісного режиму із-за збою голосового інформатора.

Аналіз параметрів польоту після збою (табл. 3.4, рис. 3.19). На висоті 108 метрів голосовий інформатор несподівано (при $\alpha = 31^\circ$) включився і видав команду "Кут атаки граничний", пілот за 1,5-2 секунди змінив кут від 23,1 до $-9,4$ градусів.

Таблиця 3.4.

Параметри польоту після збою

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

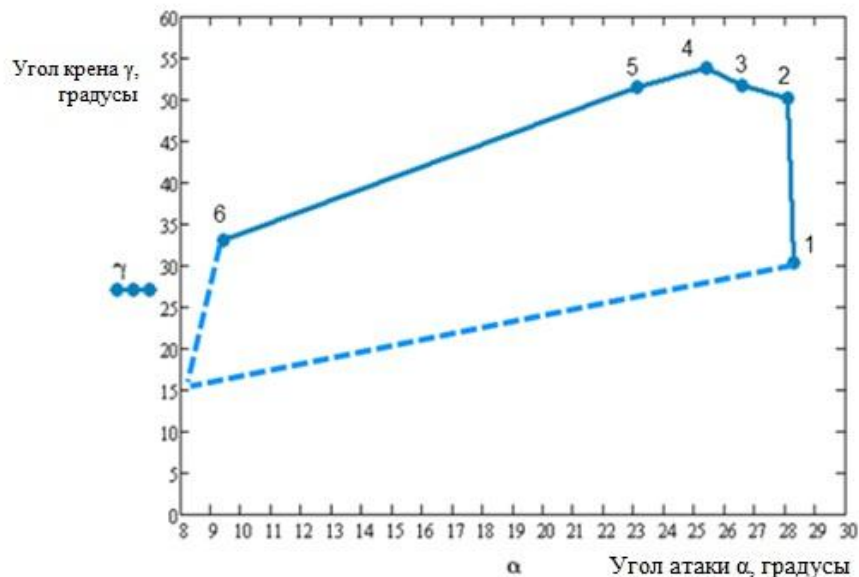


Рис. 3.19. Політ після збою

Аналіз площ контурних кореляційних полів параметрів польоту. Проведена оцінка площ контурних кореляційних полів до збою (S_1), (під час) збою (S_2) і після збою (S_3) класичним методом виміру площ числом, що заповнюють плоску фігуру, одиничних квадратів. Сучасні модифікації цих підходів відомі як методи "сіткової геометрії" [80], що дозволяють виключити процеси інтеграції при пошуку величин площ контурних фігур. Таким чином:

$$S_1 = 5550,025 \text{ см}^2 \text{ – площа кореляційного поля до збою;}$$

$$S_2 = 30,25 \text{ см}^2 \text{ – під час збою;}$$

$$S_3 = 21904 \text{ см}^2 \text{ – після збою.}$$

Визначені показники порівняння: ΔS_1 – до збою; ΔS_2 – під час збою; ΔS_3 – після збою (табл. 3.5):

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

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

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

Таблиця 3.5.

Показники порівняння площ кореляційних полів

Вид показника	До збою	Під час збою	Після збою
S	$S_1 = 5550,025 \text{ см}^2$	$S_2 = 30,25 \text{ см}^2$	$S_3 = 21904 \text{ см}^2$
Показники порівняння	$\Delta S_1 = 0,25$	$\Delta S_2 = 0,005$	$\Delta S_3 = 0,001$

Надалі для дослідження конфігурацій кореляційних полів були організовані експерименти на літаку АН-140 з виключенням двигунів для імітації збоїв.

Послідовно вимикалися перший і другий двигуни АН-140 у крейсерському польоті на висоті 3,5-4 км, така імітація була потрібна для аналізу збоїв, в яких немає виходу на непольотні ділянки траєкторії, а також, для з'ясування, як відбувається трансформація площ контурів кореляційних полів при збоях такого класу.

Результати дослідження імітації відмов двигунів на літаку АН-140 показані в табл. 3.6-3.12 і на рис. 3.9-3.13.

Політ до збою, перший двигун працює (табл. 3.6, рис. 3.20).

Таблиця 3.6.

Параметри польоту до збою першого двигуна

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

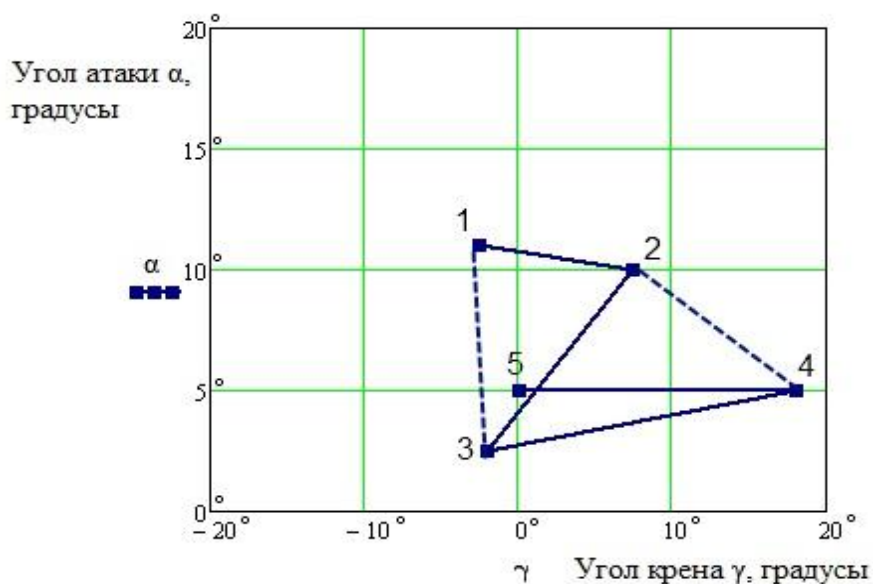


Рис. 3.20. Політ до збою першого двигуна

Під час збою перший двигун не працює (табл. 3.7, рис. 3.21).

Таблиця 3.7.

Параметри польоту під час збою першого двигуна

Δt	1	2	3	4
α	5	2	5	6
γ	0	3	-3	0

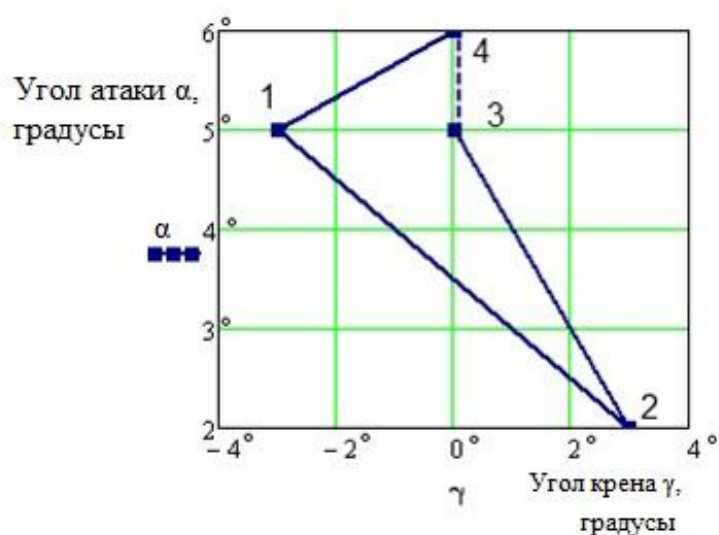


Рис. 3.21. Політ при збої першого двигуна

Після збою перший двигун працює.

До збою другий двигун працює (табл. 3.8, рис. 3.22).

Таблиця 3.8.

Параметри польоту до збою другого двигуна

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

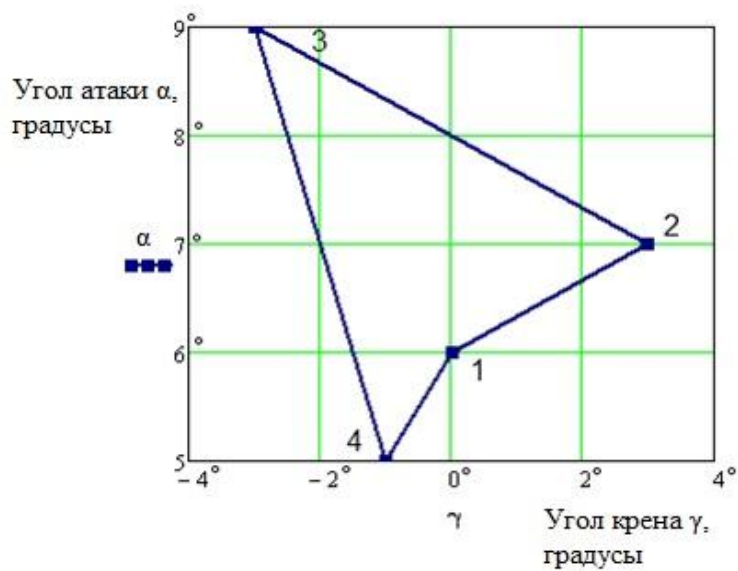


Рис. 3.22. Політ до збою другого двигуна

Другий двигун не працює (табл. 3.9, рис. 3.23).

Таблиця 3.9.

Параметри польоту при збої другого двигуна

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

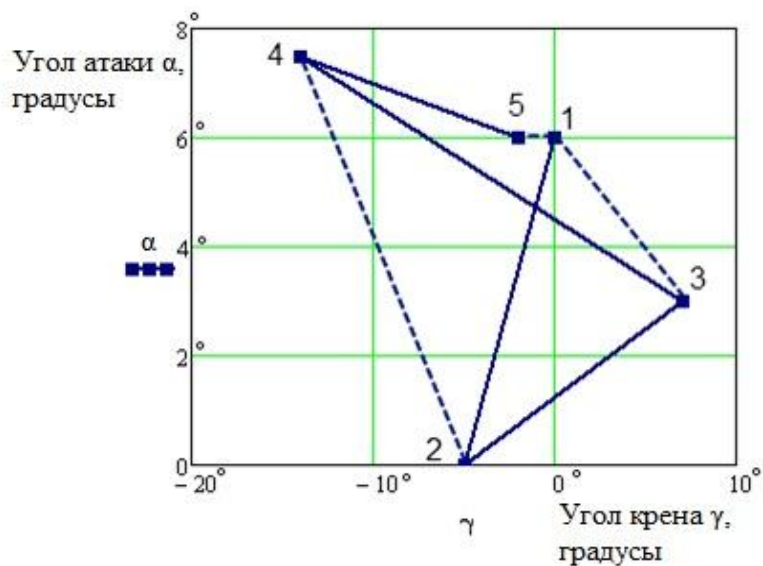


Рис. 3.23. Політ під час збою другого двигуна
Після збою другого двигуна (табл. 3.10, рис. 3.24).

Таблиця 3.10.

Параметри роботи після збою другого двигуна

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

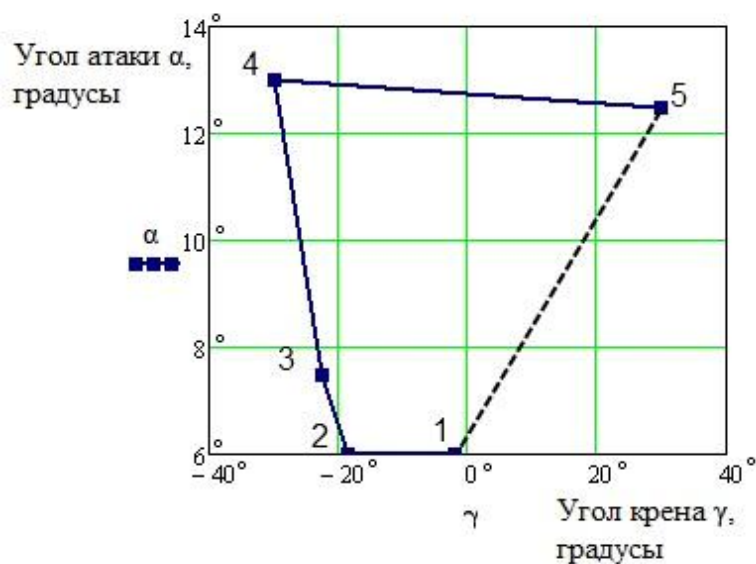


Рис. 3.24. Політ після збою другого двигуна.

Були визначені площі контурів кореляційних полів (табл. 3.11, 3.12):

А. По першому двигуну:

$$S_1 = 75 \text{ см}^2$$

$$S_2 = 30 \text{ см}^2$$

$$S_3 = 50 \text{ см}^2$$

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

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

$$\Delta S_3 = \text{при збої/після збою} = 30/50 = 0,6$$

Таблиця 3.11.

Показники порівняння площ контурів параметрів техніки пілотування
(α і γ)

Вид показника	До збою	При збої	Після збою
S	$S_1 = 75 \text{ см}^2$	$S_2 = 30 \text{ м}^2$	$S_3 = 50 \text{ м}^2$
Показники порівняння	$\Delta S_1 = 1,5$	$\Delta S_2 = 0,4$	$\Delta S_3 = 0,6$

Б. По другому двигуну:

$$S_1 = 80 \text{ см}^2$$

$$S_2 = 45 \text{ см}^2$$

$$S_3 = 65 \text{ см}^2$$

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

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

$$\Delta S_3 = \text{при збої/після збою} = 45/65 = 0,6923$$

Таблиця 3.12.

Показники порівняння площ контурів параметрів техніки пілотування
(α і γ)

Вид показника	До збою	При збої	Після збою
S	$S_1 = 80 \text{ см}^2$	$S_2 = 45 \text{ см}^2$	$S_3 = 65 \text{ см}^2$
Показники порівняння	$\Delta S_1 = 1,33$	$\Delta S_2 = 0,5625$	$\Delta S_3 = 0,6923$

Спосіб визначення якості пілотування по контурах (контурним фігурам) кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоники і бортового устаткування показує достатню ефективність для створення аналізаторів перших ознак збоїв.

При збоях, не пов'язаних з переходом в непольотні ділянки траєкторії, спостерігаються ефекти стискування і зменшення площ контурних фігур (контурів) кореляційних полів.

Перехід до аналізу контурів кореляційних полів при розпізнаванні контурної фігури обмежується для виявлення ознак складних збоїв 4-6 точками відліку при виявленні факту наявності або відсутності площі контурів. Це вкрай необхідно для аналізу швидкоплинних збоїв, цикли яких порівнянні з часом сенсомоторної реакції авіаційних операторів.

Висновки за третім розділом

1. Встановлено, що можливе управління траєкторією руху літака по кореляційній функції без дії факторних накладок на пілотів і з ними. Функція кореляції дозволяє визначати явище, яке полягає в збільшенні амплітуди параметрів польоту повітряного судна. Воно пов'язане з психофізіологічною напруженістю людини-оператора. Метод заключається в порівнянні кореляційних функцій з впливом негативних чинників і їх відсутністю.

2. Детермінований опис траєкторії посадки можливий тільки при повній відсутності всякого роду дій на систему управління, що практично не зустрічається. Розглянуті різні варіанти входу в глісаду. Зроблений висновок, що затримка входу в глісаду небезпечніша, ніж випередження.

3. Розроблено метод оцінки точності входу в глісаду по автокореляційній функції при різній складності польоту. По функції автокореляції виведені чисельні значення міри впливу своєчасності входу в глісаду літака на якість посадки при випередженні і запізнюванні.

4. Представлено методи визначення поліпараметричних меж входу в глісаду по автокореляційних функціях. Розроблено формулу для визначення допустимих меж входу глісади в тривимірному просторі з боковим відхиленням y і вертикальним відхиленням z і приведена методика побудови графіку залежності $f(y, z)$. Представлена геометрична інтерпретація вірогідності відхилення від заданої точки при вході в глісаду. Отримані результати вимагають впровадження в технологію здійснення польотів для підвищення якості управління траєкторією руху літака. Вони можуть бути корисні при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації.

5. Визначені імовірнісні межі входу в глісаду у вигляді еліпсоїда. Вони можуть бути корисні для оцінки якості техніки пілотування по значеннях його координат. По них можливе визначення вірогідності неточного входу в глісаду.

6. Площі кореляційних полів до збою, в час і після збою якісно змінюються, що свідчить про порушення ортогональності (швидкісною, зв'язаною і координатною системами повітряного судна).

7. При збої кореляційні поля фактично зникають і з'являється детермінований функціональний зв'язок між параметрами техніки пілотування.

8. Проблема розпізнавання складних збоїв авіоніки повітряних суден методом контурних кореляційних полів дозволяє створити аналізатори збоїв нового типу, що дозволяють пілотові розпізнати складну польотну ситуацію і прийняти правильне рішення по забезпеченню безпеки польоту.

Список публікацій здобувача за матеріалами третього розділу

1. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.

2. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

3. Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.

4. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

5. Грищенко Ю.В. Исследование подходов определения причин ошибок летного состава в авиапроисшествиях. / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 4(10), 2006. – С. 135-140.

6. Hryshchenko Y.V. Mathematical Description Amplification Phenomenon of Integral-Differential Motive Dynamic Stereotype. Methods and Systems of Navigation and Motion Control / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // IEEE 3rd International Conference (October 14-17, 2014) – Kyiv, Ukraine, 2014. – pp. 71-74.

7. Hryshchenko Y.V. Autocorrelation functions and their application for assessing / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // Proceedings of the National Aviation University. 2015. №2 (63). – pp. 27-33.

8. Hryshchenko Y.V. Methods of training of modern aircraft flight crews for inflight abnormal circumstances / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, V.D. Tronko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2017. – №1. – pp. 66-72.

9. Грищенко Ю.В. Анализ возможности управления траекторией движения самолета по корреляционной функции / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий

журнал. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2015. – Вып. 181. – С. 35-46.

10. Hryshchenko Y.V. The problem of aircraft's deflection from the glide path entrance point / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, S.O. Tkachuk // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів "Проблеми навігації і управління рухом", Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 79.

11. Грищенко Ю.В. Функция автокорреляции траектории глиссады посадки с учетом ошибочных действий пилота / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // XII Міжнародна науково-технічна конференція "Авіа-2015". Секція 10 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2015. – С. 10.5 – 10.8.

12. Hryshchenko Y.V. Quality of Flight During Approach Improvement Suggestions / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko // IEEE 4th International Conference (October 17-19, 2017) – Kyiv, Ukraine, 2017. – pp. 69-72.

13. Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

14. Hryshchenko Y.V. Evaluation of quality and accuracy of flight path during approach and landing / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // IEEE 5th International Conference (October 16-18, 2018) – Kyiv, Ukraine, 2018. – pp. 191-194.

15. Hryshchenko Y.V. Piloting quality assessment systems / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. – № 3(61). – pp. 55-60.

16. Hryshchenko Yurii. Methods for Assessing of the Glissade Entrance Quality by the Crew / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Daria Pipa // Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries. IGI Global science reference, USA, 2019. – pp. 372-403.

17. Грищенко Ю.В. Оценка качества техники пилотирования экипажа в авиакомпании / Ю.В. Грищенко // Журнал «Наукоємні технології». – К.: НАУ, 2020. – Вип. 2(46). С. 245-263. DOI: 10.18372/2310-5461.46.14812.

18. Грищенко Ю.В., Романенко В.Г., Залиський М.Ю. Оценка качества входа в глиссаду воздушного судна / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, М.Ю. Залиський // Інформаційні управляючі системи і технології (ІУСТ-ОДЕСА-2020): матеріали ІХ Міжнародної науково-практичної конференції (24-26 верес. 2020 р., м. Одеса) / відп. ред. В. В. Вичужанін; Одес. нац. політех. ун-т. – Одеса: Екологія, 2020. – с. 248-250.

19. Hryshchenko Yurii. Quality Assessment of Aircraft Glide Path Entrance / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Maksym Zaliskyi // Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Zaliskyi Maksym / Proceedings of the 9th International Conference "Information Control Systems & Technologies", Session 3: Modeling and software engineering, (September 24–26, 2020) – Odessa, Ukraine, 2020, 649-660.

20. Hryshchenko Y. Estimation of the Quality of Glide Path Entrance by the Spectra of the Roll Angle Autocorrelation Functions // Y. Hryshchenko, V. Romanenko, O. Chuzha, E. Nych / IEEE 6th International Conference. October 20-23, Kyiv, Ukraine, 2020. P. 150-153. DOI: 10.1109/MSNMC50359.2020.9255566

21. Hryshchenko Y.V. Probabilistic boundaries of the aircraft entering into the glide path / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації, електроніки і управління рухом”, К.: НАУ, 2020. – С. 97.

22. Грищенко Ю.В. Проблемы влияния сбоев в системах авионики на качество полёта / Ю.В. Грищенко, М.С. Якименко, А.І. Амелина // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 74.

23. Хохлов Е.М. Способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета в особых условиях /

Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, О.Н. Володько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал.– К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2016. – Вып. 183. – С. 39-51.

24. Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine, pp. 126-129.

25. Hryshchenko Y.V. The problem of uncoordinated aircraft turn on small flight speed / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. № 1(59) – pp. 50-57.

РОЗДІЛ 4

ОЦІНКА ЯКОСТІ ТЕХНІКИ ПІЛОТУВАННЯ З УРАХУВАННЯМ ПСИХОФІЗІОЛОГІЧНОЇ НАПРУЖЕНОСТІ ПЛОТІВ

4.1. Оцінка якості посадок літака Б-737-500 в авіакомпаніях

Аналіз 48 осцилограм літака Боїнг-737-500 від другого розвороту до посадки показав, що випадкова функція кута крену носить ергодичний і стаціонарний характер. Кореляційна функція дає найповнішу характеристику випадкового процесу. В даному випадку для аналізу якості техніки пілотування в одному польоті досить автокореляційної функції.

Якість техніки пілотування визначається точністю витримання параметрів польоту і своєчасними і правильними діями екіпажу згідно керівництва льотної експлуатації.

Кінцевий етап посадки (приземлення) залежить від якості входу в глісаду. Тому досліджується ергатична система управління на етапі заходу на посадку від третього розвороту. Більшість дослідників зосередилися на аналізі тільки польоту на глісаді. У цій роботі розглядається взаємозв'язок вище вказаних ділянок польоту.

4.1.1. Аналіз автокореляційних функцій кута крену

Для оцінки якості польоту від кінця третього розвороту до четвертого і після нього до посадки використовуємо аналіз автокореляційних функцій. По нормованих автокореляційним функціям порахуємо коефіцієнти для порівняння по модулю її перших негативних значень y_1 [49]. На рис.4.1-4.15 представлені графіки, які отримані в комп'ютерній системі Mathcad по формулі для обчислення нормованої автокореляційної функції:

$$K(t) = \frac{1}{\sigma \cdot N} \cdot \sum_{i=0}^{N-t-1} [(\gamma_i - m) \cdot (\gamma_{t+i} - m)],$$

де N – число спостережень тимчасового ряду t , γ_i – амплітуда кута крену, $i=1, 2, 3, \dots, N$, m – математичне очікування, σ – середнє квадратичне відхилення.

Формула для обчислення ненормованої автокореляційної функції:

$$\Psi(t) = \frac{1}{N - t + 1} \cdot \sum_{i=0}^{N-t-1} [(\gamma_i - m) \cdot (\gamma_{t+i} - m)]$$

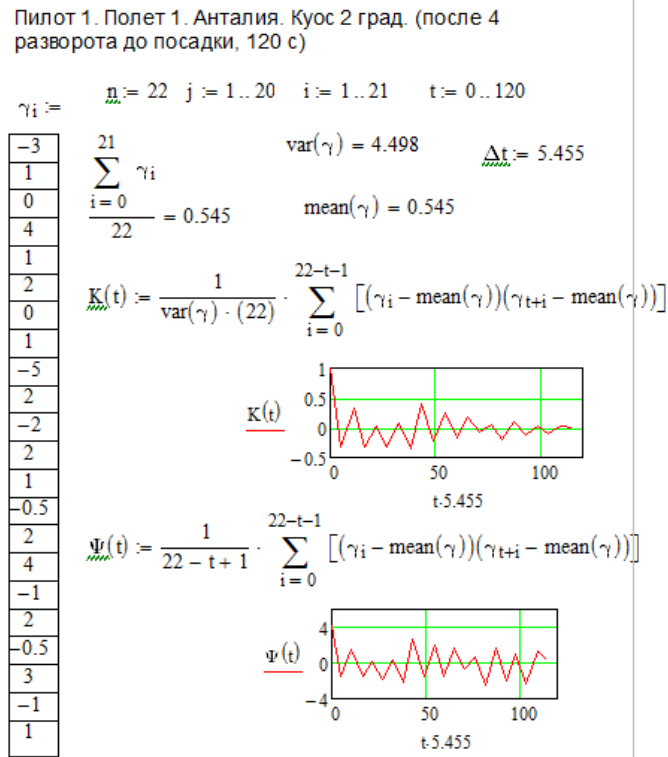


Рис. 4.1. Лістинг розрахунку нормованої і ненормованої автокореляційних функцій

Проведемо аналіз автокореляційних функцій чотирьох пілотів авіакомпанії при посадках на аеродроми різної складності заходу на посадку.

Проаналізуємо автокореляційні функції кута крену польотів пілота №1. На рис. 4.2 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Анталія. Вказаний той курс, який зафіксований на показчику у момент торкання злітно-посадкової смуги (ЗПС).

Коефіцієнт посилення K_n по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 3-го до 4-го розвороту (y_1 рівні: 0.40327 і 0.31251):

$$K_n = \frac{0.40327 - 0.31251}{0.40327 + 0.31251} = 0.127$$

Коефіцієнт посилення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4-го розвороту до посадки (y_1 дорівнюють: 0.30708 і 0.66751):

$$K_n = \frac{0.66751 - 0.30708}{0.66751 + 0.30708} = 0.37$$

Таким чином, можемо спостерігати більше посилення при польоті від четвертого розвороту до посадки.

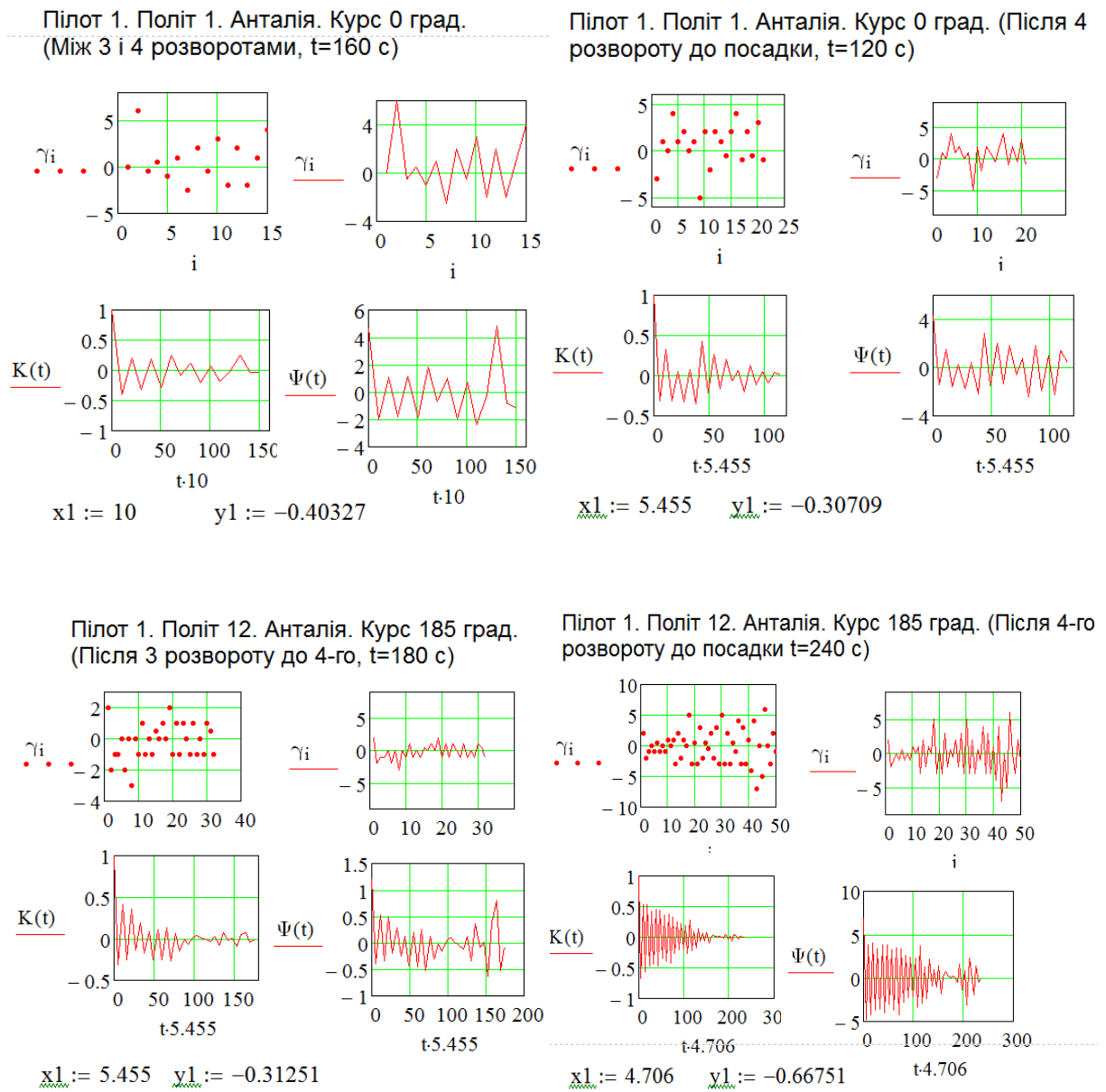


Рис. 4.2. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №1 в аеропорт Анталія

На рис. 4.3 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Шарм-Ель-Шейх.

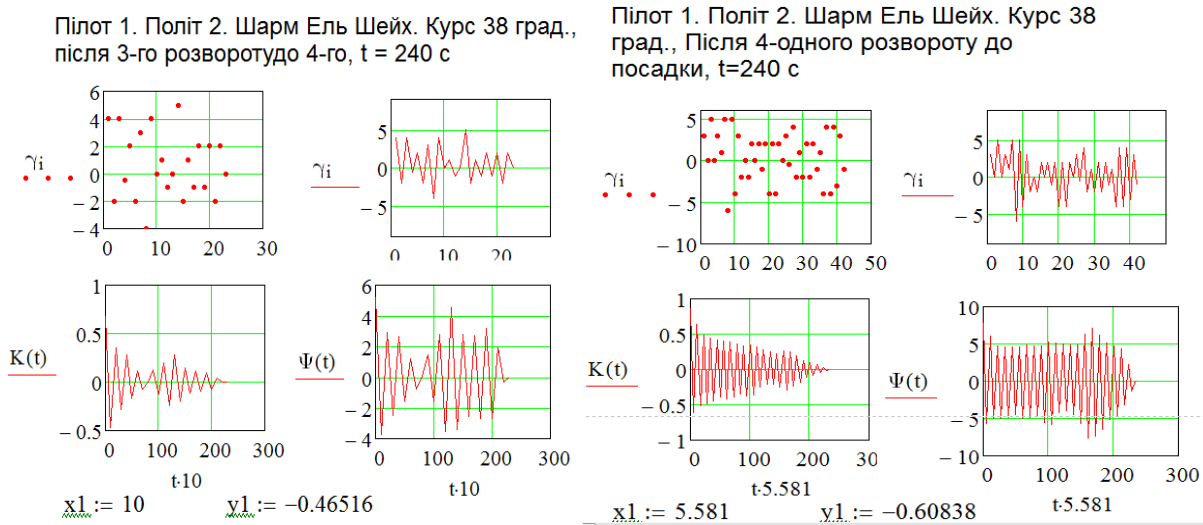


Рис. 4.3. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках першого пілота в аеропорт Шарм-Ель-Шейх

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.46516$. Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.60838$.

На рис. 4.4 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Бориспіль.

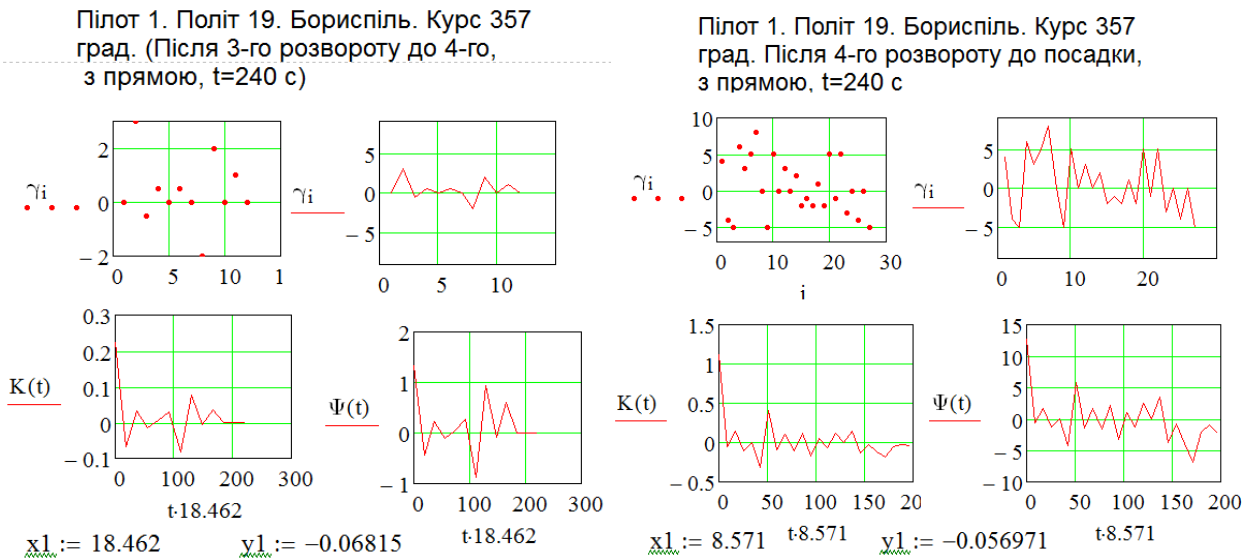


Рис.4.4. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №1 в аеропорт Бориспіль

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y_1=0.06815$. Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y_1=0.056971$.

На рис. 4.5 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Кривий Ріг пілотом №1.

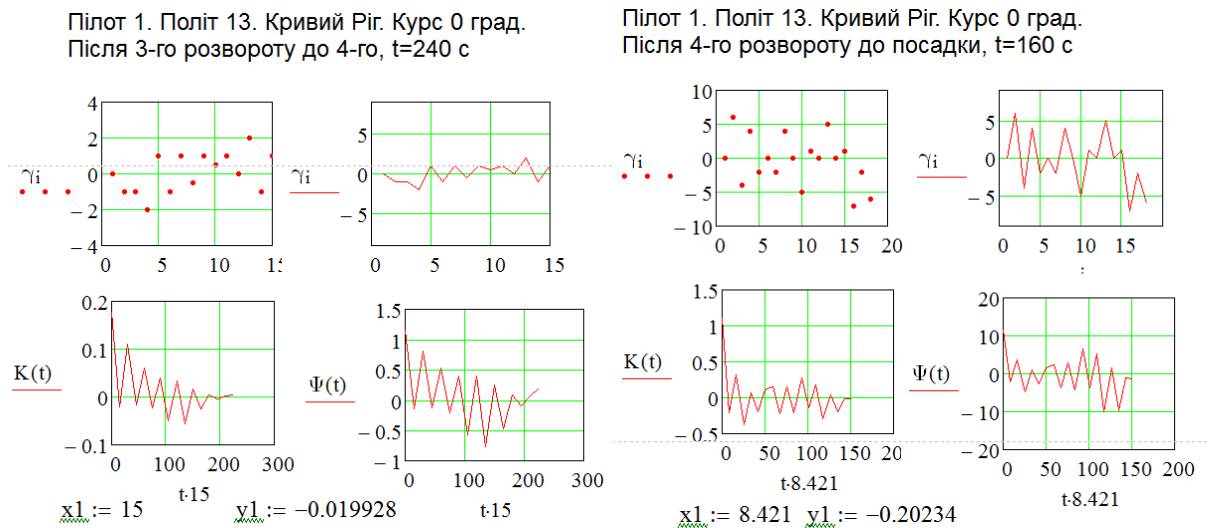


Рис. 4.5. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №1 в аеропорт Кривий Ріг

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y_1=0.019928$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y_1=0.20234$.

Проаналізуємо автокореляційні функції кута крену польотів пілота №2.

На рис. 4.6 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Анталія пілота №2.

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 3-го до 4-го розвороту рівні 0.76226, 0.46975, 0.41642. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.76226 - 0.41642}{0.76226 + 0.41642} = 0.293$$

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4-го розвороту до посадки рівні 0.091785, 0.24683, 0.46557.

Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.46657 - 0.091785}{0.46657 + 0.091785} = 0.671$$

Таким чином, можемо спостерігати більше посилення при польоті від четвертого розвороту до посадки.

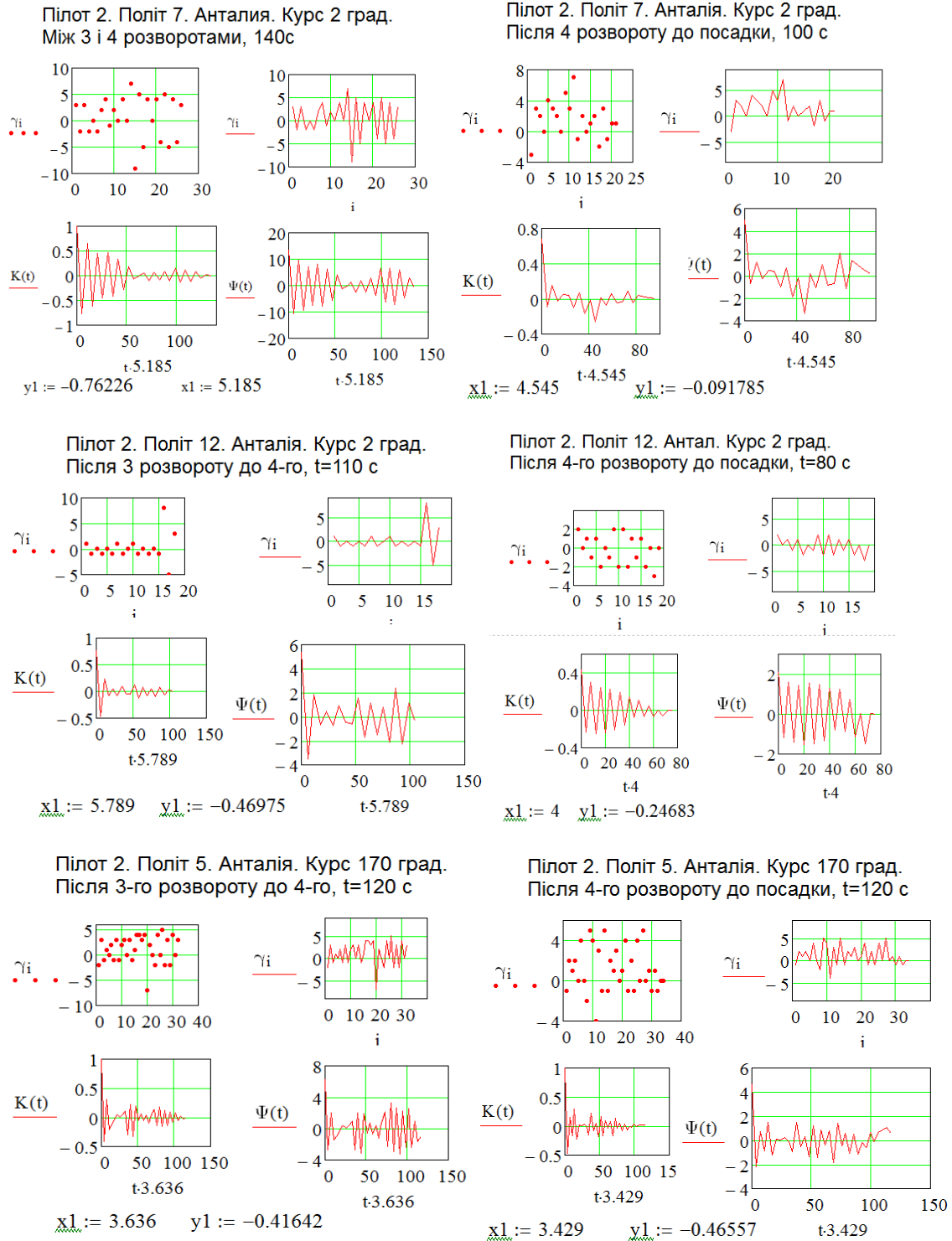


Рис. 4.6. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №2 в аеропорт Анталія

На рис. 4.7 представлені розрахунки при посадці пілотом №2 в аеропорт Шарм-Ель-Шейх.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y_1=0.67$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y_1=0.51386$.

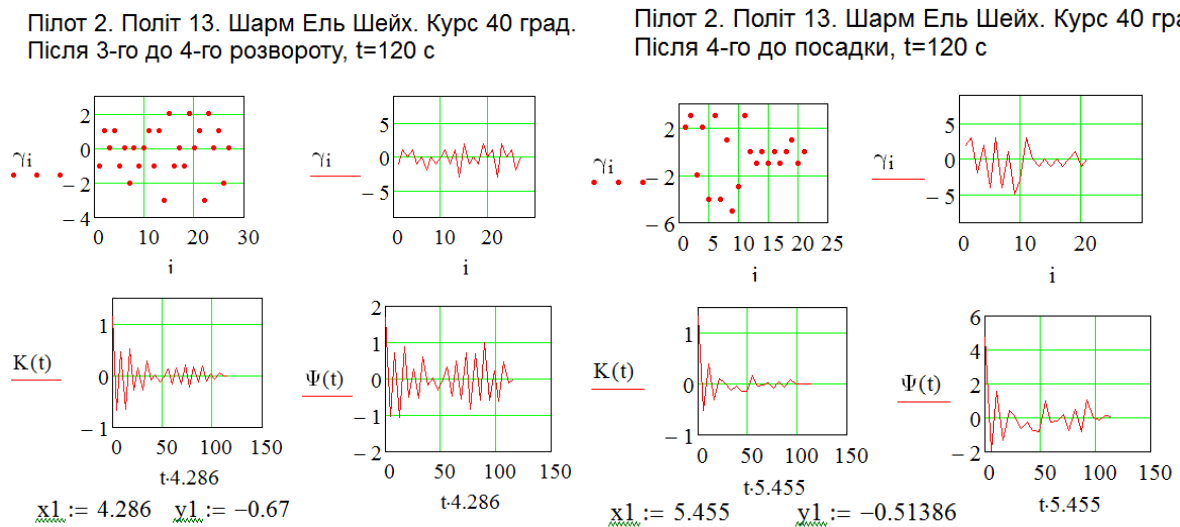


Рис. 4.7. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №2 в аеропорт Шарм-Ель-Шейх

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y_1=0.67$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y_1=0.51386$.

На рис. 4.8 представлені розрахунки при посадці пілотом №2 в аеропорт Х.

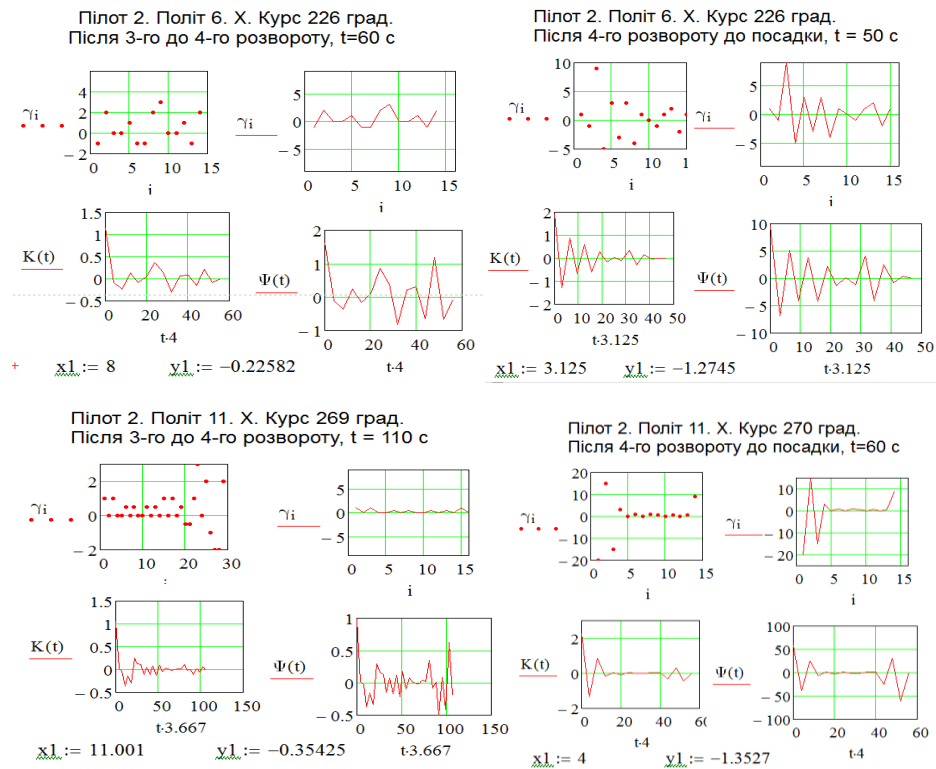


Рис. 4.8. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №2 в аеропорт Х

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 3-го до 4-го розвороту рівні 0.22582, 0.35425. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.35425 - 0.22582}{0.35425 + 0.22582} = 0.22139$$

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4 го розвороту до посадки рівні 1.2745, 1.3527.

Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{1.3527 - 1.2745}{1.3527 + 1.2745} = 0.02977$$

У більшості випадків можемо спостерігати більшу розбіжність K_n при польоті від четвертого розвороту до посадки. Проте, при складних посадках розбіжність мінімальна.

Проаналізуємо автокореляційні функції кута крену польотів пілота №3.

На рис. 4.9 представлені розрахунки при посадці пілота №3 в аеропорт Анталія.

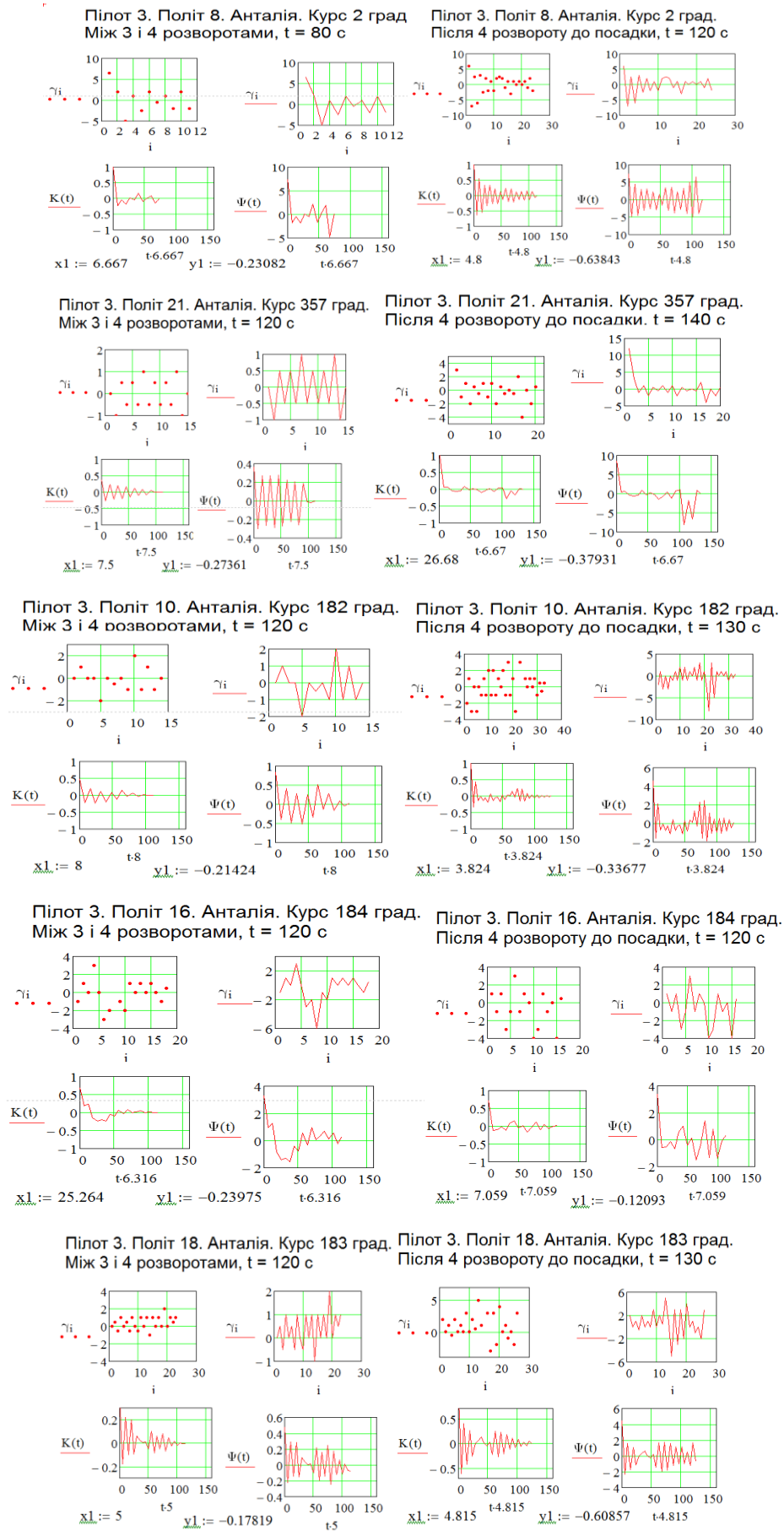


Рис. 4.9. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №3 в аеропорт Анталія

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 3-го до 4-го розвороту рівні 0.23082, 0.27361, 0.21424, 0.23975, 0.17819. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.27361 - 0.17819}{0.27361 + 0.17819} = 0.2112$$

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4-го розвороту до посадки рівні 0.63843, 0.37931, 0.33677, 0.12093, 0.60857.

Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.63843 - 0.12093}{0.63843 + 0.12093} = 0.68149$$

На рис. 4.10 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Бориспіль. Пілотував пілот №3.

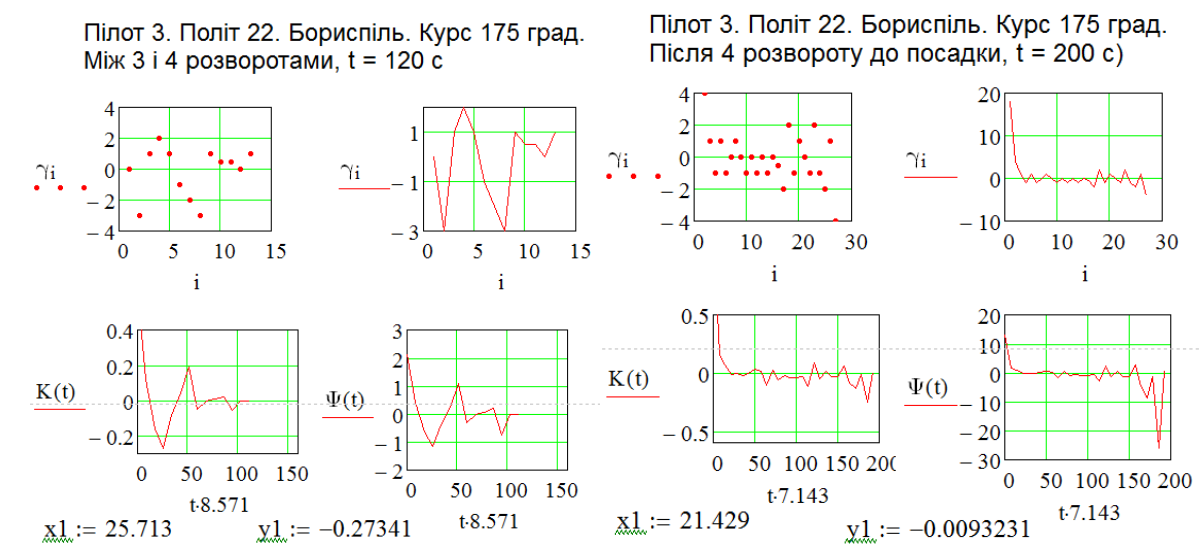


Рис. 4.10. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №3 в аеропорт Бориспіль

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.27341$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.0093231$.

На рис. 4.11 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Чернівці. Пілотував пілот №3.

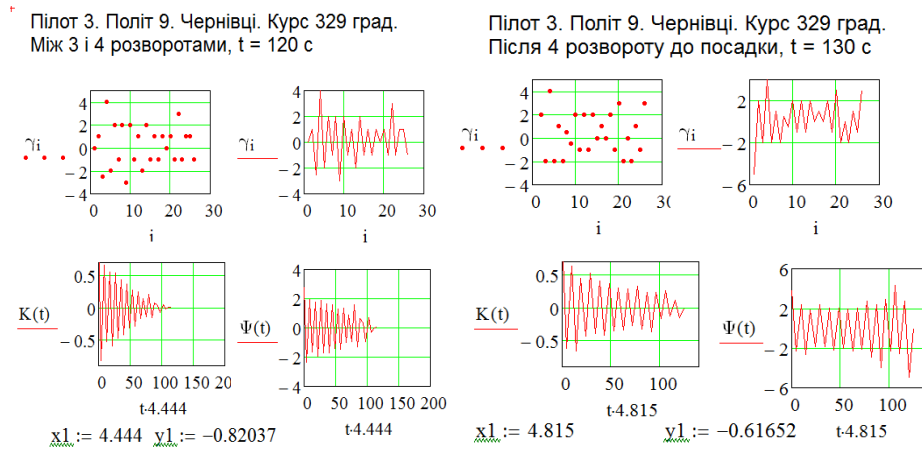


Рис. 4.11. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №3 в аеропорт Чернівці

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y_1=0.82037$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y_1=0.61652$.

На рис. 4.12 представлені розрахунки при посадці в аеропорт N.

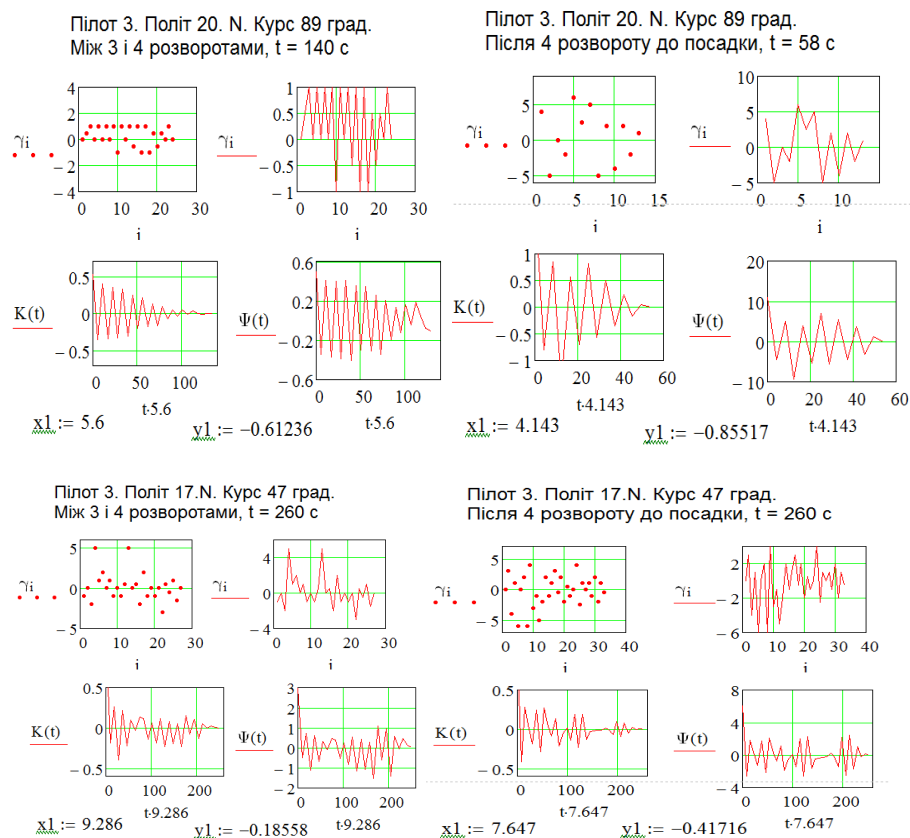


Рис. 4.12. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №3 в аеропорт N

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.61236, 0.18558$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.85517, 0.41716$.

Проаналізуємо автокореляційні функції кута крену польотів пілота №4.

На рис. 4.13 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Анталія.

Пілотував пілот №4.

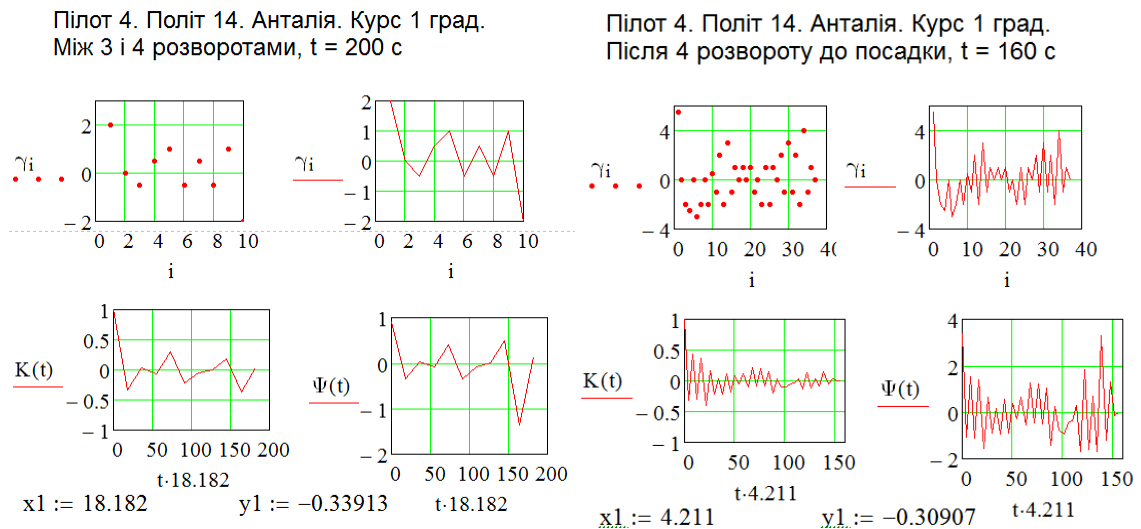


Рис. 4.13. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №4 в аеропорт Анталія

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.33913$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.30907$.

На рис. 4.14 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Бориспіль. Пілотував пілот №4.

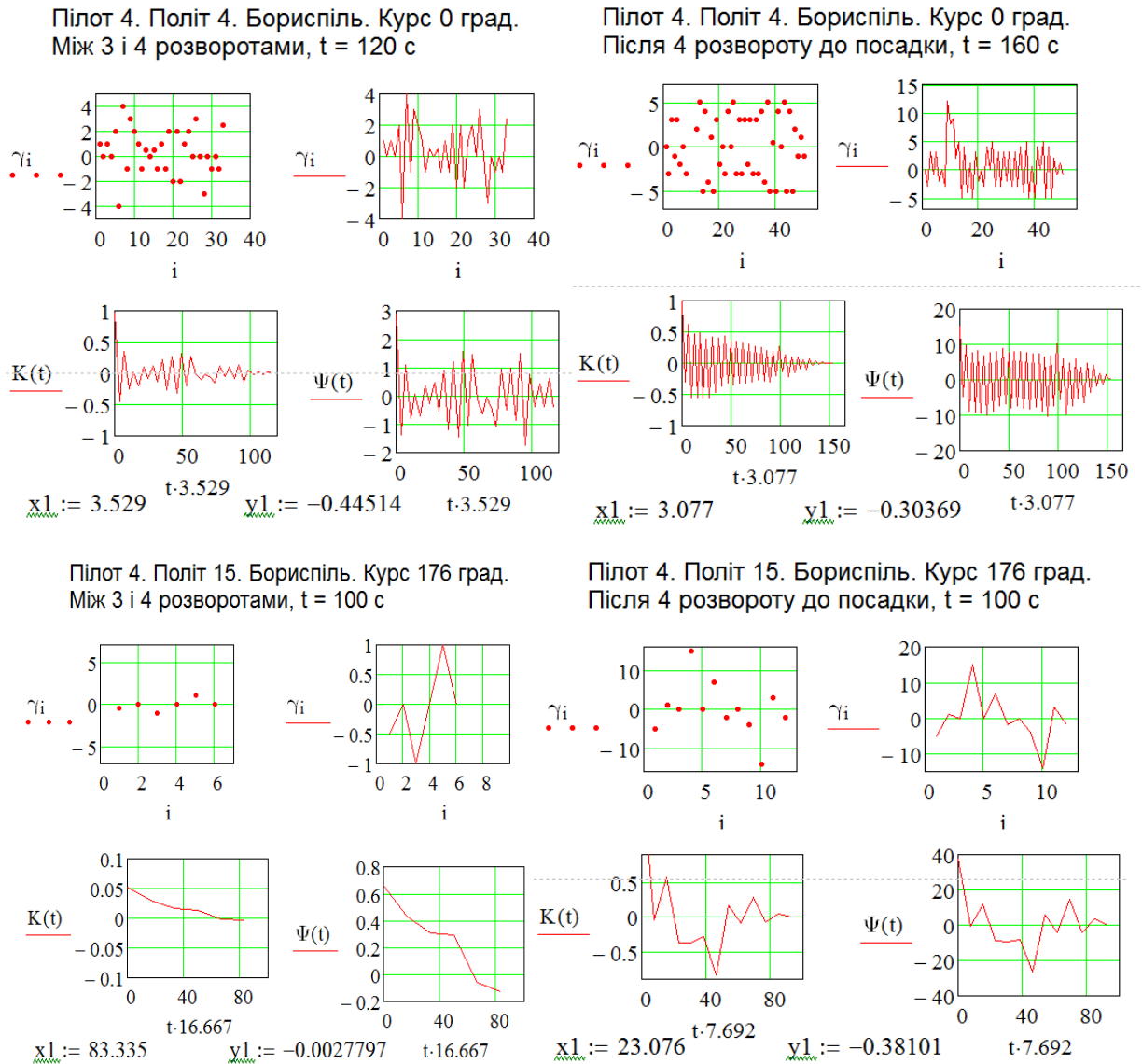


Рис. 4.14. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №4 в аеропорт Бориспіль.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.44514, 0.0027797$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.30369, 0.38101$.

Значення по модулю перших негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту рівне 0.44514. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.44514 - 0.0027797}{0.44514 + 0.0027797} = 0.98751$$

Дані розрахунки не враховуватимемо, оскільки вхід в глісаду був дуже швидким і для розрахунків маємо мало значень.

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4-го розвороту до посадки рівне 0.30369. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.38101 - 0.30369}{0.38101 + 0.30369} = 0.11293$$

На рис. 4.15 представлені розрахунки при посадці в аеропорт Херсон. Пілотував пілот №4.

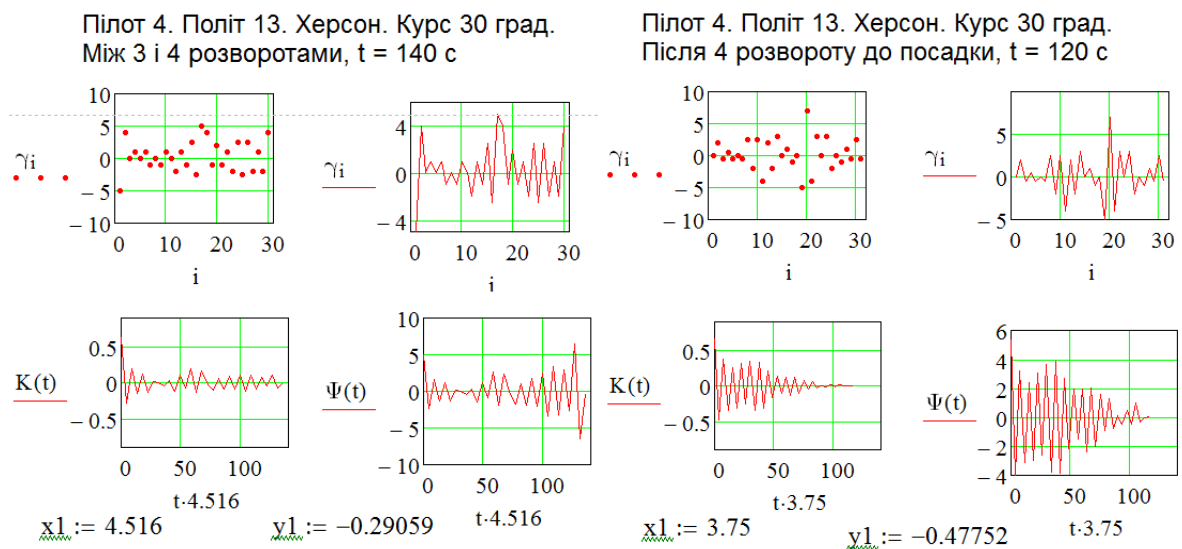


Рис. 4.15. Лістинг розрахунку автокореляційних функцій кута крену при посадках пілота №4 в аеропорт Херсон.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го розвороту $y1=0.29059$.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 4-го розвороту до посадки $y1=0.47752$.

Зведемо отримані результати в таблицю 4.1.

У таблиці представлені значення перших негативних амплітуд. Вони взяті по модулю. Виділені максимальні і мінімальні значення на етапах від 3-го до 4-го розвороту (позначені 3-4) і після 4-го розвороту до посадки (позначені 4-п) в різних аеропортах.

Таблиця 4.1.

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після
3-го до 4-го і при польоті після 4-го розвороту до посадки

Пілоти, у1 Аеропорт	1	2	3	4
Анталія	(3-4) 0.40327, 0.31251 (4-п) 0.30708, 0.66751	(3-4) 0.76226, 0.46975, 0.41642 (4-п) 0.091785, 0.24683, 0.46557	(3-4) 0.23082, 0.27361, 0.21424, 0.23975, 0.17819 (4-п) 0.63843, 0.37931, 0.33677, 0.12093, 0.60857	(3-4) 0.33913 (4-п) 0.30907
Бориспіль	(3-4) 0.06815 (4-п) 0.056971		(3-4) 0.27341 (4-п) 0.0093231	(3-4) 0.44514, 0.0027797 (4-п) 0.30369, 0.38101
Чернівці			(3-4) 0.82037 (4-п) 0.61652	
NX		(3-4) 0.22582, 0.35425 (4-п) 1.2745, 1.3527	(3-4) 0.61236, 0.18558 (4-п) 0.85517, 0.41716	16
Херсон				(3-4) 0.29059 (4-п) 0.47752
Шарм Ель Шейх	(3-4) 0.46516 (4-п) 0.60838	(3-4) 0.67 (4-п) 0.51386		6
Кривий Ріг	(3-4) 0.019928 (4-п) 0.20234			

4.1.2. Спектральний аналіз автокореляційних функцій кута крену

Після попереднього оцінювання якості техніки пілотування пілотів авіакомпанії виберемо найбільш показові польоти. Усі пілоти брали участь в посадках в аеропорт Анталія. Так само представляють інтерес польоти при

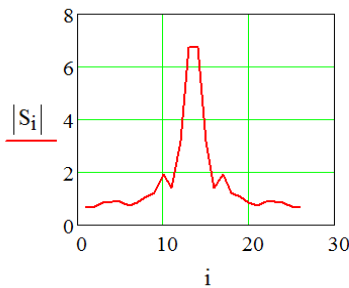
посадці на складні аеродроми NX. Проведемо спектральний аналіз автокореляційних функцій кута крену цих польотів [127]. Виберемо функції з максимальними і мінімальними значеннями перших негативних амплітуд, які взяті по модулю (рис. 4.16-4.23).

Для підрахунку спектру автокореляційних функцій γ по дискретних значеннях використовуємо формулу інтеграла Фур'є :

$$S_t = \sum_{i=1}^{N-1} K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{N}}$$

Пілот 2. Політ 7. Анталія. Курс 2 град. (Між 3 і 4 розворотами, t=140с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{26} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{27}} \right)$$



Пілот 2. Політ 7. Антал. Курс 2 град. (Між 3 і 4 розворотами, 140с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{26} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{27}} \right)$$

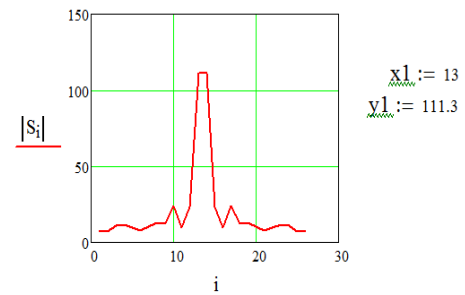
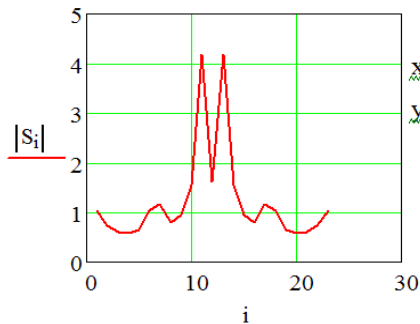


Рис. 4.16. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=6.1635$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=111.3$) автокореляційних функцій

Пілот 3. Політ 18. Анталія. Курс 183 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 120 с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{23} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{24}} \right)$$



Пілот 3. Політ 18. Анталія. Курс 183 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 120 с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{23} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{24}} \right)$$

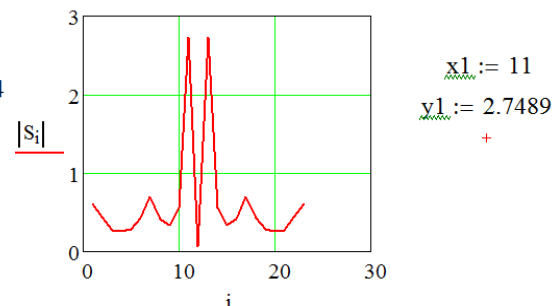
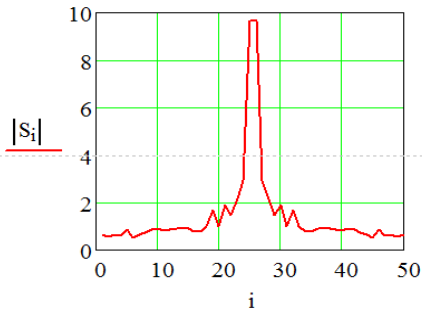


Рис. 4.17. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=1.394$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=2.7489$) автокореляційних функцій

Пілот 1. Політ 12. Анталія. Курс 185 град.
(Після 4-го розвороту до посадки, t=240 с)

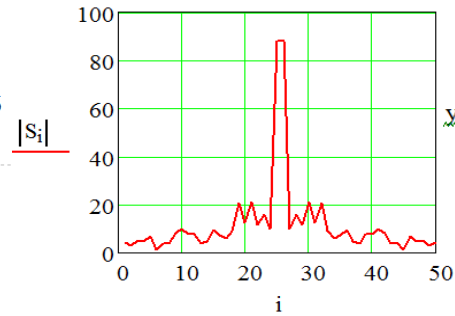
$$S_t := \sum_{i=0}^{50} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{51}} \right)$$



$x1 := 26$
 $y1 := 9.6486$

Пілот 1. Політ 12. Анталія. Курс 185 град.
(Після 4-го розвороту до посадки, t=240 с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{50} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{51}} \right)$$

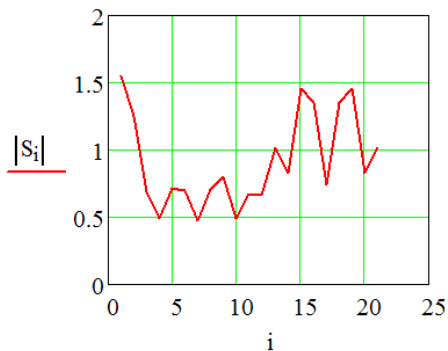


$x1 := 26$
 $y1 := 87.758$

Рис. 4.18. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=9.6486$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=87.758$) автокореляційних функцій

Пілот 2. Політ 7. Анталія. Курс 2 град.
(Після 4 розвороту до посадки, t=100с)

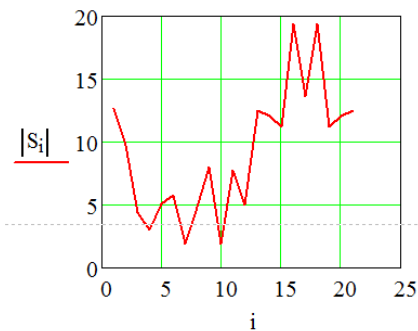
$$S_t := \sum_{i=0}^{33} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{34}} \right)$$



$x1 := 14$
 $y1 := 2.253$

Пілот 2. Політ 7. Анталія. Курс 2 град.
(Після 4 розвороту до посадки, t=100с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{33} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{34}} \right)$$

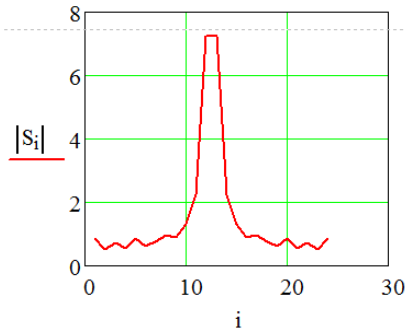


$x1 := 16$
 $y1 := 19.36$

Рис. 4.19. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=2.253$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=19.36$) автокореляційних функцій

Пілот 3. Політ 20. N. Курс 89 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 140 с)

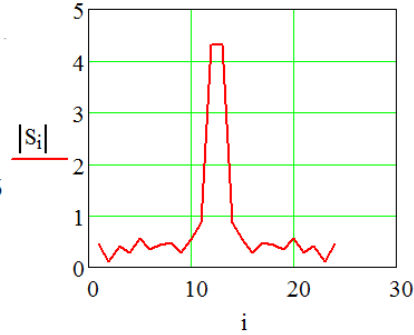
$$S_t := \sum_{i=0}^{24} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{25}} \right)$$



$x1 := 13$
 $y1 := 0.54656$

Пілот 3. Політ 20. N. Курс 89 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 140 с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{24} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{25}} \right)$$

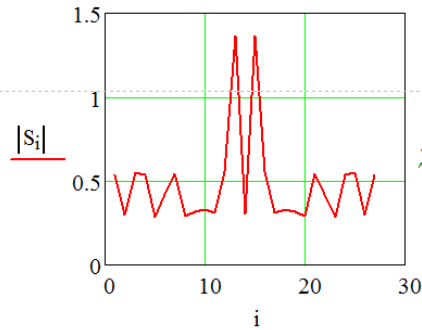


$x1 := 13$
 $y1 := 4.2039$
+

Рис. 4.20. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=0.54656$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=4.2039$) автокореляційних функцій

Пілот 3. Політ 17.N. Курс 47 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 260 с)

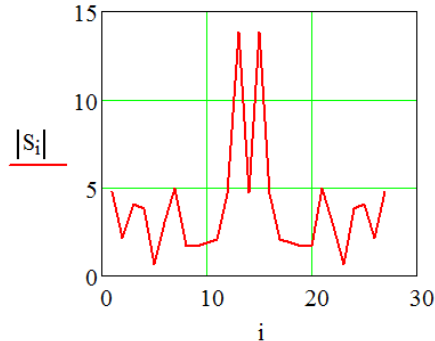
$$S_t := \sum_{i=0}^{27} \left(K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{28}} \right)$$



$x1 := 13$
 $y1 := 1.3625$

Пілот 3. Політ 17.N. Курс 47 град. (між 3 і 4 розворотами, t = 260 с)

$$S_t := \sum_{i=0}^{27} \left(\Psi_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{28}} \right)$$



$x1 := 13$
 $y1 := 13.849$

Рис. 4.21. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=1.3625$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=13.849$) автокореляційних функцій

Пілот 2. Політ 11. X. Курс 270 град.
Після 4-го розвороту до посадки, t=60 с)

Пілот 2. Політ 11. X. Курс 270 град.
(Після 4-го розвороту до посадки, t=60 с)

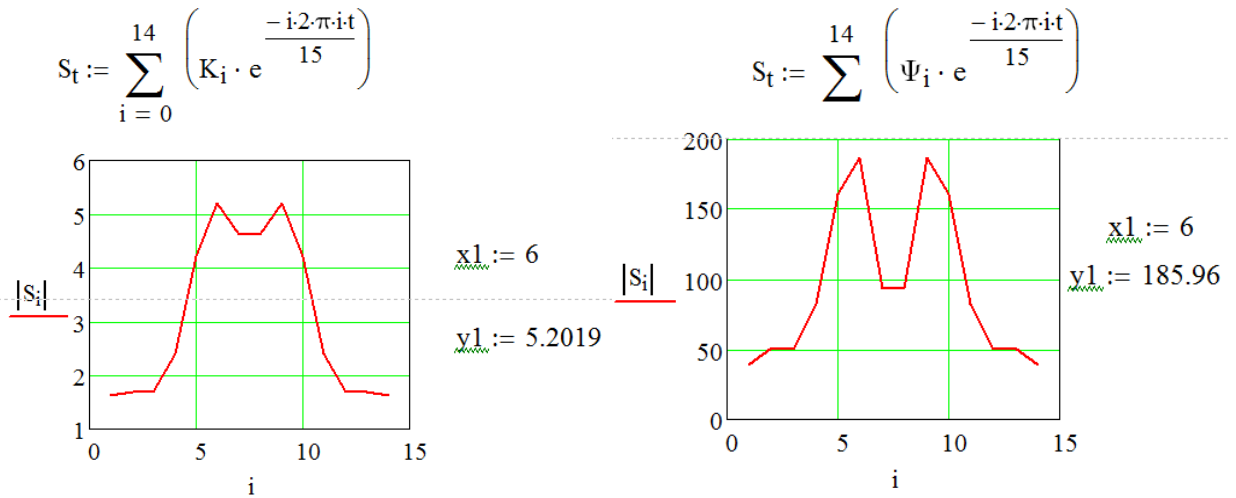


Рис. 4.22. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=5.2019$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=185.96$) автокореляційних функцій

Пілот 3. Політ 17.N. Курс 47 град. (після 4 розвороту до посадки, t = 260 с)

Пілот 3. Політ 17.N. Курс 47 град. (після 4 розвороту до посадки, t = 260 с)

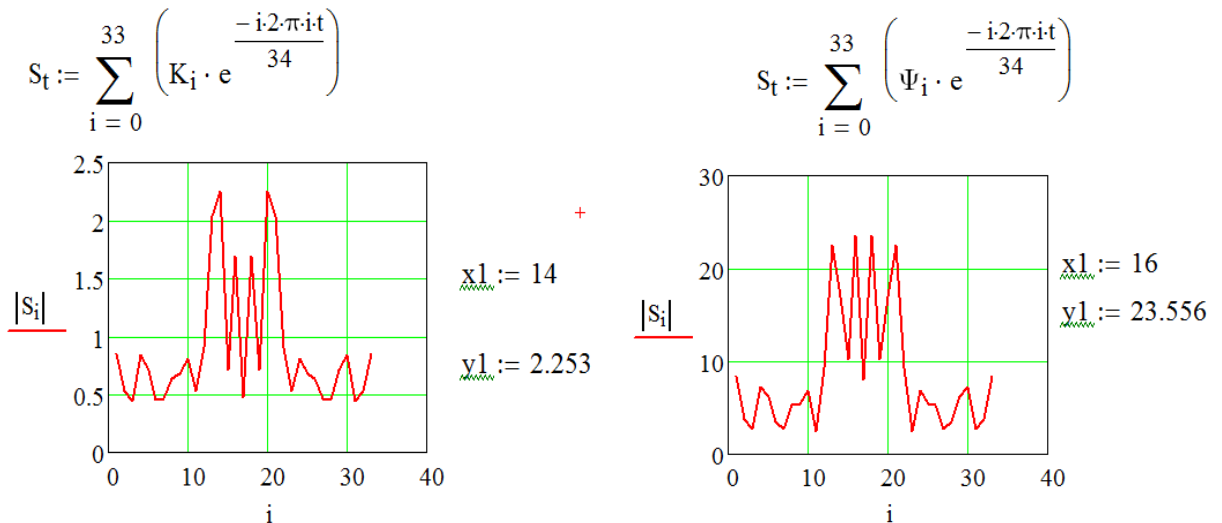


Рис. 4.23. Лістинг розрахунку спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=2.253$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=23.556$) автокореляційних функцій

Розглянемо коефіцієнт відмінності максимальних амплітуд спектрів ненормованих автокореляційних функцій K_{nc} при заході на посадку в аеропорт Анталія між 3-им і 4-им розворотами.

$$K_n = \frac{111.3 - 2.7489}{111.3 + 2.7489} = 0.95179$$

Розглянемо відмінність максимальних амплітуд спектрів ненормованих автокореляційних функцій при заході на посадку в аеропорт Анталія після 4-го розвороту до посадки.

$$K_n = \frac{87.758 - 19.36}{87.758 + 19.36} = 0.63853$$

Спостерігається невелика відмінність K_n між 3-им і 4-им розворотами і після 4-го розвороту до посадки.

Розглянемо відмінність максимальних амплітуд спектрів ненормованих автокореляційних функцій при заході на посадку в аеропорт N між 3-им і 4-им розворотами

$$K_n = \frac{13.849 - 4.2039}{13.849 + 4.2039} = 0.53427$$

Розглянемо відмінність максимальних амплітуд спектрів ненормованих автокореляційних функцій при заході на посадку в аеропорт N після 4-го розвороту до посадки.

$$K_n = \frac{185.96 - 23.556}{185.96 + 23.556} = 0.77514$$

При заході в аеропорт Анталія усі пілоти виконують польоти не виходячи за обмеження встановлені керівництвом з льотної експлуатації (КЛЕ). Обмеження по крену 28 згідно КЛЕ. Слід звернути увагу на те, що між 3-им і 4-им розворотами максимальні значення $y_{\text{нен}}$ у другого пілота, мінімальні у третього. Після 4-го розвороту до посадки максимальні значення $y_{\text{нен}}$ у першого пілота, мінімальні у другого. При посадці на аеродром X у другого пілота крен доходив до 20 градусів. Це пов'язано з короткою глісадою посадки. Почерк у пілота у вигляді "затухаючої синусоїди". Пілот показав високу якість техніки пілотування. Проте, не такий досвідчений пілот в цій ситуації з великою ймовірністю міг не впоратися. Слід звернути увагу, що така укорочена глісада вкрай недопустима [129].

4.1.3. Аналіз законів розподілу

Побудуємо гістограму розподілу кутів крену при заході на посадку в аеропорт Анталія пілотом №1 між 3-им і 4-им розворотами і після 4-го розвороту до посадки (рис. 4.24). Так само підберемо відповідний теоретичний розподіл [49].

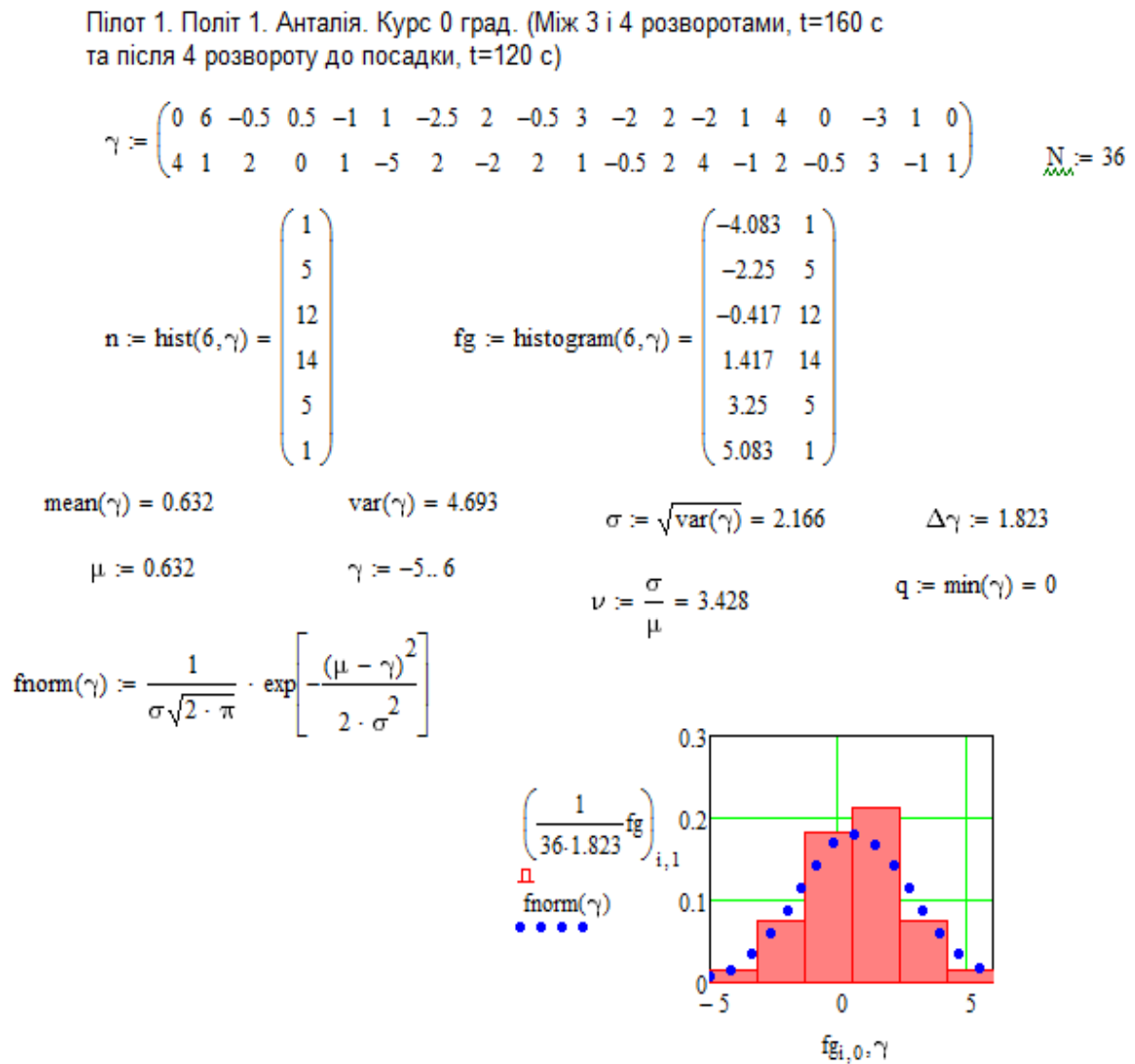


Рис. 4.24. Лістинг побудови гістограми значень γ і її апроксимація нормальним законом розподілу

Перевіримо відповідність теоретичного нормального розподілу статистичному за критерієм Пірсона (рис. 4.25).

$$\begin{aligned}
 K &:= 6 & k &:= 0..K - 1 & r &:= K - 3 = 3 & \Sigma n &:= 36 \\
 a &:= 0..5 & \text{int}_k &:= -5 + \Delta\gamma \cdot k
 \end{aligned}$$

$$Q_{\text{norm}_a} := \int_{\text{int}_a}^{\text{int}_a + \Delta\gamma} f_{\text{norm}}(\gamma) d\gamma$$

$$Q_{\text{norm}_0} := \int_{-\infty}^{\text{int}_0 + \Delta\gamma} f_{\text{norm}}(\gamma) d\gamma$$

$$Q_{\text{norm}_5} := 1 - \sum_{a=0}^4 Q_{\text{norm}_a}$$

0.039
0.14
0.29
0.308
0.168
0.047

$$n = \begin{pmatrix} 1 \\ 5 \\ 12 \\ 14 \\ 5 \\ 1 \end{pmatrix}$$

$$\chi^2_{\text{norm}} := \sum_{a=0}^{K-1} \left[\frac{[(n_a) - N \cdot Q_{\text{norm}_a}]^2}{N \cdot Q_{\text{norm}_a}} \right] = 1.748 \quad P \approx 0,7$$

Рис. 4.25. Лістинг перевірки відповідності теоретичного нормального розподілу статистичному за критерієм згоди χ^2

Розрахунки показали, що статистичний розподіл γ не суперечить нормальному закону розподілу з ймовірністю приблизно рівної 0.7. Раніше проведені дослідження вказують на те, що погіршення якості техніки пілотування не відбувається [111].

4.2. Аналіз впливу відмов техніки на якість техніки пілотування на комплексному тренажері літака Ан-148

Сучасні повітряні судна (ПС) мають високу надійність авіоніки та інших систем. Авіаційні події носять малоймовірний характер. Автоматизація управління ПС розвантажує екіпаж від рутинних дій і звільняє час для прийняття рішень. У той же час в екіпажі відбувається підвищена

психофізіологічна напруженість у разі переходу на управління під час збоїв (відмов) в системах авіоніки та іншому обладнанні.

Процес підготовки льотного складу в цивільній авіації включає в себе відпрацювання дій в особливих випадках польоту на комплексних тренажерах літака (КТЛ). Дуже важливо відпрацювати стійкий навик послідовності дій у таких ситуаціях. Однак, поєднання одночасної дії декількох відмов відпрацювати неможливо.

Раніше на КТЛ Ту-154 Б2 було встановлено, що у 70% пілотів без спеціальної підготовки відбувається збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна (ЗАППС) внаслідок підвищення психофізіологічної напруженості пілота у випадку одночасних відмов авіаційного обладнання (від двох відмов і більше).

Для підготовки екіпажів сучасних ПС також необхідне навчання щодо адекватних дій у разі одночасного виникнення негативних факторів. Це моделюється комплексними збоями (відмовами) авіоніки на КТЛ. Для оцінки характеристик ергатичної системи управління повітряним судном доцільно застосувати методи математичної статистики, теорії статистичних рішень і теорії ймовірностей.

Екіпажі необхідно навчити вмінню не погіршувати якість техніки пілотування у разі виникнення підвищеної психофізіологічної напруженості. Тому необхідно розробити методи оцінки характеристик ергатичної системи керування ПС в наслідок збоїв у системах авіоніки для об'єктивного визначення якості техніки пілотування в особливих випадках польоту.

Закони розподілу для опису можливих подій використовуються в різних галузях науки: ергономіці, теорії надійності технічних систем тощо.

Імовірність виникнення ЗАППС пов'язана з відмовами і збоями в авіаційному обладнанні та авіоніці [21-29]. За законом розподілу параметра польоту можна оцінити характеристики ергатичної системи керування ПС. У роботах [74, 135] викладено методи виділення детермінованих коливань у вигляді синусоїди від стаціонарного випадкового процесу.

У цілому аналіз публікацій в сфері обробки даних, отриманих під час польотів на КТЛ Ан-148, показує, що цьому напрямку приділяється недостатньо уваги. При цьому можна вважати, що є приховані резерви підвищення ефективності тренажерної підготовки пілотів, які необхідно системно реалізовувати.

У цій роботі на основі даних одного з важливих параметрів польоту на КТЛ Ан-148 (кута крену) вирішені деякі завдання обробки даних. Ці завдання відносяться до класу статистичної обробки даних. Для ілюстрації цього підходу на рис. 1 приведена реалізація кута крену під час польоту на КТЛ Ан-148. Частина цієї реалізації відповідає випадку, коли має місце кілька відмов ("складна" відмова) в системі авіоніки повітряного судна. Інша частина реалізації характеризується наявністю "нескладної" відмови авіоніки. З рис. 4.26 видно, що характер тренда кута крену стохастичний. Причому, на перший погляд в першій частині реалізації проглядається модель випадкового процесу у вигляді адитивної суміші гармонійної складової і випадкових змін кута крену. Слід зазначити, що часто бувають приховані прояви підвищеної напруженості людини-оператора, які проявляються в переході від стаціонарного випадкового процесу в детерміновані коливання у вигляді синусоїди. Іноді це не супроводжується збільшенням амплітуди параметрів. Це загрожує тим, що при подальшому впливі інших негативних факторів значення амплітуди параметрів збільшується в рази.

Таким чином, можна розглядати задачу створення системи обробки даних для "польотів" на КТЛ Ан-148, яка має на меті оцінку якості техніки пілотування людиною-оператором в ергатичній системі керування повітряним судном. Це передбачає розробку ряду алгоритмів обробки даних і на їх основі відповідних методів для впровадження їх у програмне забезпечення тренажерів. У систему обробки даних доцільно включити алгоритми статистичної оцінки параметрів розподілів, статистичної перевірки гіпотез, прогнозування, фільтрації, спектрального і кореляційного аналізу тощо.

Стоїть задача вибору закону розподілу тренда кута крену і синтезу двох алгоритмів виявлення факту підвищеної психофізіологічної напруженості пілотів при їх підготовці на КТЛ Ан-148.

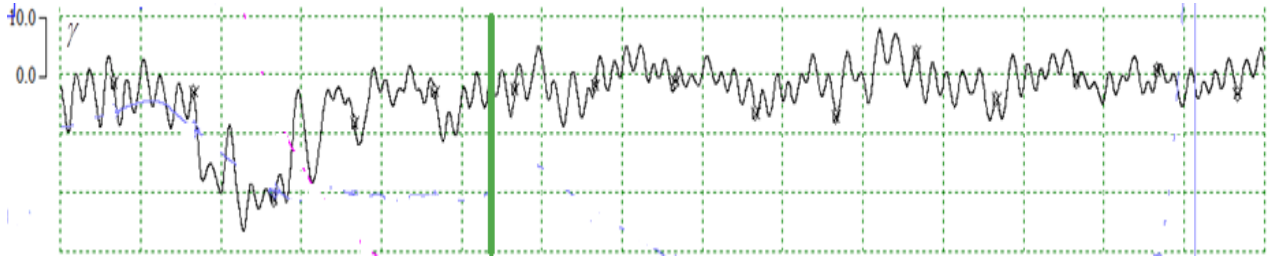


Рис. 4.26. "Політ" на КТЛ з відмовами 1-го і 3-го каналу електродистанційної системи керування і відсутністю управління лівим елероном та інтерцепторами на лівому напівкрилі, де γ – кут крену (град.)

Рішення задачі. Виконаємо аналіз статистичних даних щодо результатів польоту. Розглянемо польоти з сумарною кількістю відмов n , коли $0 \leq n \leq 2$. В цьому випадку аналізується політ без відмов і з заклинюванням лівого передкрилка. Вихідні дані для аналізу наведені в табл. 4.2.

Таблиця 4.2.

Дані щодо флуктуації кута крену

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
γ_i	-9	5	-2	0.5	5	2	0.5	2	-4	-2	-5	1	-2	1	0	-2	-1	-3
i	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36
γ_i	2.5	-0.5	0	-2	0	-1	4	0	-8	-6	0	-2	4	1	-1	-4	-1	-6
i	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54
γ_i	-3	2	5	-1	3	-4	-1	-6	-5	6	3	-3	-2	0.5	-3	-0.5	-0.5	0

У табл. 1 використані такі позначення: i – номер вимірювання, γ_i – результат i -го вимірювання.

Виконаємо попередній аналіз цих даних. Загальна кількість даних становить 54, середнє значення дорівнює 0.787, дисперсія становить 10.58, стандартне відхилення дорівнює 3.253, коефіцієнт варіації становить 4.133.

Побудуємо гістограму розподілу кутів крену при заході на посадку пілотом між 3-ім і 4-им розворотами і після четвертого розвороту до посадки для семи інтервалів групування даних (рис. 4.27).

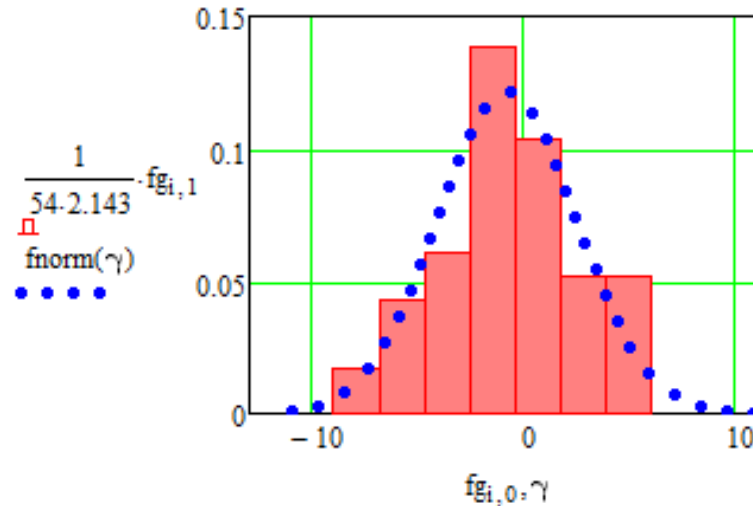


Рис. 4.27. Гістограма значень γ та її апроксимація нормальним законом розподілу

Перевіримо ступінь узгодженості теоретичного і статистичного розподілів, виходячи з гіпотези нормального розподілу за допомогою критерію згоди χ^2 Пірсона. Теоретичні ймовірності розраховуємо за формулами:

$$p_k = \int_{int_k}^{int_k + step} f(x) dx, \quad f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-m)^2}{2\sigma^2}},$$

де int_k – межі інтервалів групування, $step$ – ширина інтервалів групування, m – математичне сподівання, σ – стандартне відхилення.

Критерій згоди розраховуємо за формулою:

$$\chi^2 = \sum_{k=1}^M \frac{(n_k - Np_k)^2}{Np_k},$$

де n_k – частоти потрапляння вихідних даних в k -ий інтервал групування, M – число інтервалів групування, N – обсяг вибірки.

Для даних з табл. 1 отримано таке значення критерію згоди $\chi^2=2.478$.

Розрахунки показали, що статистичний розподіл кута крену γ не суперечить теоретичному нормальному розподілу з імовірністю приблизно рівною 0.7 для числа ступенів свободи розподілу – 4. Раніше проведені дослідження вказують на те, що у разі такого розподілу ймовірностей погіршення якості техніки пілотування під час польоту без відмов не відбувається [21].

Розглянемо тепер польоти зі складними відмовами $n \geq 3$. При цьому маємо відмову другого (правого) двигуна і відмову другого і четвертого каналів електро-дистанційної системи керування (ЕДСК), а також відсутність управління правим елероном. Для спрощення підбору теоретичного розподілу поміняємо знаки амплітуд кута крену. Дані для аналізу наведені в табл. 2.

Виконаємо попередній аналіз цих даних. Загальна кількість даних дорівнює 136, середнє значення становить 3.57, дисперсія дорівнює 86.324, стандартне відхилення становить 9.291, коефіцієнт варіації дорівнює 2.603.

Підберемо теоретичний розподіл для даних із табл. 4.3. Для цього використаємо нормальний та логарифмічно-нормальний розподіли, а також узагальнений розподіл Вейбулла. Гістограма розподілу та її апроксимація зазначеними законами розподілу наведені на рис. 4.28.

Виконаємо розрахунки критерію згоди χ^2 Пірсона для кожного із цих розподілів.

Для випадку нормального розподілу критерій згоди $\chi^2 = 13.86$. За допомогою відомих таблиць можна зробити висновок, що величина, яка має χ^2 розподіл з п'ятьма ступенями свободи перевершить дане значення 13.86 з ймовірністю менше, ніж 0.02. Оскільки ця ймовірність досить мала, то гіпотезу про нормальний розподіл можна відкинути як неправдоподібну.

Таблиця 4.3

Дані щодо флуктуації кута крену

<i>i</i>	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
γ_i	32	15	25	15	18	13	14	8	17	
<i>i</i>	10	11	12	13	14	15	16	17	18	
γ_i	7	24	-12	-3	-12	3	-4	10	4	
<i>i</i>	19	20	21	22	23	24	25	26	27	
γ_i	25	4	25	-10	23	0	33	17	20	
<i>i</i>	28	29	30	31	32	33	34	35	36	
γ_i	9	14	-1	18	-1	4	-2	10	2	
<i>i</i>	37	38	39	40	41	42	43	44	45	
γ_i	3	-7	-12	-4	1	-7	10	-9	2	
<i>i</i>	46	47	48	49	50	51	52	53	54	
γ_i	-10	10	-1	17	3	19	6	17	5	
<i>i</i>	55	56	57	58	59	60	61	62	63	
γ_i	20	10	18	3	5	-5	4	-4	5	
<i>i</i>	64	65	66	67	68	69	70	71	72	
γ_i	-3	9	-2	3	5	3	-4	3	-3	
<i>i</i>	73	74	75	76	77	78	79	80	81	
γ_i	7	13	2	4	-6	-1	-6	-3	-9	
<i>i</i>	82	83	84	85	86	87	88	89	90	
γ_i	3	-1	7	0	11	6	5	9	3	
<i>i</i>	91	92	93	94	95	96	97	98	99	
γ_i	4	-6	-4	-9	-6	-12	2	-3	-13.5	
<i>i</i>	100	101	102	103	104	105	106	107	108	
γ_i	4	9	2	5	-2	0	-8	0	-5	
<i>i</i>	109	110	111	112	113	114	115	116	117	
γ_i	-2	-5	3	0	5	4	7	0	13	
<i>i</i>	118	119	120	121	122	123	124	125	126	
γ_i	6	13	-4	-3	-4	-2	-1	-3	0	
<i>i</i>	127	128	129	130	131	132	133	134	135	136
γ_i	-3	-3	-2	3	2	3	-1	-3	0	-3

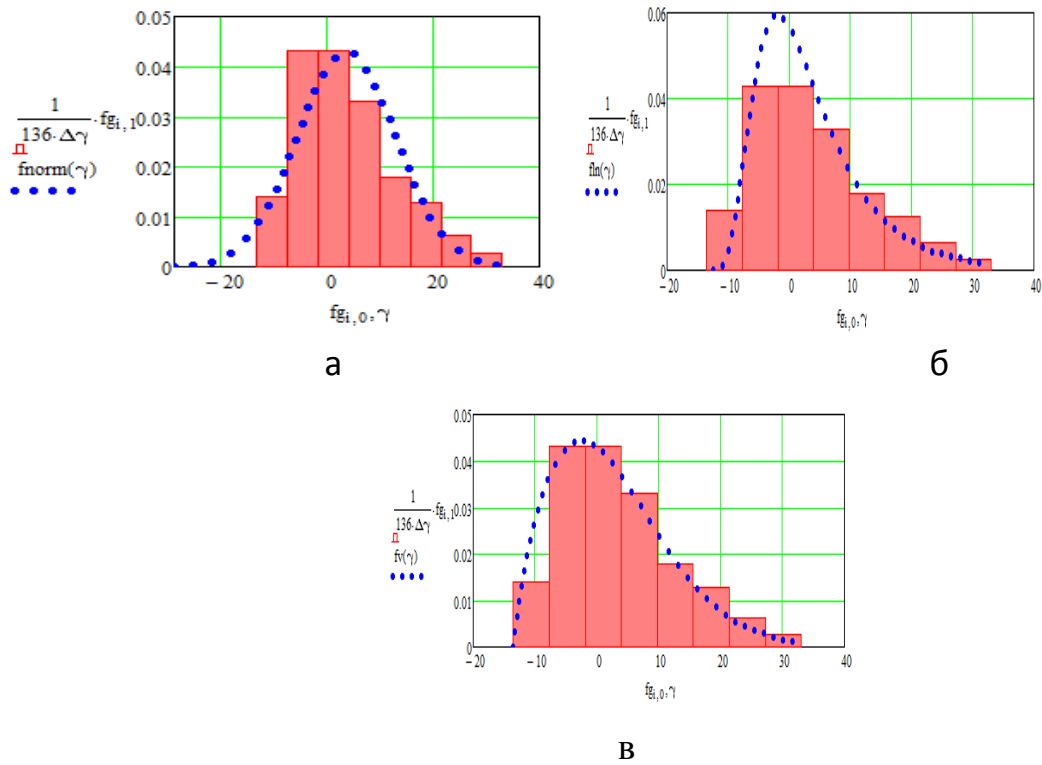


Рис. 4.28. Гістограма значень γ та її апроксимація нормальним (а), логарифмічно-нормальний (б) та узагальненим Вейбуллівським (в) законами розподілу

Аналітичний вираз для логарифмічного нормального розподілу має вигляд

$$f(x) = \frac{1}{(x - q)\sigma_1 \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\ln(x - q) - m_1)^2}{2\sigma_1^2}},$$

де q – мінімальне вибіркове значення, m_1 та σ_1 – параметри розподілу.

Для вихідних даних були отримані такі оцінки параметрів розподілу σ_1 і m_1 за умови, що параметр $q = -13.5$, статистична оцінка математичного сподівання $m = 3.57$, статистична оцінка середнього квадратичного відхилення $\sigma = 9.291$:

$$\sigma_1 = \sqrt{\ln\left(\frac{\sigma^2 + (m - q)^2}{(m - q)^2}\right)} = 0.509, \quad m_1 = \ln(m - q) - 0.5\sigma^2 = 2.708.$$

Для випадку логарифмічно-нормального розподілу критерій згоди $\chi^2 = 15.835$. За допомогою відомих таблиць можна зробити висновок, що величина, яка має χ^2 розподіл з чотирма ступенями свободи перевершить дане значення 15.835 з ймовірністю менше, ніж 0.01. Оскільки ця ймовірність досить мала, то гіпотезу про логарифмічно-нормальний розподіл можна відкинути як неправдоподібну.

У разі узагальненого розподілу Вейбулла попередньо була виконана оцінка його параметрів за методикою, наведеною в [10]:

1. Для вихідних даних розрахована оцінка коефіцієнта асиметрії за формулою

$$A_s = \frac{N \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^3}{(N-1)(N-2) \left(\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2 \right)^{3/2}},$$

де $\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i$ – середнє вибіркве значення, N – обсяг вибірки.

Для даних із табл. 2 отримаємо $A_s = 0.808$.

2. За отриманою оцінкою коефіцієнта асиметрії згідно з таблицею знаходимо оцінки:

- параметра форми $b = f(A_s) = 1.75$,
- значень коефіцієнтів $g_b = f(A_s) = 0.52$, $K_b = f(A_s) = 0.89$.

3. Визначаємо оцінку параметра масштабу за формулою

$$a = \frac{\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}}{g_b},$$

Для даних із табл. 2 отримаємо $a = 17.867$.

4. Визначаємо оцінку параметра зсуву за формулою

$$q' = \bar{x} - aK_b,$$

$$q = \begin{cases} q', & \text{if } q' \leq \min(X), \\ \min(X), & \text{if } q' > \min(X). \end{cases}$$

У цьому випадку отримаємо $q' = -12.322$, $\min(X) = -13.5$, тому $q = -13.5$.

Для випадку узагальненого розподілу Вейбулла критерій згоди $\chi^2 = 4.265$. За допомогою відомих таблиць можна зробити висновок, що величина, яка має χ^2 розподіл з чотирма ступенями свободи, перевершить дане значення 4.265 з ймовірністю менше, ніж 0.4. Оскільки ця ймовірність досить велика, то гіпотезу про узагальнений розподіл Вейбулла можна визнати такою, що не суперечить досліджуваним даним.

Слід зазначити, що проаналізовані відмови ускладнюють керування літаком. Це пов'язано з системою управління та впливом аеродинамічних сил. Однак при окремих польотах з такими ж відмовами і в поєднанні їх з іншими відмовами закон розподілу буде нормальним. Це говорить про підвищення психофізіологічної напруженості пілота і необхідності тренувальних польотів на КТЛ для навчання протидії ЗАППС. З рис. 1 видно, що на глісаді кут крену не перевищує 12 градусів у випадку $n \geq 3$, що з великим запасом відповідає нормі керівництва з льотної експлуатації. Однак при подальшому ускладненні польотного завдання крен збільшується до 33 градусів.

Виконаємо синтез алгоритмів виявлення наявності в трендах кута крену складових, що свідчать про складні відмови та можливі сильні ускладнення польоту ПС. Вважаємо, що є гіпотеза H_0 (немає ускладнень під час польоту ПС) і альтернатива H_1 (є ускладнення). У загальному випадку, для H_0 щільність розподілу ймовірностей кута крену є гауссівською, а при H_1 – ця щільність розподілу характеризується узагальненим розподілом Вейбулла. Для вирішення задачі виявлення в цьому випадку аналітика буде складною, тому зробимо наступне спрощення. На основі аналізу виду параметра кута крену на рис. 1 висуваємо припущення, що при складних відмовах маємо модель зміни кута крену у вигляді адитивної сукупності двох компонент: гауссівського шуму і гармонійного коливання.

Тоді ознакою наявності складних відмов є присутність в суміші синусоїдального сигналу.

Для перевірки якості виявлення виконаємо моделювання початкових сигналів.

На рис. 4.29 зображені результати моделювання гауссівського шуму з математичним сподіванням $m = -0.78$ та стандартним відхиленням $\sigma = 3$, для обсягу вибірки $N = 200$ та адитивна суміш цього ж шуму з синусоїдальним коливанням $S_i = U \cdot \cos\left(2\frac{\pi}{T} \cdot i\right)$ з амплітудою $U = 5$ та періодом $T = 4$. Перший графік відповідає нормальній ситуації без відмов, а другий – польоту в складних умовах, в якому проявляється психофізіологічна напруженість людини-оператора.

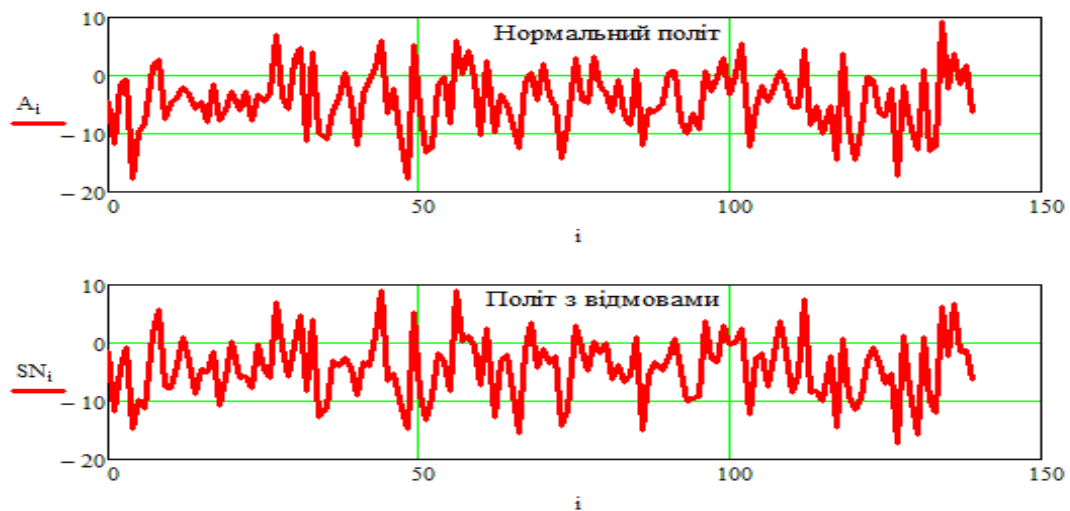


Рис. 4.29. Графіки моделювання нормального польоту та польоту з відмовами

Виконаємо синтез алгоритму виявлення сигналу математично. Для зроблених припущень задача виявлення зводиться до перевірки простої гіпотези H_0 , що реалізація вибірки описується багатовимірним гауссівським розподілом, проти простої альтернативи H_1 , що реалізація вибірки містить корисний синусоїдальний сигнал. При цьому вважаємо, що відліки вибірки є незалежними випадковими величинами. Тоді

$$f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_0) = \frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}},$$

$$f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_1) = \frac{1}{(\sigma\sqrt{2\pi})^N} e^{-\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2}{2\sigma^2}},$$

де σ – стандартне відхилення, S_i – відомі відліки синусоїдального сигналу.

Параметри \bar{x} та σ вважаємо відомими. Вони можуть бути визначені за результатами спостереження процесу в разі відсутності відмов.

Відношення правдоподібності визначається за формулою:

$$l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_1)}{f(x_1, x_2, \dots, x_N / H_0)}.$$

У результаті отримаємо

$$l(x_1, x_2, \dots, x_N) = e^{\frac{-\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x} - S_i)^2 + \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{2\sigma^2}}.$$

Для спрощення математичних розрахунків будемо використовувати логарифм відношення правдоподібності, тоді

$$\ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{\sum_{i=1}^N \left(-(x_i - \bar{x})^2 + 2S_i(x_i - \bar{x}) - S_i^2 + (x_i - \bar{x})^2 \right)}{2\sigma^2} = \frac{\sum_{i=1}^N \left(2S_i(x_i - \bar{x}) - S_i^2 \right)}{2\sigma^2}.$$

У результаті отримаємо

$$\ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) = \frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i(x_i - \bar{x}) - \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

Згідно з критерієм Неймана-Пірсона вибір порога прийняття рішення V здійснюється на основі розв'язання наступного рівняння для випадку відсутності синусоїдального коливання в досліджуваній суміші:

$$\Pr\left(\frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i(x_i - \bar{x}) - \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2 \geq V / H_0\right) = \alpha.$$

У цьому випадку поріг прийняття рішення був визначений шляхом статистичного моделювання на основі методу Монте-Карло. Для заданого

обсягу вибірки та параметра $\alpha=0.025$, а також параметрів виявлюваного синусоїдального коливання отримаємо $V \approx 0$.

У разі оптимального Байєсівського виявника поріг може бути визначений відповідно до такої процедури. Перепишемо вирішальну статистику у вигляді

$$\frac{1}{\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) = \ln l(x_1, x_2, \dots, x_N) + \frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

Тоді

$$\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) = \sigma^2 \ln \mu c + 0.5 \sum_{i=1}^N S_i^2.$$

де $\mu = \frac{q}{p}$, $c = \frac{C_{01} - C_{00}}{C_{10} - C_{11}}$, q та p – апіорні ймовірності гіпотези та альтернативи, C_{00} та C_{11} – витрати, пов'язані з правильними рішеннями, C_{01} та C_{10} – витрати, пов'язані з помилковими рішеннями (при цьому $C_{01} > C_{00} \geq 0$, $C_{10} > C_{11} \geq 0$).

Отже, маємо такий поріг прийняття рішення для оптимального Байєсівського виявника

$$V = \sigma^2 \ln \mu c + 0.5 \sum_{i=1}^N S_i^2,$$

а правило прийняття рішення:

- 1) прийняти H_0 , якщо $\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) < V$;
- 2) прийняти H_1 , якщо $\sum_{i=1}^N S_i (x_i - \bar{x}) \geq V$.

Розглянемо метод, що відповідає критерію Неймана-Пірсона. Якщо вирішальна статистика RS перевищує поріг, то в змішаних функціях є синусоїдальний сигнал. Проведемо розрахунки для результатів моделювання, наведених на рис. 4. У разі відсутності синусоїдального сигналу отримаємо значення:

$$RS1 = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (A_i - m) - (S_i)^2}{2\sigma^2} = -130.782.$$

Розглянемо статистику з синусоїдальним сигналом, тоді функція RS перевищує поріг $V \approx 0$:

$$RS2 = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (SN_i - m) - (S_i)^2}{2\sigma^2} = 146.997.$$

Багатократне моделювання підтвердило ефективне виявлення синусоїдального сигналу для заданої завадової ситуації. Результати статистичного моделювання по методу Монте-Карло для 10000 процедур повторень показують, що цей алгоритм виявлення характеризується наступними ймовірностями помилкових рішень: $\alpha = 0.0263$ та $\beta = 0.0011$.

Розглянемо Бейєсівський оптимальний виявник з наступними апріорними даними: ймовірність позаштатної ситуації $p = 0.001$, а ймовірність особливого випадку в польоті $q = 0.999$; матриця витрат: $C_{00} = 0$ у. о., $C_{01} = 10$ у. о., $C_{10} = 100$ у. о., $C_{11} = 0$ у. о.

При цьому маємо такий поріг прийняття рішення

$$V_p = \sigma^2 \cdot \ln \left(\frac{q \cdot C_{01} - C_{00}}{p \cdot C_{10} - C_{11}} \right) + 0.5 \cdot \sum_{i=0}^{N-1} (S_i) = 129.1.$$

Для результатів моделювання, наведених на рис. 4, при відсутності синусоїдального сигналу отримаємо значення вирішальної статистики $RS3 = \sum_{i=0}^N [S_i(A_i - m)] = 72.975$. Значення $RS3$ менше порога, тому приймаємо рішення, що синусоїдального сигналу немає, а наявний лише шум.

Розглянемо статистику з синусоїдальним сигналом. При цьому значення $RS4 = \sum_{i=0}^N [S_i(A_i - m)] = 257.3$ перевищує поріг, а отже, приймаємо рішення щодо позаштатної ситуації під час польоту.

Результати статистичного моделювання по методу Монте-Карло для 10000 процедур повторень показують, що даний алгоритм виявлення характеризується наступними ймовірностями помилкових рішень: $\alpha = 0.0012$ та $\beta = 0.0349$

Розглянемо реальні дані кута крену "польоту" на КТЛ ($n \geq 3$) з повною відмовою ЕДСК (відмова всіх чотирьох каналів, тобто резервне управління без демпфування) і відмовою другого (правого) двигуна (табл. 4.4). Графік тренду зміни кута крену з фіксацією амплітуд ($N=140c$, $i=0..N-1$, $\xi=(10:6) \times x$) наведений на рис. 4.30.

Таблиця 4.4

Дані щодо флуктуації кута крену

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
γ_i	-5	-8	-11	-8	-4.5	-7	-10.5	-13	-15	-10.5	0.5	8	5	2
i	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28
γ_i	5	7	3	-1.5	0	2	-2	-6	-5	2.5	-9	-15.5	-10	-3
i	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42
γ_i	-9.5	-16	-5	6.5	-5.5	-1.5	-7	0	-6	-12.5	-21	-16	-10	-12.5
i	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56
γ_i	-9.5	-5	-7	-9	-4.5	0	-5	-11	-5	0.5	-1	-2.5	-1	1
i	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
γ_i	-2.5	-6	-3	-1	-2	-3	-1	3.5	5	3.5	1.5	5	8	5
i	71	72	73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84
γ_i	2	3	1.5	-1	1.5	4	0	-3	-6.5	-0.5	6	3	-1.5	3
i	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98
γ_i	6	0	-6	-3	0	-6	-10	-7	-2.5	-7.5	-11	-8	-4	-7
i	99	100	101	102	103	104	105	106	107	108	109	110	111	112
γ_i	-10.5	-7	-3.5	-7.5	-12	-10	-7	-8	-10	-7.5	-1.5	-4	-1	3
i	113	114	115	116	117	118	119	120	121	122	123	124	125	126
γ_i	0	-2.5	-0.5	2	-0.5	-3	-1	1.5	-2	-5	-3	1.5	0	-3
i	127	128	129	130	131	132	133	134	135	136	137	138	139	140
γ_i	-0.5	3	0.5	1	0	-1.5	0.5	2	0	-2	-0.5	1.5	-0.5	-2.5

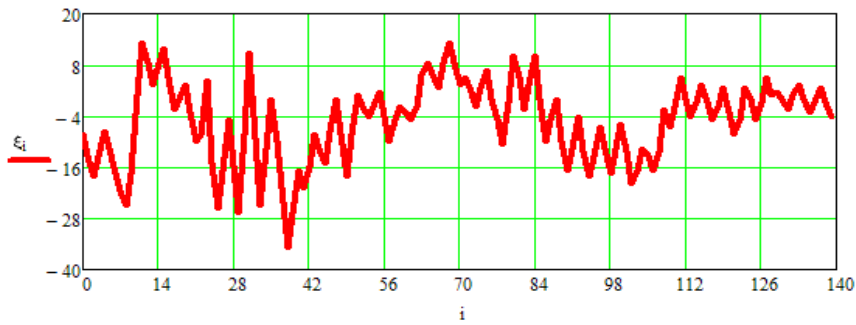


Рис. 4.30. Графік тренду кута крену від часу "польоту" на КТЛ з повною відмовою ЕДСК (відмова всіх чотирьох каналів, тобто резервне управління без демпфування) і відмовою другого (правого) двигуна, де амплітуда

$$\text{параметра } U = 3, \text{ період } T = 4, S_i = U \cdot \cos\left(2 \frac{\pi}{T} \cdot i\right)$$

Вирішальна статистика для першого методу згідно з критерієм Неймана-Пірсона (поріг = 0):

$$RS = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (\xi_i - m) - (S_i)^2}{2 \cdot \sigma^2} = 13.333$$

Для другого методу згідно з Бейєсівським підходом:

$$V_p = \sigma^2 \cdot \ln\left(\frac{q}{p} \cdot \frac{C01 - C00}{C10 - C11}\right) + 0.5 \cdot \sum_{i=0}^{N-1} (S_i) = 356.438$$

$$RS = \sum_{i=0}^{N-1} [S_i (\xi_i - m)] = 435.$$

Таким чином, два розглянутих алгоритми на основі критерію Неймана-Пірсона й оптимального Бейєсівського критерію виявили наявність детермінованої синусоїдальної складової в цьому польоті на КТЛ [48, 74, 132, 135]. Для оцінки якості підготовки пілотів до особливих випадках польоту доцільно мати банк статистичних даних щодо результатів роботи розроблених алгоритмів. Порівнювати якість підготовки пілотів слід за результатами, які отримані при польоті на КТЛ з однаковим переліком відмов.

Для аналізу ефективності запропонованих алгоритмів була розрахована робоча характеристика. Характеристика побудована на основі результатів

статистичного моделювання Монте-Карло для 10 000 процедур повторення. При статистичному моделюванні вірогідність правильного виявлення розраховувалася для різних значень амплітуди інформаційного сигналу.

Робочі характеристики для двох алгоритмів виявлення показані на рисунку 4.31.

Рисунок 4.31 показує, що експлуатаційні характеристики мають однакову тенденцію до збільшення.

Для оцінки якості підготовки пілотів до ненормальних польотів доцільно мати банк статистичних даних про результати розроблених алгоритмів. Порівняння якості підготовки пілотів повинне ґрунтуватися на результатах, отриманих під час "польоту" IAS з тим же набором відмов.

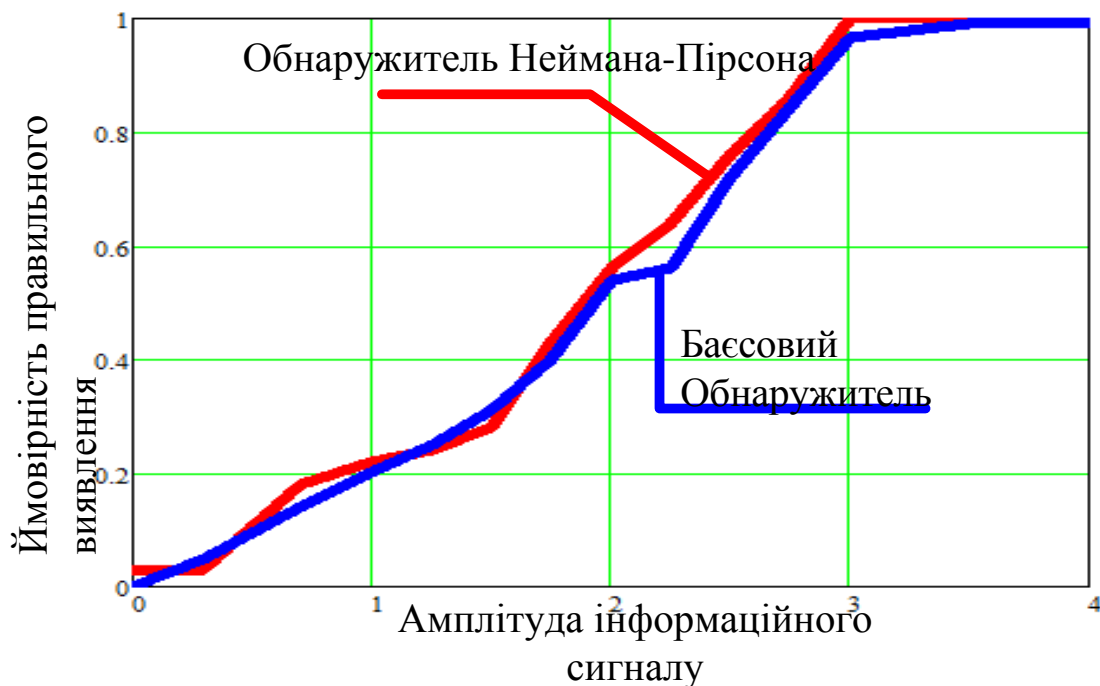


Рис. 4.31. Робочі характеристики для двох алгоритмів виявлення

Аналіз законів розподілу по тангажу від кінця четвертого розвороту до посадки показав [127], що статистичний розподіл зміни кута тангажа не суперечить розподілу Вейбулла з вірогідністю 0.63 (рис. 4.32).

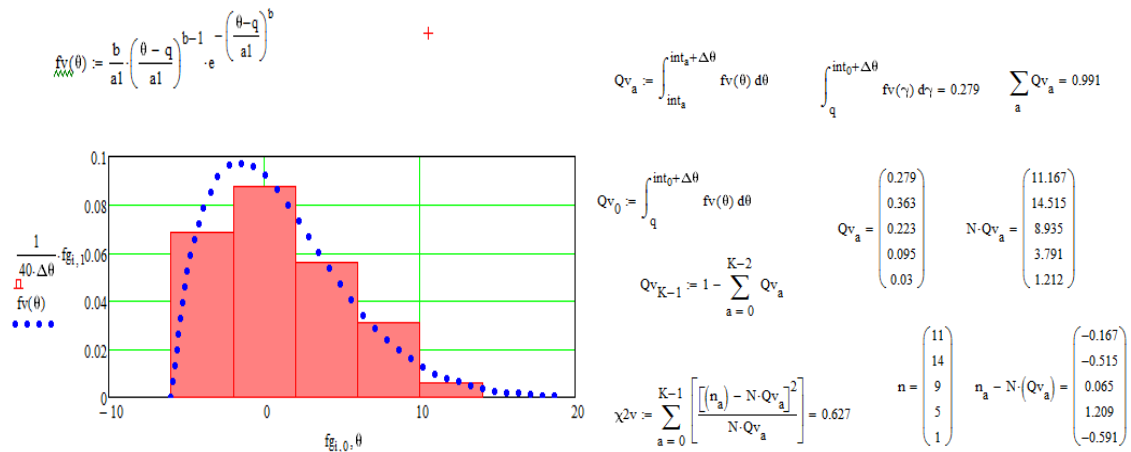


Рис. 4.32. Гістограма кута тангажа і розрахунок χ^2 від часу "польоту" на КТЛ з повною відмовою ЕДСК (відмова всіх чотирьох каналів, тобто резервне управління без демпфування) і відмовою другого (правого) двигуна

Проведемо розрахунок за трендовими алгоритмами, які описані в другій главі (рис. 4.33).

$$\Delta A = \frac{A_{\max} - A_{\min}}{A_{\min}}$$

$$\Delta \Delta A_{\alpha, \vartheta, \psi, \gamma} = \sqrt{\Delta A_{\alpha}^2 + \Delta A_{\vartheta}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_{\gamma}^2}$$

Без відмов

$$\Delta \Delta A_1 := \sqrt{\left(\frac{8-6}{6}\right)^2 + \left(\frac{4-1}{1}\right)^2 + \left(\frac{5-1}{1}\right)^2 + \left(\frac{9-1}{1}\right)^2} = 9.44$$

Повна відмова ЕДСУ (резервне управління без демпфірування) + відмова другого (правого) двигуна

$$\Delta \Delta A_2 := \sqrt{\left(\frac{8-3}{3}\right)^2 + \left(\frac{14-1}{1}\right)^2 + \left(\frac{9-1}{1}\right)^2 + \left(\frac{33-1}{1}\right)^2} = 35.493$$

Кпос := 35.493 ÷ 9.44 = 3.76

Рис. 4.33. Лістинг розрахунку коефіцієнта посилення (збільшення амплітуд параметрів) при польотах без відмов і з комплексними відмовами, де α – кут атаки, ϑ – тангаж, ψ – курс, γ – кут крену

Слід зазначити, що ці відмови ускладнюють управління літаком. Це пов'язано з системою управління і впливом аеродинамічних сил. Проте при окремих "польотах" з такими ж відмовами і в поєднанні їх з іншими

відмовами коефіцієнти посилення K_{noc} були невеликими. В данному випадку $K_{noc}=3.76$. Це говорить про підвищення психофізіологічної напруженості пілота і необхідності тренувальних "польотів" на КТЛ в цьому напрямі, про що говорилося вище.

4.3. Аналіз якості техніки пілотування на літаку Ан-148

У попередніх параграфах був проведений аналіз автокореляційних функцій, їх спектру і побудовані закони розподілу. Великі кути тангажа, які пов'язані з психофізіологічним станом пілота, впливають на якість польоту в горизонтальній площині. Проаналізуємо якість польоту в горизонтальній площині по тангажу в реальному польоті від кінця другого розвороту (без урахування розворотів) до посадки (рис. 4.34).

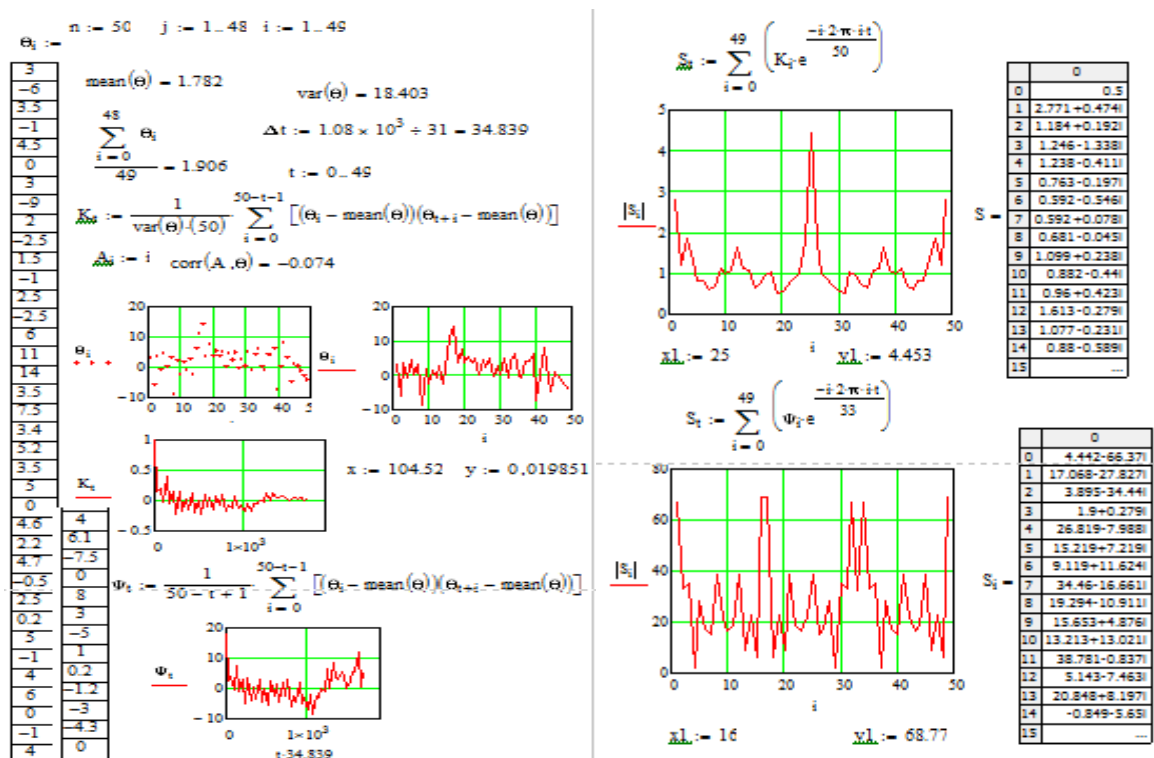


Рис. 4.34. Лістинг розрахунку спектру автокореляційних функцій кута тангажа, спектру нормованої ($y_{\text{норм}}=4.453$) і ненормованої ($y_{\text{нен}}=68.77$) автокореляційних функцій

Побудуємо гістограму розподілу кута тангажа при заході на посадку пілотом після 2-го розвороту до посадки (рис. 4.35). Так само підберемо відповідний теоретичний розподіл [127].

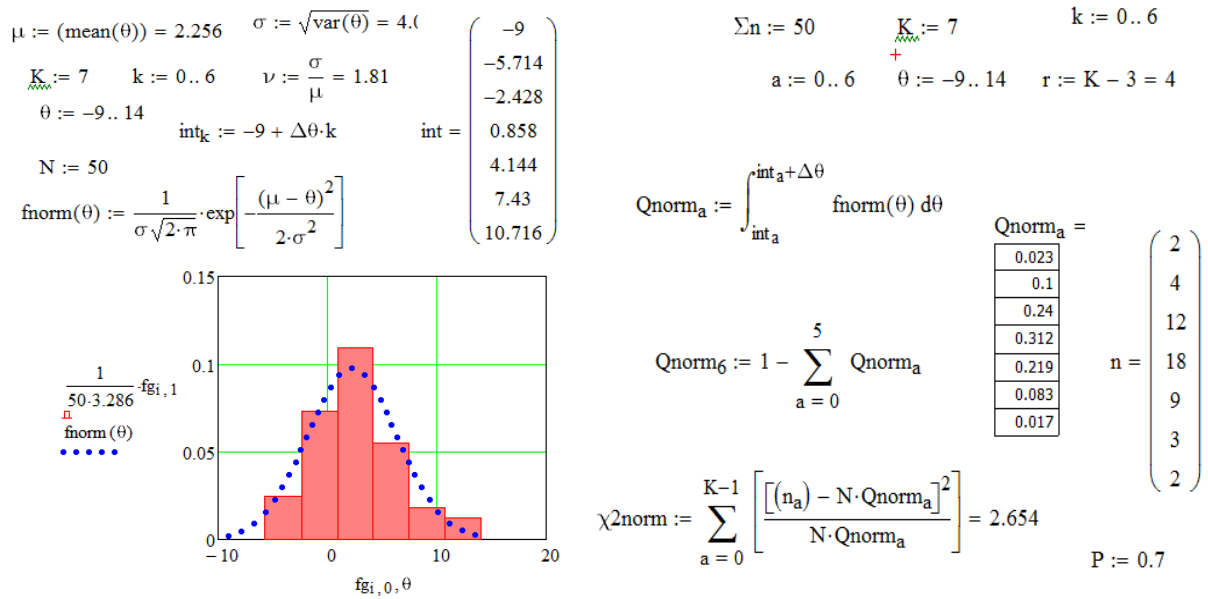


Рис. 4.35. Лістинг побудови гістограми значень кута тангажа (θ), її апроксимація нормальним законом розподілу і перевірки відповідності теоретичного нормального розподілу статистичному за критерієм згоди χ^2

Розрахунки показали, що розподіл θ не суперечить нормальному розподілу з вірогідністю приблизно рівною 0.7.

4.4. Взаємозв'язок між збоями (відмовами) систем авіоніки і погіршенням якості польоту

Імітація комплексних відмов на КТЛ показала їх негативний вплив на якість техніки пілотування. Виходячи з цього, ми повинні знати вірогідність безвідмовної роботи авіоніки залежно від виробленого ресурсу і терміну служби.

4.4.1. Методи і моделі визначення показників надійності технічних систем

У конструкторських бюро зазвичай використовуються теоретичні методи розрахунку безвідмовності виробів електроніки на основі законів розподілу відмов електрорадіоелементів. Відповідно для кожних типів виробів мають бути підібрані методи, що відповідають моделям наробітку до відмови.

Нині існують наступні моделі надійності:

1. Моделі наробітку наробітку до відмови [51-53].
2. Моделі, які описують випадкову кількість відмов на заданому інтервалі часу.
3. Моделі, що описують тренди (дрейфи) визначення параметрів виробів.
4. Моделі, що описують деградаційні процеси в електрорадіоелементах.

Для розрахунку показників безвідмовності найбільш поширеними є експоненціальна модель відмов і сучасна імовірісно-фізична DN-модель.

Найчастіше в технічному завданні для розрахунку придатності виробів відновлюваних виробів по надійності задається такий показник безвідмовності, як середнє наробітку на відмову. Для невідновних об'єктів зазвичай встановлюється значення вірогідності безвідмовної роботи.

Нині найбільш поширеною є експоненціальна модель відмов і сучасна імовірісно-фізична DN-модель.

4.4.2. Пропозиції по внесенню змін до визначення призначеного ресурсу, терміну служби і вірогідності безвідмовної роботи

Розглянемо питання надійності авіоніки безпілотних літальних апаратів (БпЛА). Порівнюються різні методи розрахунку безвідмовності і довговічності. Представлені методи обчислення за статистичними даними експоненціальної і дифузійно-немонотонної моделях відмов. Показана відмінність результатів при розрахунку параметра потоку відмов і вірогідності безвідмовної роботи лямда і імовірісно-фізичним методами. Представлені методи розрахунку за статистичними даними.

Авіоніка сучасних БпЛА складається з систем з сучасною елементною базою. Представлені графіки розрахунків параметрів потоку відмов і вірогідності безвідмовної роботи сучасних навігаційних систем безпілотних літальних апаратів лямда і імовірісно-фізичним методами.

Нині БпЛА знаходять усе більш широке застосування в різних областях діяльності нашої держави. Елементна база систем авіоніки БпЛА має високі показники безвідмовності. Проте, вищесказане не відмінняє правильний розрахунок надійності.

Методика встановлення кількісних показників надійності ґрунтується на вивченні механічних та фізичних, хімічних властивостей і параметрів різних типів технічних виробів, що дозволяє виявити закономірності процесів старіння устаткування з часом, тобто з витратою ресурсу, і визначити аналітичні зв'язки цих закономірностей з показниками надійності. При вивченні у технічних виробках процесів старіння, тобто деградаційних процесів, застосовують як математичні методи дослідження їхнього внутрішнього стану на основі випадкових процесів і стохастичних кінетичних рівнянь, так і фізичне моделювання витрати ресурсу (випробування на безвідмовність) технічних пристроїв і виробів.

Вираження для DN-моделі відмов пишеться у вигляді:

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

де μ – параметр масштабу розподілу, чисельне значення якого обернено пропорційно середньої швидкості деградаційного процесу;

v – параметр форми розподілу, який дорівнює коефіцієнту варіації наробітку до відмови.

При розробці авіаційної техніки в технічному завданні для відновлюваних систем задається вимога до значення середнього наробітку на відмову T_2 (MTBF). У разі завищення цих показників із-за розрахунків по некоректній моделі відмов можуть виникнути проблеми при експлуатації техніки з великим ресурсом або терміном служби.

У системах управління (СУ) БпЛА використовуються польотні контролери. Вони включені в такі навігаційні засоби, як тривісний цифровий гіроскоп (MEMS motion sensor), тривісні акселерометри і магнітометри, барометр.

Проведемо розрахунок параметра потоку відмов СУ імовірно-фізичним і λ -методом. Якщо за модель відмов приймаємо експоненціальний закон розподілу, то $\lambda(t) = \omega(t) = \text{const}$.

Для розрахунку МТBF λ -методом використовується формула $T_{0EXP} = (\lambda_{EXP})^{-1}$.

Для визначення T_2 імовірно-фізичним методом необхідно визначити μ .

$$\text{MTTF}_{DN} = \mu.$$

Виведення аналітичної залежності для розрахунку параметра потоку відмов наведено у [98, 102], а кінцевий результат має вигляд :

$$\omega(t) = \sum_{i=1}^N n_i \sum_{m=1}^{\infty} \frac{m \sqrt{t_{0i}}}{v_{0i} t \sqrt{2\pi t}} \exp \left[-\frac{(t - m t_{0i})^2}{2 v_{0i}^2 t_{0i} t} \right],$$

де m – кількість відмов за період експлуатації t ; t_{0i} – відомі математичні сподівання t_{0i} наробітку до відмов всіх елементів.

Таким чином, після перетину кривих на рис. 4.36 спостерігається завищення даних по середньому наробітку на відмову при розрахунках λ -методом.

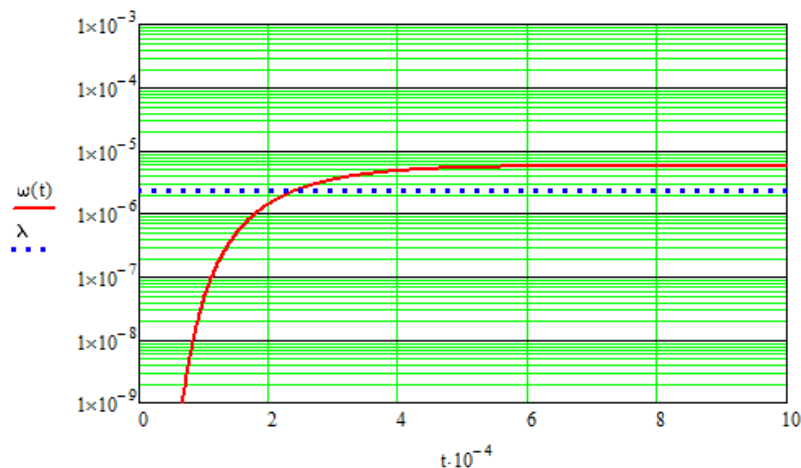


Рис. 4.36. Графік залежності параметра потоку відмов $\omega(t)$ по DN-моделі відмов і $\lambda(t)$ по експоненціальній моделі відмов

Для експоненціальної моделі допуском для $\omega(t)$ може бути величина

$$\omega_{доп} = \frac{1}{T_{в.з}},$$

де $T_{в.з}$ – задане в технічній документації значення наробітку на відмову.

Слід зазначити, що статистичний розподіл відмов сучасної елементної бази суперечить експоненціальному закону розподілу [88].

Відмітимо, що в зарубіжній літературі інтенсивність відмов вимірюється в одиницях, що іменуються FIT (failure in time 10⁹ component hours або єдиновідмовна 10⁹ годин напрацювання). Інтенсивності відмов λ при зміні надійності за експоненціальним законом відповідає середнє напрацювання до відмови. T (Mean Time to Failure – МТТФ), визначувана вираженням $T=1/\lambda$.

Довговічність будь-якого технічного об'єкта, у тому числі і АЗК, характеризується закономірностями настання його граничного стану.

Згідно з ДСТУ 2860-94 граничний стан об'єкта – це стан, за якого подальша експлуатація об'єкта неприпустима або недоцільна, або відновлення його працездатного стану неможливе або недоцільне.

Після досягнення граничного стану експлуатація об'єкта припиняється, і він підлягає списанню або капітальному (середньому, регламентованому) ремонту, якщо це передбачено експлуатаційною документацією.

Подія, яка полягає в переході об'єкта до граничного стану, за аналогією з безвідмовністю подібна до такої події, як відмова. Перехід виробу до граничного стану визначається значною кількістю чинників, тому такий перехід для кожного окремого виробу є випадковою подією, а час або наробітку від початку експлуатації до настання граничного стану є випадковими величинами.

Календарна тривалість від початку експлуатації об'єкта або його відновлення після ремонту певного виду до переходу до граничного стану називається терміном служби, а наробітку об'єкта (тривалість або обсяг роботи) від початку експлуатації (або її відновлення після ремонту певного виду до переходу до граничного стану) називається технічним ресурсом, або ресурсом. Позначимо термін служби – t_m , а ресурс – t_p . У загальному випадку t_m і t_p є випадковими величинами і являють собою запас можливої календарної тривалості експлуатації і наробітку об'єкта.

До показників довговічності, які є кількісними характеристиками, належать:

- середній ресурс – T_p ;
- середній термін служби – T_m ;
- гамма-відсотковий ресурс – $T_{p\gamma}$;
- гамма-відсотковий термін служби – $T_{m\gamma}$;
- призначений ресурс – $T_{p.np}$;
- призначений термін служби – $T_{m.np}$.

Показники T_p , T_m , $T_{p\gamma}$, $T_{m\gamma}$ пов'язані з характеристиками законів розподілу випадкових величин t_m і t_p .

До показників довговічності електронних виробів в нормативно-технічній документації належать: мінімальне наробітка (T_{mn}), гамма-відсотковий ресурс $T_{p\gamma}$ та мінімальний термін служби (T_{mt}).

Мінімальне наробітка (T_{mn}) – це мінімальна тривалість роботи виробу, протягом якої у заданих режимах і умовах зберігається його працездатність, яку забезпечує виробник.

Мінімальний термін служби T_{mt} – мінімальна календарна тривалість експлуатації виробу в заданих режимах і умовах, протягом якої виробник гарантує працездатність за умови, що час роботи виробу не перевищить заданого мінімального наробітку.

Оцінювання показників довговічності електронних виробів за мінімальним значенням показників довговічності елементів

Ця методика базується на положеннях нормативно-технічної документації, згідно з якими мінімальна наробітка і термін служби (збереженість) елементів не повинні бути меншими (звичайно) за відповідні показники довговічності апаратури.

Призначений ресурс $T_{p.np}$ у цьому випадку визначають таким чином:

$$T_{p.np} = \min_k \{T_{mk}\}, \quad k = \overline{1, N_1},$$

де N_1 – кількість груп електронних виробів з однаковим мінімальним наробітком;

T_{mk} – мінімальний наробіток елементів k -ої групи.

В свою чергу, мінімальний термін служби електронних виробів $T_{m.np}$ визначають як

$$T_{m.np} = \min_s \{T_{ms}\}, \quad s = \overline{1, N_2},$$

де N_2 – кількість груп електронних виробів з однаковим мінімальним терміном служби;

T_{ms} – мінімальний термін служби елементів s -ої групи.

Призначений ресурс електронних виробів приймають таким, що дорівнює найменшому значенню мінімального наробітку елементів, а призначений термін служби таким, що дорівнює найменшому значенню мінімального терміну служби елементів [82].

До останнього часу, у зв'язку з використанням експоненціальної моделі відмов, була відсутня методика аналітичного розрахунку довговічності технічних систем. Техніко-експлуатаційні характеристики довговічності (призначений термін служби і призначений ресурс) встановлювалися на етапі проектування, керуючись загальними міркуваннями про моральне старіння систем, інформацією економічного характеру або на основі даних про

довговічність аналогів, отриманих у результаті тривалої експлуатації. Ці характеристики не є показниками довговічності систем.

Математичний апарат дослідження надійності на основі DN -розподілення наробітку до відмови дозволяє на етапі проектування робити аналітичний розрахунок показників довговічності різних систем. Як критерій настання граничного стану відновлювального устаткування використовується максимально допустимий рівень ω_{don} , який досягнуто параметром потоку відмов. Методика визначення довговічності (середнього терміну служби) відновлюваних технічних систем зводиться до побудови графічної залежності для параметра потоку відмов $\omega(N, n_i, t_{0i}, v_{0i}, t)$ відповідно до (2.9), як це показано на рис. 5.2, на якому розглянуто конкретний приклад або для розв'язання трансцендентного відносно T_{cl} рівняння

$$\omega_{don} = \sum_{i=1}^N n_i \sum_{m=1}^{\infty} \frac{m \sqrt{t_{0i}}}{v_{0i} T_{cl} \sqrt{2\pi T_{cl}}} \exp \left[-\frac{(T_{cl} - m t_{0i})^2}{2 v_{0i}^2 t_{0i} T_{cl}} \right],$$

Середній термін служби визначається з урахуванням інтенсивності експлуатації системи.

Слід враховувати, що вірогідність безвідмовної роботи при розрахунку лямда і імовірно-фізичними методами відрізняються [51, 99-102, 121]. Це важливо враховувати в початковий період і при тривалій експлуатації (рис. 4.37)

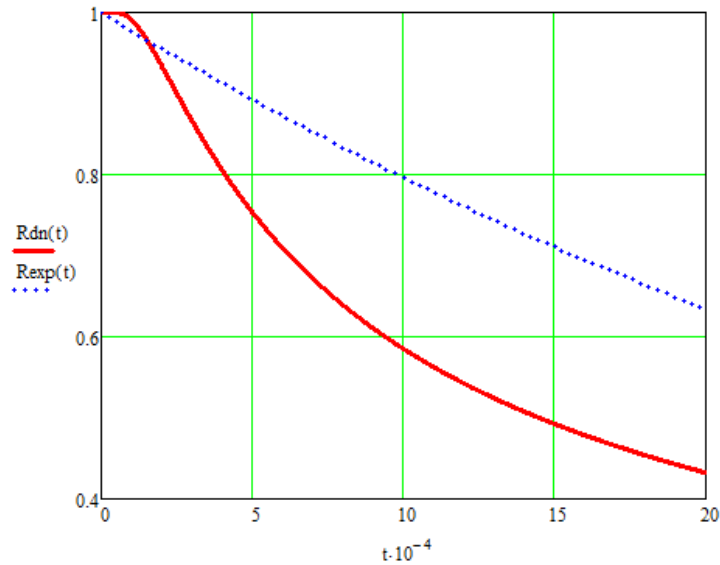


Рис. 4.37. Залежність вірогідності безвідмовної роботи від часу при розрахунку лямбда і імовірісно-фізичним методами

З рисунка видно, що вірогідність безвідмовної роботи від часу при розрахунку лямбда і імовірісно-фізичних методів починає сильно розрізнятися після певного часу роботи. Розробники і експлуатанти повинні звернути на це увагу. При тривалій експлуатації вірогідність збоїв (відмов) набагато вища, що може привести до підвищеної психофізіологічної напруженості людини-оператора.

Алгоритм прогнозування вірогідності безвідмовної експлуатації залежно від тривалості експлуатації такий. Для систем авіоніки кожного типу повітряного судна необхідно побудувати закони розподілу. Визначити вірогідність безвідмовної роботи систем $R(t)$. Скласти таблицю ризиків у зв'язку з вірогідними відмовами і інформувати про це керівництво льотного складу.

Висновки за четвертим розділом

1. Для оцінки характеристик ергатичної системи застосований метод аналізу спектрів автокореляційних функцій, який підтвердив вищевикладені теоретичні висновки, що захід на посадку на Б-737-500 по укороченій глісаді небажаний для непідготовлених екіпажів. Спостерігаються великі коефіцієнти посилення по автокореляційних функціях і їх спектрах.

2. При заході на посадку після третього розвороту до приземлення зміни кута крену літаків Б-737-500 і на КТЛ Ан-148 не суперечать нормальному закону розподілу. Це говорить про хорошу якість техніки пілотування. При заході на посадку після другого розвороту до приземлення зміни кута тангажа на літаку Ан-148 також не суперечать нормальному закону розподілу.

3. При "польоті" на КТЛ Ан-148 при заході на посадку після четвертого розвороту коефіцієнти посилення, які отримані за трендовими алгоритмами, при польотах без відмов і з відмовами відрізняються в 3.76 разів.

4. Розглянуті питання підвищення якості підготовки екіпажів на комплексному тренажері літака Ан-148. Ці дослідження спрямовані на підвищення безпеки в особливих випадках польоту. На сучасних тренажерах відпрацьовуються дії в простих і складних умовах польоту. Проте всі дії під час одночасних відмов передбачити неможливо. Зазначені відмови також призводять до підвищеної напруженості людини-оператора. Сьогодні існує завдання навчити пілота не погіршити якість техніки пілотування в таких ситуаціях.

5. Сучасні цифрові тренажери дають великі можливості для обробки статистичних даних. Тому на часі впровадження нових методів для автоматизації аналізу польотної інформації і отримання результатів за експериментальними даними. Зміни параметрів польоту мають випадковий характер, не зважаючи на прагнення пілота чітко слідувати по заданій траєкторії польоту. У результаті статистичної обробки даних кута крену за

глісадою були визначені дві моделі опису імовірнісних законів розподілу цього важливого параметра польоту повітряного судна. Зокрема, під час польоту без відмов і з одиничними відмовами пропонується використовувати нормальний закон розподілу кута крену. Під час одночасних комплексних відмов, коли їх кількість більше двох, пропонується використовувати узагальнений розподіл Вейбулла для флуктуацій кута крену. Ця модель зміни кута крену вказує на погіршення якості техніки пілотування через підвищення психофізіологічної напруженості роботи пілота повітряного судна.

6. Виконано синтез двох алгоритмів виявлення факту підвищеної психофізіологічної напруженості пілота у випадку складних відмов. Перший алгоритм заснований на критерії Неймана-Пірсона, а другий – відповідає оптимальному Байєсівському критерію. У процесі синтезу алгоритмів виявлення використовувалося припущення про те, що в тренді кута крену у випадку складних відмов спостерігається гармонійна складова. Це дозволило спростити аналітичний вид алгоритмів обробки даних.

7. Після тривалої експлуатації, згідно з розрахунками імовірнісно-фізичним методом, значення наробітку на відмову систем авіоніки змінюються у бік зменшення. Це слід враховувати при призначенні ресурсу і терміну служби.

8. У зв'язку з тим, що імовірнісно-фізичний метод коректніший при розрахунку показнику безвідмовності інтегральних мікросхем, то на початку експлуатації слід орієнтуватися на показники вірогідності безвідмовної роботи розрахованих імовірнісно-фізичним методом по дифузійно-монотонній моделі відмов.

9. У зв'язку з тим, що розрахунок показників безвідмовності в провідних фірмах проводиться по експоненціальній моделі, то доцільно зробити перерахунок. Нам необхідно знати вірогідність безвідмовної роботи авіаційної техніки. Відмови і збої авіоніки призводять до підвищеної

психофізіологічної напруженості людини оператора. Це може привести до погіршення якості техніки пілотування.

Список публікацій здобувача за матеріалами четвертого розділу

1. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.
2. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.
3. Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // X Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2011”. Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5-9.8.
4. Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // IX Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2009”. Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. – К.: НАУ, 2009. – С.12.5-12.9.
5. Грищенко Ю.В. Особенности обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.
6. Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”. – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.
7. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

8. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.
9. Грищенко Ю.В. Оценка качества техники пилотирования экипажа в авиакомпании / Ю.В. Грищенко // Журнал «Наукоємні технології». – К.: НАУ, 2020. – Вип. 2(46). С. 245-263. DOI: 10.18372/2310-5461.46.14812
10. Hryshchenko Y.V. Suggestions to the methods for assessing the quality of the glide path entrance / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2018. № 3(57). – pp. 41-48.
11. Грищенко Ю.В. Алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака / Ю.В. Грищенко, М.Ю. Заліський, С.В. Павлова, О.В. Соломенцев // Збірник наукових праць Державного університету інфраструктури та технологій. – К.: ДУІТ, 2020. – Вип. 1(29). С. 97-108. doi.org/10.33298/2226-8553/2020.1.29.11.
12. Hryshchenko Y.V. Assesment of the flight quality in vertical plane / Y.V. Hryshchenko, S.V. Pavlova, D.M. Pipa, I.V. Kravets // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2020. № 2(64), pp. 87-92.
13. Hryshchenko Yurii. Quality Assessment of Aircraft Glide Path Entrance / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Maksym Zaliskyi // Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Zaliskyi Maksym / Proceedings of the 9th International Conference "Information Control Systems & Technologies", Session 3: Modeling and software engineering, (September 24–26, 2020) – Odessa, Ukraine, 2020, 649-660.
14. Грібов В.М. О возможности уменьшения вероятности ложных отказовблоков типа LRU на основе алгоритмической избыточности / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 21-23 листопада, 2016. – С. 90.

15. Gribov V.M. Exponential model deviations in reliability prediction of durable recoverable systems / V.M. Gribov, O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // *Electronics and Control Systems*, Kyiv, NAU, 2016. № 2(48), pp. 128-135.

16. Gribov V.M. To the question of dependability calculation failures based on the exponential model of distribution of failures / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, O.V. Kozhokhina // *Electronics and control systems*. – Kyiv, NAU, 2015. – №1(43), pp. 59-66.

17. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // *The seventh world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 19-22, 2016*. – pp. 3.4.11-3.4.15.

18. Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // *Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine*, pp. 126-129.

19. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // *Proceedings of the National Aviation University. 2018 (74)*. – №1. pp. 75-83.

20. Hryshchenko Y.V. Dependability of avionics unmanned aerial vehicles / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, I.V. Kravets // *IEEE 5th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments” (October 22-24, 2019) – Kyiv, Ukraine, 2019*. – pp. 27-30.

РОЗДІЛ 5

ПІДГОТОВКА АВІАЦІЙНОГО ПЕРСОНАЛУ

5.1. Розробка перспективних програм (алгоритмів) та методик (методичних вказівок) підготовки пілотів на комплексному тренажері літака

5.1.1. Оцінка якості техніки пілотування до і після входу в глісаду

Проведені теоретичні і експериментальні дослідження дозволяють дати рекомендації льотному складу авіакомпаній для підвищення якості техніки пілотування до і після входу в глісаду. Результати цих досліджень представлені в третьому і четвертому розділах дисертації. Розглянемо схему отримання початкових даних від систем об'єктивного контролю і методи їх обробки (рис. 5.1).

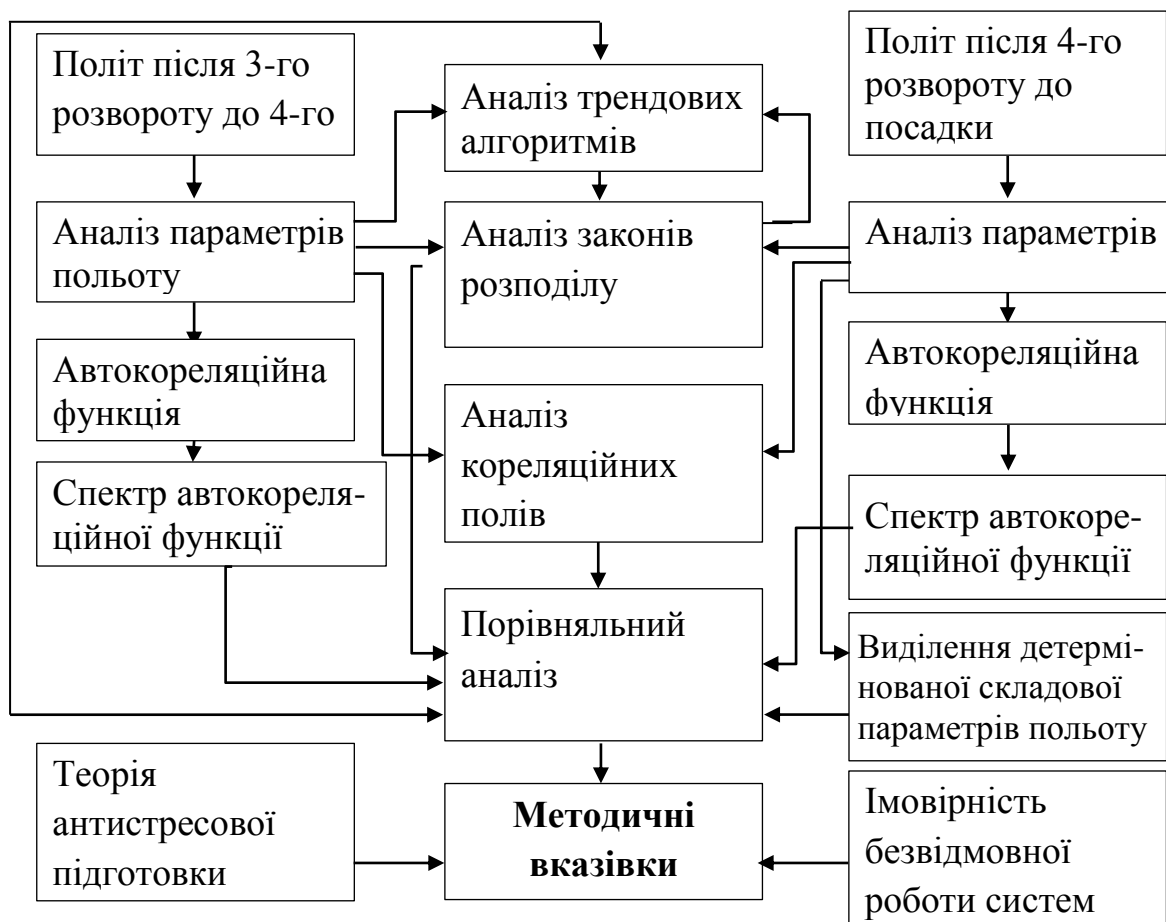


Рис. 5.1. Схема отримання початкових даних від систем об'єктивного контролю і їх надання для інструкторського складу

Для оцінки якості польоту від кінця третього розвороту до четвертого і після нього до посадки використовуємо аналіз автокореляційних функцій. По нормованих автокореляційних функціях порахуємо коефіцієнти для порівняння по модулю її перших негативних значень $y_{амп}$. Далі групуються дані за мірою величини значень $y_{амп}$. Складається таблиця за мірою зростання $y_{амп}$ (табл. 5.1). Далі обчислюється спектр ненормованої автокореляційної функції з найменшим показником $y_{амп}$ і порівнюється з великими показниками (рис. 4.15-4.22).

Таблиця 5.1

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го і при польоті після 4-го розвороту до посадки

№ п/п	Пілот	Політ після 3-го до 4-го розвороту	Пілот	Польоті після 4-го розвороту до посадки
1	3	0.17819	2	0.091785
2	3	0.21424	3	0.12093
3	3	0.23082	2	0.24683
4	3	0.23975	1	0.30708
5	3	0.27361	4	0.30907
6	1	0.31251	3	0.33677
7	4	0.33913	3	0.37931
8	1	0.40327	2	0.46557
9	2	0.41642	3	0.60857
10	2	0.46975	3	0.63843
11	2	<u>0.76226</u>	1	<u>0.66751</u>

Експериментальний аналіз показав, що при цьому методі оцінки якості техніки пілотування і психофізіологічної напруженості людини-оператора показники краще при польоті на Б-737-500 від четвертого розвороту до посадки, чим на глісаді. Тут необхідно визначити по осцилограмі розшифровки польотної інформації точність входу в глісаду. Недбалість при вході в точку глісаду в директорному режимі управління негативно позначається на якості польоту на глісаді і посадці.

При порівнянні на КТЛ "польотів" від кінця третього розвороту до четвертого при введенні комплексних відмов, які не впливають на аеродинаміку літаків і системи управління літака виявляється психофізіологічна напруженість людини-оператора. Прогнозовані межі входу в глісаду за кореляційними функціями у вигляді еліпсоїда представлені в третьому розділі п. 3.6.

В пункті 4.2 на КТЛ Ан-148 встановлено, що без відмов і не при складних відмовах закон розподілу кута крену не суперечить нормальному закону розподілу, а при складних комплексних відмовах розподілу Вейбулла.

У реальному польоті на літаку Ан-148 від кінця другого розвороту (без урахування розворотів) до посадки розрахунки показали, що розподіл тангажа ϑ не суперечить нормальному розподілу.

Міру розбіжності з нормальним розподілом можна визначити по різниці значень χ^2 -квадрат Пірсона.

Оцінка якості техніки пілотування по трендовим алгоритмам представлена на прикладі "польотів" на КТЛ Ан-74Т-200 і Ан-148.

При посадці з не випущеними кінцевими закрилками на КТЛ Ан-74Т-200 (Рис. 5.2):

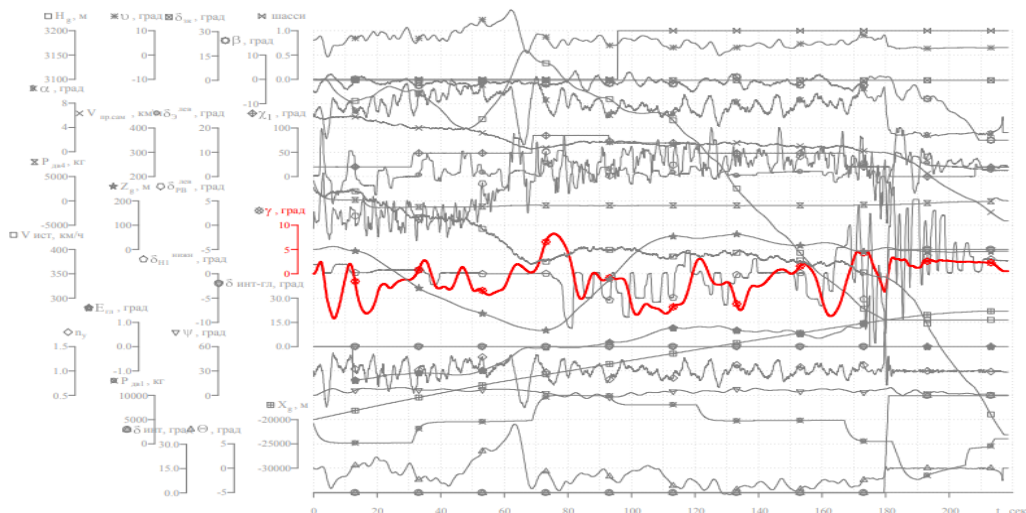


Рис. 5.2. Осцилограми змін параметрів польоту (в градусах) з часом (в секундах, одне ділення дорівнює 10 с) при посадці з не випущеними кінцевими закрилками, де θ – кут тангажу, γ – кут крену, ν – кут нахилу траєкторії, ψ – курс

$\Delta A v_1 = 12$ град, $\Delta A \gamma_1 = 8$ град, $\Delta A \theta_1 = 8$ град, $\Delta A \psi_1 = 10$ град.

$$\Delta \Delta A_1 = \sqrt{(A_{v_1})^2 + (A_{\gamma_1})^2 + (A_{\theta_1})^2 + (A_{\psi_1})^2}.$$

$$\Delta \Delta A_1 = 19.287.$$

2. При посадці з непрацюючим двигуном (Рис 5.3):

$$\Delta A v_2 = 13,$$

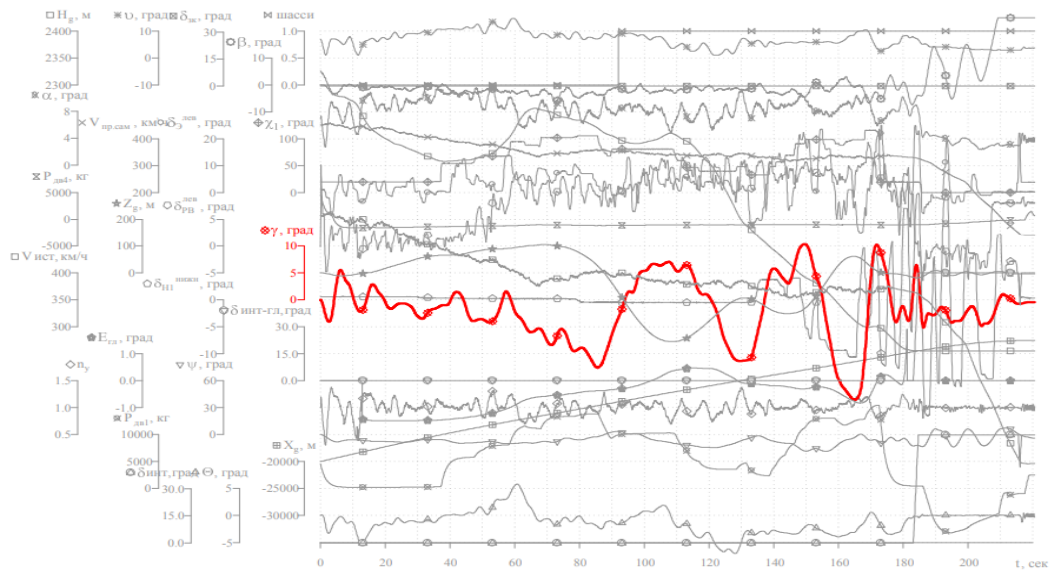


Рис 5.3. Осцилограми змін параметрів польоту при посадці з непрацюючим двигуном.

$\Delta A v_2 = 13$ град, $\Delta A \gamma_2 = 18$ град, $\Delta A \theta_2 = 9$ град, $\Delta A \psi_2 = 16$ град.

$$\Delta \Delta A_2 = \sqrt{(A v_2)^2 + (A \gamma_2)^2 + (A \theta_2)^2 + (A \psi_2)^2}$$

$$\Delta \Delta A_2 = 28.81.$$

Даний спосіб можна застосовувати для визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті. [47].

Отримаємо коефіцієнт збільшення амплітуди параметрів польоту по трендовим алгоритмам

$$K_{III} = \frac{\Delta\Delta A_2}{\Delta\Delta A_1} = \frac{28.81}{19.287} = 1.494.$$

Дослідження, які проведені на КТЛ Ан-148, – літаку з сучасною авіонікою – підтверджують ефективність цього методу.

$$\Delta\Delta A_{\alpha, \vartheta, \psi, \gamma} = \sqrt{\Delta A_{\alpha}^2 + \Delta A_{\vartheta}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_{\gamma}^2},$$

де α – кут атаки.

Без відмов $\Delta\Delta A_1 = 9.44$, а з повною відмовою ЕДСУ (резервне управління без демпфування) і відмовою другого двигуна $\Delta\Delta A_2 = 35.493$ (рис. 2.23).

$$K_{III} = \frac{\Delta\Delta A_2}{\Delta\Delta A_1} = \frac{35.493}{9.44} = 3.76$$

Метод оцінки якості польоту представлений в розділі 2.2 на літаку АН-140 з виключенням двигунів для імітації збоїв. Приведений розрахунок площ контурів кореляційних полів, які отримані порівнянням параметрів кута крену і кута атаки при відмовах одного з двигунів (табл. 5.2).

Таблиця 5.2

Площі контурів кореляційних полів

Площа, см ²	Політ	Якісний показник
70-80	До збою	Якість гарна
30-45	При збої	Якість пілотування погана
50-60	Після збою	Якість і не погана, і не гарна

Метод виділення детермінованої складової представлений в пункті 4.2.

В результаті необхідно видати комплексну оцінку якості підготовки екіпажів до польотів в особливих випадках по усіх представлених методах.

5.1.2. Теоретичні аспекти антистресової підготовки

Підприємства цивільної авіації є складними автоматизованими виробництвами. Масштаби повітряних перевезень, кількість людей і техніки, зайнятих в цьому виді транспорту ростуть з кожним роком. Однією з найважливіших проблем цивільної авіації залишається забезпечення високого рівня безпеки польотів. Ця проблема має дуже багато аспектів, оскільки безпека польотів залежить від комплексу чинників, серед яких, рівень технічної надійності літака і його систем, ступінь професійної підготовки персоналу, організація робіт льотних, технічних і медичних служб, дисципліна льотного і технічного складу, взаємодія людей з технікою і між собою, інтенсивність і умови польотів та багато іншого.

Проблема підвищення безпеки польотів є комплексною і може бути вирішена сумісними зусиллями льотного, інженерно-технічного, медичного складу, а також вченими, конструкторами та фахівцями інших професій. Разом з тим велике значення для підвищення рівня безпеки польотів має знання психофізіології.

Для розуміння загальної природи, як нової наукової стратегії в області людських факторів, велике значення в науці має упорядковуюча стадія.

Цінність роботи І.М. Сеченова в тому, що він розглядає на ряду з керуючими рухами керування затримкою рухів. Тобто, як діалектик, він розглядає такі філософські категорії, як дія і протидія.

Він пише: "Поруч з тим, як людина шляхом часто повторюваних асоційованих рефлексів навчається групувати свої рухи, вона здобуває (тим же шляхом рефлексів) і здатність затримувати їх" (рис. 5.4).



Рис. 5.4. Схема керуючих рухів пілота

Спираючись на вчення І.М. Сеченова й аналізуючи статистичний матеріал ми прийшли до висновку, що відображеними рухами пілота називаються такі, які відбуваються в стані, коли він робить неправильні дії і несумірні рухи після настання розгубленості при попаданні в екстремальні ситуації в процесі польоту. У результаті нездатності пілота протидіяти ФН та його помилкових дій відбуваються аварії і катастрофи. Вони відбуваються і

будуть відбуватися з вини пілота, доки ми не навчимося навчати пілота активній протидії ФН.

З попередніх досліджень відомо, що у 70-80 відсотків пілотів відсутня протидія ФН. Тому у випадку виникнення ФН вони не зможуть якісно виконати польотне завдання. Слід зазначити, що виникнення одночасно діючих негативних факторів носить малоймовірний характер, як і виникнення авіаційних подій пов'язаних з людським фактором.

Приглушення тимчасових відображень рухів у пілотів є гарним показником. По таким даним впливу ми можемо судити про ступінь протидії факторним навантаженням.

В ідеалі потрібно давати такі відмови, які не впливають на аеродинаміку літака. Наприклад: відмова авіагоризонту, погіршення прозорості атмосфери и т.п. По осцилограмам ми спостерігаємо збереження льотного почерку пілота, а саме його рухливого динамічного стереотипу.

Загально-інтегральна оцінка, яку ми визначаємо по різним параметрам:

$$\Delta\Delta A_1 = \sqrt{(A_{\alpha_1})^2 + (A_{\gamma_1})^2 + (A_{\theta_1})^2 + (A_{\psi_1})^2}$$

Слід зазначити, що йдеться мова про інтегро-диференційований ЗАППС. В реальному польоті пілот часто бореться з впливом довкілля, активно рухаючи штурвалом і іноді педалями. Різницю в коефіцієнтах ЗАППС необхідно порівнювати при польотах екіпажів з однаковими комплексними відмовами.

Також доцільно використати трендові алгоритми для побудови полів кореляції для залежностей параметрів польоту. [23, 25, 39, 124]. Наприклад, залежність кута атаки (α) від швидкості інструменту (V) може бути визначена таким чином:

$$\Delta V = (V_i - V_{i\min}) / V_{i\min}, \Delta \alpha = (\alpha_i - \alpha_{i\min}) / \alpha_{i\min},$$

де $V_{i\min}$ і $\alpha_{i\min}$ – мінімальні значення відповідних параметрів допускаються, $i = 1, 2, 3, \dots N$.

Найбільш характерними помилками в техніці пілотування при дії негативних чинників є: не витримування глісади і не витримування швидкості на глісаді планування, не витримування курсу, виправлення його не в правильну сторону, не витримування вертикальної швидкості і. т.п. Причому, після того, як пілот починає виправляти помилку, то відбувається посилення динамічного стереотипу по амплітуді і частоті, фіксовані засобами реєстрації польоту. В існуючих літературних джерелах мається діаметрально протилежна думка – при діях факторних навантажень відбувається не посилення, а так називане "ламання" динамічного стереотипу дій. Експерименти на КТЛ і дані статистики не підтверджують цього. Особливо гарна невідповідність видна по осцилограмам за параметром "кут крену". Перевірка цього положення має важливе практичне значення для складання нових програм тренувань, а також при видачі практичних рекомендацій пілоту на удосконалення його навичок пілотування.

Помилкові й алогічні дії в процесі польоту, зв'язані в першу чергу, зі змінами в розумових процесах і просторові сигнали залежать від дії факторних навантажень. Одержуючи просторові сигнали від дії факторних навантажень при достатній їхній кількості пілот може потрапити в зону відбитих рухів, але просторову.

Застосування цих алгоритмів також доцільне для запобігання наслідків різких рухів штурвалу пілотом при відході на другий круг в штурвальному режимі [22, 109].

Оцінимо вірогідність відхилення літака від заданої точки траєкторії польоту $O(x, y, z)$ (рис. 5.5) у польоті, вона буде обмежена двома сферами з відповідними радіусами r і R .

Значення r визначатиметься допустимим відхиленням від точки O , яке залежить від точності бортового устаткування літального апарату.

Значення r – оптимальна точка входу в глісаду, R – відхилення від r .

Значення R залежить від обмежень повітряного судна, які знаходяться на дихальних шляхах, а саме від ширини і ешелону. Таким чином, будь-яка

точка $A(x, y, z)$ відхилення від заданої точки $O(x, y, z)$ знаходитиметься в об'ємі сфери між радіусами R і r . Величина вірогідності відхилення:

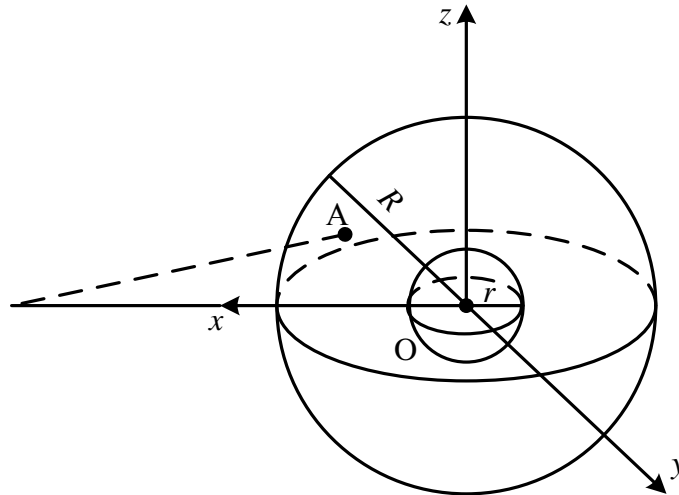


Рис. 5.5. Геометрична інтерпретація визначення ймовірності відхилення літака від заданої точки

$$P(V) = \frac{\frac{4}{3}\pi R^3 - \frac{4}{3}\pi r^3}{\frac{4}{3}\pi R^3} = \frac{R^3 - r^3}{R^3} = 1 - \frac{r^3}{R^3}.$$

Ми бачимо з розрахунку польоту на КТЛ, що інтегральна оцінка ступеню підсилення динамічного стереотипу при посадці з непрацюючим двигуном більша, ніж інтегральна оцінка при посадці з не випущеними кінцевими закрилками [109].

Попередні розрахунки по крену показали, що політ з меншою накладкою чинників на пілотів, відрізняється від максимальної (відмова двигуна, авіагоризонту, відмови інших систем). Також були проведені дослідження при введенні з пульта інструктора 3-х однакових відмов, які не впливають на аеродинаміку літака. Дані показують, що у 70-80% пілотів це приводить до амплітудного посилення динамічного стереотипу, збільшенню потоку зауважень по помилках пілота.

Перевірка за допомогою трендових алгоритмів виявила, що дане явище має місце у виді поліпараметричного розгойдування.

5.1.3. Методичні рекомендації антистресової підготовки екіпажу

При рішенні цієї задачі дослідники, як правило, зустрічаються з 2-ма труднощами:

– облік безлічі чинників. Якщо чинників мало – труднощів немає, а якщо багато, тоді виникає проблема класифікації чинників групи. Тому в усіх галузях науки є класифікація чинників;

– облік взаємодії чинників. Труднощі полягають в тому, що якщо чинники діють одночасно (10-20 чинників), то врахувати їх дуже важко. Тому, як правило, усі методи факторного аналізу припускають виключення взаємодії чинників (такий процес іноді називають ортонормуванням факторів). При цьому, по суті, ми втрачаємо діючу природу факторних процесів. Проте, таким шляхом обліку чинників наука йшла багато років. Прикладом такого аналізу можна привести роботу Лазарєва П.П. в галузі фізики і психофізіології. Відомий біофізик Лазарєв займався факторним аналізом чутливості ока. Він досліджував окремі впливи погоди, місцевості, віку і т.п.

Особливості наших підходів полягають в тому, що ми не ігноруємо взаємодію чинників, а враховуємо їх взаємодію, яку назвали факторними накладками (ФН). [60].

Вище вже було вказано, що за даними ІСАО з кожним роком збільшується кількість авіаційних подій з вини людського чинника при зменшенні аварійності пов'язаної з несправністю авіаційної техніки. Основною з напрямів збільшення безпеки польотів є підготовка екіпажу.

Навчання операторів відбувається шляхом придбання певних навичок, уміння аналізувати інформацію і вибрати правильне рішення в простих умовах польоту. Але на даному етапі цього недостатньо. Підвищення безпеки

польотів можна досягти шляхом поліпшення якості підготовки операторів в процесі дії на них ФН.

Головними причинами авіаційних подій, при дії на екіпаж декількох негативних чинників, являються дії усього екіпажу, хоча в звичайних умовах ці дії правильні. Вся річ у тому, що вся методика навчання операторів протидії навантаженням чинників зводилася до кількісної оцінки числа чинників і до кількісної оцінки дій і реакцій пілотів в результаті відмов.

Цивільна авіація є складним автоматизованим виробництвом. Масштаби повітряних перевезень, кількість людей і техніки, зайнятих в цьому виді транспорту збільшуються з кожним роком. Нині однією з найважливіших проблем є забезпечення високого рівня безпеки польотів. Ця проблема має дуже багато аспектів, оскільки безпека польотів залежить від: комплексу чинників, що включають рівень технічної надійності літака і його систем разом з наземним устаткуванням; мірою професійної підготовки персоналу, організації робіт льотних, технічних і медичних служб, дисципліною льотного і технічного складу, взаємодії людей з технікою і між собою, інтенсивності і умов польотів і багато чого іншого. Проблема збільшення безпеки польотів є комплексною і може бути вирішена загальними зусиллями льотного, інженерно-технічного, медичного складу, а також ученими, конструкторами і фахівцями інших професій. В той же час, велике значення для збільшення рівня безпеки польотів має знання і облік психофізіологічних можливостей людей при створенні авіаційної техніки і забезпеченні високоефективного функціонування систем "Оператор-машина-навколишнє середовище" на борту і на землі в процесі експлуатації.

Залежно від рівня автоматизації процесу управління можна виділити два основні процеси: автоматичний і ерготичний. У ерготичних процесах людина-оператор є центральною ланкою, яка сприймає інформацію, переробляє її і затверджує рішення. Повна автоматизація всього виробничого процесу в авіації не завжди може бути здійснена, або не завжди необхідна.

Це в значній мірі визначає те, що в авіації Ерготическіє виробничі процеси є дуже великим класом процесів, а Ерготическіє системи є, по суті, основними.

Є ще одна концепція, запропонована фірмою "Боїнг" у 1997 р., суть якої в тому, що АП може складати до 20-ти елементів, які є окремою подією. Коли диски, що обертаються, співпадають, тоді відбувається авіаційна подія.

Для попередження катастрофи, треба отримати дані про кожен диск, що обертається, для того, щоб визначити, як зменшити число отворів в кожному диску.

Класифікація факторів робиться по кількості факторів, якості факторів, групуванню, класифікації груп факторів, класифікації типів і видів взаємодії чинників, факторної символіки, факторних процесів і т.п. Класифікація переліків факторів визначається за їх статистикою, побудовою факторних рядів динаміки, визначенням факторних переходів і їх типів. При математичному методі здійснюється факторний аналіз, проблемно-факторний аналіз, системний аналіз, процесний аналіз. Проводиться математичне моделювання факторів і їх груп.

В інженерній психології і ергономіці використання математики відрізняється від застосування математики в кібернетиці і системотехніці тим, що математика розглядається як наука про якісь реальних заходів, які мають обмежені сфери застосування. Це викликано тим, що кількість факторів, що впливають на людину-оператора величезна (більше 1500).

В даний час використовується наступна класифікація імовірнісних мір. В основному розглядається 2 класи: адитивні і мультиплікативні міри. Адитивні міри – це такі математичні міри, які в якості компонента мір містять суму компонент (\sum_i), а мультиплікативні – множення мір (π_i).

Аналіз ентропії адитивних і мультиплікативних мір показав, що мультиплікативні міри при оцінці діяльності оператора слід використати при великих значеннях імовірнісних компонентів (від 0.7 до 0.9 і більше), а адитивні при малих значеннях імовірнісних компонентів (від 0.1 і менше). Тому на практиці при високій ефективності діяльності оператора оцінюємо

вірогідність виконання складного завдання, використовуючи мультиплікативні міри. А коли ефективність діяльності оператора невисока, тоді застосовуємо адитивні міри. Як показує досвід системотехніки, кібернетики, економіки невиконання вищеописаного положення приводить до труднощів на практиці і створенню математичних мір, які використати на практиці неможливо [138].

На підставі вище викладеного пропонуються наступні методичні рекомендації:

1. Командний склад, інструктори, повинні знати, що сучасні авіаційні події носять малоймовірний характер і незважаючи на навченість пілотів діям в особливих ситуаціях, причинами більшості авіаційних подій по ЧФ є невміння екіпажу діяти адекватно при виникненні малоймовірних факторних накладок.

2. Інструкторам льотного складу необхідно знати і навчати екіпажі ПС теоретичним зведенням про УАПППС, що можуть привести пілотів до помилкових дій [22, 27-28, 32, 61, 116].

3. Командному складу необхідно ввести в програми підготовки пілотів на КТЛ навчання екіпажів протидії комплексним відмовленням (три одночасно діючі відмовлення), що імітують малоймовірні факторні накладки.

4. Інструкторам КТЛ необхідно визначати *відхилення* в якості техніки пілотування, пов'язаних з УАПППС за методами, що розроблені в дисертації.

5. Інструкторам КТЛ варто вводити відмови перед четвертим розворотом, і вони не повинні впливати на аеродинаміку і керованість літака.

6. При виявленні погіршення якості техніки пілотування в пілотів, пов'язаного з УАПППС, інструктору необхідно звернути на це увагу пілота і провести повторний "політ" з комплексними відмовами.

7. Командному складу необхідно організувати збір інформації про ступінь підготовки екіпажів протидії негативним УАПППС і передавати її для подальшого аналізу фахівцям з ЧФ.

5.2. Підготовка авіаперсоналу за допомогою комплексу моделювання помилок операторів на основі "антипульт" клавіатури комп'ютера

Комплекс з підготовки людини-оператора зазнав ряд модифікацій. Спочатку він був ґрунтований на зміні порядку нумерації перемикачів. Його розробив Хохлов Є.М. і дав назву "Дистантна антистресова хронографія". Надалі, коли сталися зміни в системах управління техніки його замінили на переплутану клавіатуру комп'ютера. Надалі в роботі [16] була представлена програма по роботі з таким антипультотом. Проте, при великій кількості випробовуваних і при навчальному процесі це непрактично.

В даній роботі представлена комп'ютерна реалізація роботи з комплексом "Антипульт", де закладена програма за підрахунком помилок і побудовою діаграм для аналізу психофізіологічних особливостей людини-оператора. На методику і програму даної системи є патент і свідоцтво авторського права на твір України [11, 77, 84]. Практичність роботи з такою комп'ютерною системою полягає в тому, що не переплутується сама клавіатура, а задається список в зміні нумерації клавiш. Цей комплекс застосовується в навчальному процесі.

По діаграмах і кількості помилок можна визначити випробовуваних, якщо час виконання тесту і кількість помилок зменшується. Стомлюваність, якщо через певний інтервал часу відбувається збільшення помилок і часу набору цифр.

Проте, головна мета тестів на антипульті це проведення антистресової підготовки. При великій кількості повторень тестів і створенні додаткових стимуляторів напруженості для людини-оператора при побудові графіків можна спостерігати збільшення амплітуди коливань часу відповідей випробовуваних. Якщо амплітудне посилення не відбувається, то людина-оператор стійкий до стресів. При зворотному результаті з ним необхідно проводити додаткове тренування, виклавши теорію, яка представлена в другому розділі.

Комп'ютерна анімація приладу "Антистрес" актуальна тим, що із-за неправильного набору даних на клавіатурі екіпажем ПС відбувалися авіаційні події.

5.2.1. Використання "антипультів" для антистресової підготовки та оцінки працездатності пілотів і авіадиспетчерів при комплексних відмовах авіоніки в процесі її експлуатації

З початку існування авіації людська помилка вважається одним з основних чинників виникнення авіаційних подій і інцидентів. По суті, запобігання людських помилок та боротьба з ними були і залишатимуться надалі однією з основних проблем в авіації. Людський фактор в авіації тісно зв'язується з експлуатаційним персоналом, до яких належать пілоти, диспетчери, авіатехніки. Сучасні уявлення про безпеку пропонують більш широкий підхід, при якому основна увага надається недолікам самої системи авіаційної безпеки, а не помилкам в індивідуальних діях [80, 84].

За даними ІСАО, з кожним роком зростає кількість авіаційних подій з вини людського фактора.

Статистичні дані свідчать, що приблизно 70 % пілотів та диспетчерів не протидіють факторним накладкам (ФН) (комплексним відмовам на КТЛ), що призводить до таких негативних наслідків як помилкові дії пілота чи диспетчера в екстремальних ситуаціях та несумірні і неадекватні різкі рухи. В кінцевому підсумку незнання операторами способу протидії факторним навантаженням може призвести до виникнення авіаційних пригод, особливо при складних умовах польоту.

При дії ФН зустрічається негативне явище підсилення динамічного стереотипу (ЯПДС), виявити яке можна шляхом порівняння динамічного стереотипу (ДС) пілота або диспетчера (на тренажері) при "польоті" без відмов та при дії комплексних відмов. Якщо в процесі льотної підготовки усунути ЯПДС і тим самим підготувати екіпажі та диспетчерський склад до

дій в екстремальних ситуаціях, де на них діють ФН, можливо знизити долю людського чинника в авіаційних подіях.

На сьогодні розроблено нову схему тренажерної підготовки пілотів для того, щоб вони могли вийти на нульовий рівень аварійності з урахуванням підсилених рефлексів Сеченова І.М. Аналіз діяльності операторів показує, що є люди, які ефективно працюють в нормальних умовах і з успіхом використовують на практиці свої знання, вміння і навички, а в аварійних ситуаціях розгублюються і замість того, щоб швидко вжити заходів для ліквідації аварії, роблять грубі помилки або зовсім усуваються від активних дій. Тому дуже важливо визначити поведінку операторів в таких ситуаціях, відібрати тільки придатних у цьому відношенні і забезпечити їх професійну підготовку.

Для того, щоб навчити людини-оператора протидії фактору небезпеки необхідно знати природу механізму підсилених відображених рухів, які були розглянуті вперше в роботі психолога І.М. Сеченова "Рефлекси головного мозку" і в наукових розробках Є.М. Хохлова, Халафа Ю.А., О.Б. Аксьонова та ін.

Суть проблеми полягає в тому, що, крім навчання пілотів правильним діям, необхідно мати інформацію про механізм затримки підсилених відображених рухів, які є складовою абсолютного несподіваного "подразнення", що призводять до помилкових дій пілота. Отже, потрібно забезпечити цілеспрямовану індикацію про те, що на пілота діють навантаження факторів, та у нього виявляються посилені відображені рухи, які він, як правило, не помічає. Тому сучасні тренажери і повітряні судна необхідно обладнати засобами індикації появи комплексних відмов, тобто факторів накладок. Також необхідно забезпечити індикацію невідповідних рухів пілотів, про які можна судити за зміною амплітуди параметрів польоту.

Основною причиною авіаційних подій при дії на екіпаж декількох негативних факторів є дії самого екіпажу. В звичайних умовах ці дії правильні. Вся методика навчання пілотів зводилася до кількісної оцінки дій

та реакцій пілотів у результаті послідовних відмов. Ці системні методи в інженерній психології та ергономіці на сьогодні зустрічаються зі значними теоретичними і практичними труднощами.

Рефлекси протидії мають зовсім інший механізм і забезпечують безпомилкову роботу пілота в аварійних ситуаціях, коли на пілотів діють ФН.

Отже, можна зробити висновок, що необхідно проводити оцінку операторів щодо їх спроможності протидіяти факторним накладкам.

У пілотів можна визначати ступінь протидії ФН, порівнюючи параметри польотів без відмов та в умовах дії ФН. Для операторів, які не задіяні в директорному чи штурвальному керуванні повітряним судном, необхідні інші методи підготовки та оцінки операторів за здатністю протидіяти ФН (рис. 5.6).



Рис. 5.6. Схема оцінювання операторів за здатностями протидії ФН

Принцип дії цієї схеми здійснюється за математичним апаратом, який описують формули:

$\xi = \alpha + C_\eta$ – формула багатомірного нормального розподілення у матричній формі;

$X^2(n) \equiv \Gamma\left(\frac{n}{2}, 2\right)$ – формула розподілення X_i -квадрат;

$H_{max}(x) = \log[(2\pi c)^h dct K_x]^{\frac{1}{2}} + H_0(x)$ – ентропія багатомірного нормального розподілення;

Основним елементом схеми є визначення характеру ентропії, для чого використовуються таблиці ентропії існуючих розподілень (табл. 5.3), а також формула максимальної ентропії нормального розподілення:

$$H = \log \frac{\sqrt{2\pi}\sigma}{A} + \frac{1}{2} \left[1 - A \frac{x_M - \bar{X}}{\sigma} * \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\bar{X})^2}{2\sigma^2}} - A \frac{x_M - \bar{X}}{\sigma} * \frac{1}{2\pi} e^{-\frac{(x-\bar{X})^2}{2\sigma^2}} \right] \log e$$

Таблиця 5.3.

Ентропії існуючих розподілень

Найменування розподілення	Формула розподілення	Ентропія розподілення
Біноміальний	$P_n(k) = P_n(x = k)$ $= \begin{cases} 0, & x < 0 \\ C_n^k p^k q^{n-k}, & 0 \leq x \leq n \\ 0, & x > n \end{cases}$	$S(x) = -n[p \log p + q \log q]$ $- \sum_{k=1}^{n-1} C_n^k p^k q^{n-k} \log C_n^k$
Пуассона	$P_n(k) = P_n(x = k) = \begin{cases} 0, & x < 0 \\ \frac{\lambda^k}{k!} e^{-\lambda}, & x \geq 0 \end{cases}$	$S(x) = \lambda \log \frac{e}{\lambda} + \sum_{k=1}^{\infty} \frac{\lambda^k}{k!} e^{-\lambda} \log k!$
Рівномірний	$P_n(k) = P_n(x = k) = \begin{cases} 0, & x < 1 \\ \frac{1}{n}, & 1 \leq x \leq n \end{cases}$	$S(x) = \log n$
Нормальний	$\frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(t-\bar{m})^2}{2\sigma^2}}$	$\ln[\sigma\sqrt{2\pi e}]$
Вейбулла	$\frac{b}{a} \left(\frac{t}{a}\right)^{b-1} e^{-\left(\frac{t}{a}\right)^b}$	$1 + \ln \frac{ae \frac{b1}{b} \gamma}{b}$
Експоненціальний	$\lambda e^{-\lambda t}$	$\ln \frac{e}{\lambda}$
Логарифмічно-нормальний	$f(\ln t) = \frac{1}{\Delta\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\ln t - \overline{\ln t})^2}{2\Delta^2}}$	$\overline{\ln t} + \ln[\Delta\sqrt{2\pi e}]$

Необхідно відзначити, що на основі багатьох наукових досліджень було зроблено висновок, що одним з найкращих методів процесного аналізу при оцінці працездатності і підготовці пілотів та диспетчерів є антистресова підготовка.

В період 2007-2010 років на кафедрі авіоніки Національного авіаційного університету було проведено комплекс досліджень з визначення оптимального способу антистресової підготовки та оцінки працездатності авіадиспетчерів з використанням програм ІСАО з безпеки польотів та критеріїв відбору операторів відповідно до процесного аналізу. На основі досліджень зроблено висновок про необхідність запровадження та подальшого розвитку системи антипультів, які на сучасному етапі розвитку передбачають комплексне дослідження працездатності диспетчерів і пілотів та проведення їх антистресової підготовки.

Антипультом називають технічний пристрій, принцип роботи якого є протилежним принципу роботи звичайного пульта.

Перші системи антипультів почали розвиватися ще на початку 1970-х років. На той час цей напрям передував у військовій сфері, де були створені тренажери для операторів протиповітряної оборони. З часом цей напрямок розвивався, змінювалися антипульти та їх конфігурації, застосування. На даний момент сучасний антипульт майже не відрізняється від звичайної комп'ютерної клавіатури чи пультів керування пілотів та диспетчерів.

Комплекс "Антипульт". Технічним завданням комплексу є підвищення рівня безпеки польотів за рахунок кращої підготовленості пілотів і авіадиспетчерів та оцінки їхньої працездатності при комплексних відмовах авіоніки за допомогою уніфікованого, дешевого комп'ютерного забезпечення [77, 84].

За допомогою програмного інтегрованого комп'ютерного комплексу "Антипульт" (комп'ютерна програма створена в універсальному середовищі – мова програмування "Turbo Pascal") кількісно визначають рівень працездатності та підготовленості операторів до виконання своїх завдань при

комплексних відмовах авіоніки в процесі її експлуатації та на основі отриманих даних за допомогою аналізу "почерку" оператора роблять висновок про його можливість протидії посиленим відображеним рухам, що проявляються через виникнення динамічного стереотипу при факторних накладках. За допомогою способу проводять антистресову підготовку пілотів та диспетчерів. Суттєвими ознаками комплексу є те, що за своїм програмним інтерфейсом він співпадає з інтерфейсом багатofункціональних індикаторів сучасних повітряних суден (наприклад, літака Ан-148) і надає можливість зберігати статистичні дані в програмному середовищі та в подальшому порівнювати отримані дані з попередніми [11, 12].

Програмний комплекс "Антипульт" ґрунтується на виникненні збою програмного забезпечення в авіоніці літака в процесі роботи оператора (пілота, авіадиспетчера), а не звичайної зміни послідовності клавіш пульту.

Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки під час її експлуатації за допомогою комплексу "Антипульт" дозволяє дещо зменшити кількість недостатньо підготовлених операторів, допущених до виконання своїх функціональних обов'язків, що дозволить зменшити кількість авіаційних пригод завдяки можливості отримання статистичних даних та результатів аналізу "почерку" оператора за стандартних умов, однієї відмови та факторних накладок, тобто комплексних відмов авіоніки.

Послідовність та принцип роботи комплексу показано на рис. 5.7. В результаті виконання програми, після збору статистичних даних по конкретному оператору або по групі операторів отримують графіки навченості оператора (операторів) у залежності кількості помилок та витраченого часу від номера експерименту. Однією з головних переваг комплексу "Антипульт" є збір програмного середовища, що в житті має набагато більшу ймовірність, ніж звичайна зміна послідовності клавіш на клавіатурі. На основі отриманих графіків можна зробити аналіз та висновок про навченість, працездатність і підготовленість оператора до протидії

комплексним відмовам, завдяки чому можна проводити відповідний відбір операторів, що в подальшому в процесі діяльності дозволить зменшити кількість авіаційних пригод та інцидентів.

```

Podtverdite koordinatu nazhav <Enter>:
Koordinata = 8870577888117416_
1
Unimanie! U programe sluchilsya zboy!
Pozhalujsta povtorite vvod koordinatu v ruchnuyu.
UNIMANIE, uvedennye cifry s klaviatury, programa budet raspoznavat tak:
  1 2 3 4 5 6 7 8 9 0
  ↓ ↓ ↓ ↓ ↓ ↓ ↓ ↓ ↓ ↓
  3 9 8 2 7 1 5 6 0 4
Budte vnimatelny pri vvode!
UNIMANIE dlya vvoda koordinty y Vas 100 sekund!
2 Dlya prodolzheniya nazhmite <Enter> posle chego nachnetsya otschet vremeni.

Uvedite koordinatu i nazhmite <Enter>:
Koordinata do zboya: 5526814629286016
Koordinata = 7728246830217348_
3
Koordinata do zboya: 5526814629286016
Koordinata = 7728246830217348
Programa raspoznala cifri tak:
5526214609285016
1 cifra uvedena PRAVILNO!
2 cifra uvedena PRAVILNO!
3 cifra uvedena PRAVILNO!
4 cifra uvedena PRAVILNO!
5 cifra uvedena NEPRAVILNO!
6 cifra uvedena PRAVILNO!
7 cifra uvedena PRAVILNO!
8 cifra uvedena PRAVILNO!
9 cifra uvedena NEPRAVILNO!
10 cifra uvedena PRAVILNO!
11 cifra uvedena PRAVILNO!
12 cifra uvedena PRAVILNO!
13 cifra uvedena NEPRAVILNO!
14 cifra uvedena PRAVILNO!
15 cifra uvedena PRAVILNO!
16 cifra uvedena PRAVILNO!
4 Uremya vashogo testa sostavlyayet: 0 min 47 sek 7 sotih sekund
Dlya vvoda rezultatov eksperimenta nazhmite <Enter>.
Rezultaty eksperimenta:
1: 0 min 10 sek 43 sotih sekund; Oshibok - 16;
2: 0 min 6 sek 98 sotih sekund; Oshibok - 13;
3: 0 min 7 sek 42 sotih sekund; Oshibok - 16;
Dlya postroeniya grafikov nazhmite <Enter>.
-

```

Рис. 5.7. Принцип дії комплексу "Антипульт"

На рис. 5.8 і 5.9 наведені статистичні дані результатів виконання технічного завдання і графіки аналізу "почерку" оператора та групи

операторів при комплексних відмовах авіоніки. Відповідно показані два конкретні приклади реалізації способу:

- проведення аналізу працездатності, навченості та підготовленості оператора на основі швидкості виконання завдання;
- проведення аналізу працездатності, навченості та підготовленості групи операторів на основі врахування кількості допущених помилок.

На основі проходження тесту в комплексі "Антипульт" можна отримати залежність, що зображена на рисунку 3, де показано залежність кількості використаного часу від номера експерименту. Виходячи з цієї залежності можна робити аналіз працездатності оператора. Пройшовши експеримент програми комплексу "Антипульт" за антистресовою підготовкою, ми отримали графік залежності кількості використаного часу на конкретний тест від номера тесту. На основі графіку можна зробити висновок, що при проходженні оператором тесту вперше він використав велику кількість часу, а саме більше 1,5 хв. Протягом восьми наступних тестів у оператора вироблявся певний динамічний стереотип та пристосованість до нових умов роботи. Кількість часу на виконання тесту зменшувалося і на восьмому тесті час становив всього 37 с. Отже, в результаті експерименту отримали експоненціальну залежність, згідно з якою можна зробити висновок про придатність оператора. Так, наприклад, у випадку лінійної залежності можна стверджувати про непрацездатний стан оператора, непристосованість до складних умов праці, відсутність антистресової підготовки та неможливість зміни динамічного стереотипу.

При оцінці групи операторів на кількість допущених помилок можна отримати залежність зображену на рисунку 4. В цьому експерименті брали участь вісім незалежних операторів. Вигляд отриманого графіку може мати будь-який характер (лінійний, експоненціальний, гілка гіперболи). В даному випадку було отримано експоненціальний графік, згідно з яким можна зробити висновок про високу працездатність, придатність та пристосованість до складних умов праці восьмого оператора, оскільки при стресовій ситуації

в складних умовах він припустився всього трьох помилок, у той час як інші оператори допустили значно більшу кількість помилок (перший оператор припустився 15 помилок з 16 можливих комбінацій).

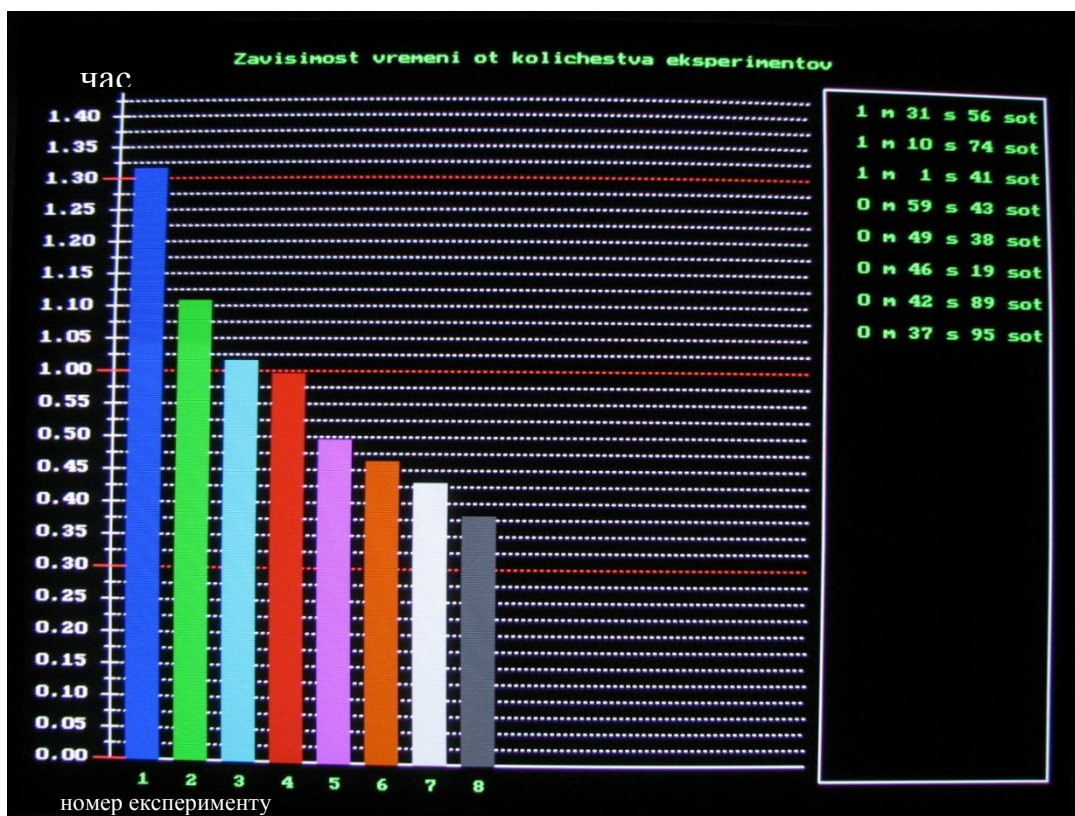


Рис. 5.8. Залежність використаного часу оператором від номеру експерименту

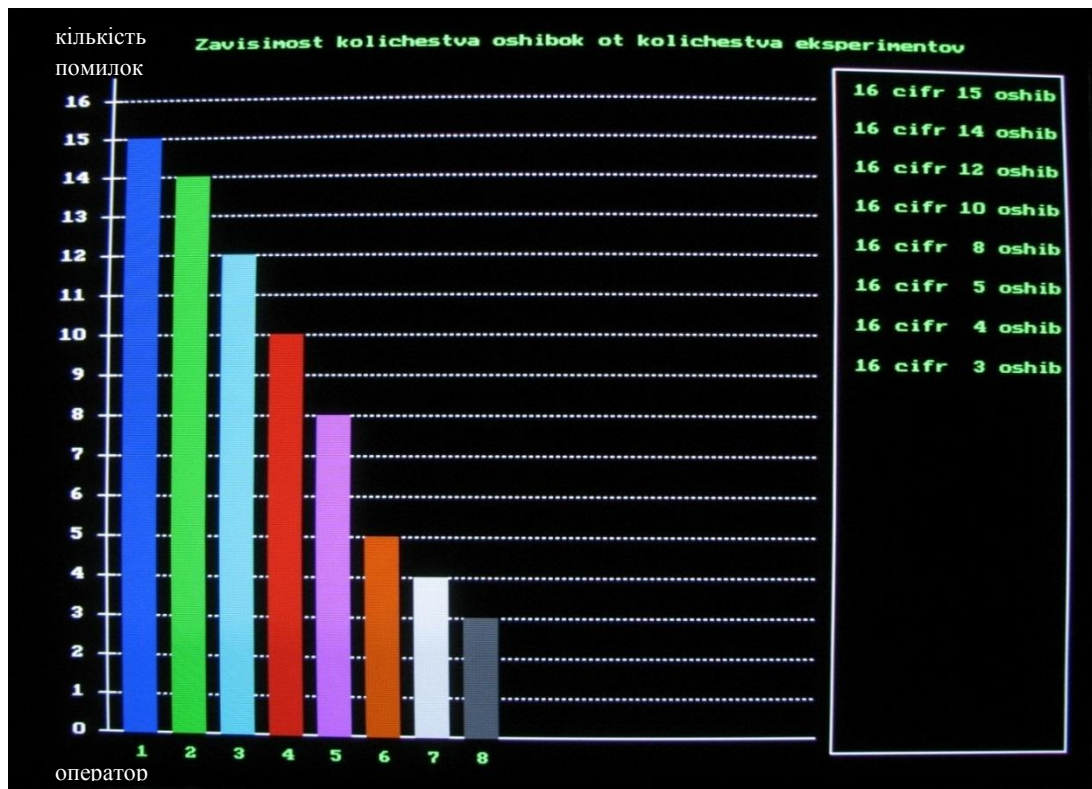


Рис. 5.9. Залежність кількості помилок допущених кожного з групи операторів

Перспективи. Винайдення нових способів антистресової підготовки пілотів та диспетчерів є дуже актуальним питанням у сучасній авіаційній ергономії. На даний момент не існує практично дієвого способу антистресової підготовки саме авіадиспетчерів, не дивлячись на те, що через помилки диспетчерів наслідки авіаційних пригод можуть бути значно катастрофічнішими. Цей напрям є найбільш перспективним у наш час. Вже здобуті перші розробки по оцінюванню придатності до виконання своїх службових обов'язків авіадиспетчерів. Розробляється система-комплекс на основі роботи антипультів, що дозволить оцінювати рівень протидії диспетчера комплексним відмовам та навантаження в процесі роботи з безпосередньою оцінкою втомленості та стресостійкості диспетчера, оцінкою його психологічного, емоційного стану використовуючи принцип майже безконтактного медичного спостереження за допомогою: звичайного диспетчерського авіаційного екрану радіолокатора, з вбудованою

спеціальною програмою, енцефалографу; приладу вимірювання кількості цукру в крові для аналізу стомленості оператора та медичного манометру.

Представлений спосіб підготовки авіадиспетчерів та пілотів передбачає використання спеціальних пристроїв антипультів для проведення первинного та вторинного групування по мінімуму кількості помилок та мінімуму часу виконання завдання.

Антипульти дозволяють враховувати можливість створення факторних накладок та їх моделювання за допомогою засобів направлених на введення фактору невизначеності.

При проведенні та групуванні авіадиспетчерів та пілотів доцільно використовувати засоби первинного та вторинного групування. При цьому первинне групування проводиться з використанням закономірностей багатомірних нормальних розподілів з урахуванням взаємодії між окремими показниками групування по характеру зміни максимальної ентропії розподілу.

Вторинне групування може проводитись по типовим логічним тестам або психофізіологічним методикам з постановкою задачі на логічні переходи.

При підготовці пілотів та авіадиспетчерів необхідно якісно та кількісно враховувати психологічний чинник.

5.3. Межі дихотомічного аналізу при дослідженні передумов авіаційних подій в період льотної підготовки курсантів і шляхи застосування узагальнених помилок

Пропонується перейти від дихотомічного аналізу, який є основним способом первинною аналітичною орієнтацією в логіці до глибшого аналізу, який враховує існуючі закономірності формування навичок при підготовці льотного складу [97].

Льотна праця є найскладнішим видом людської діяльності, що зумовлює і труднощі професійного навчання. Процес професійного навчання включає цілий комплекс засобів і видів професійної підготовки. При цьому

рівень льотної підготовки повинен передусім гарантувати безпеку польотів. Оскільки випускник льотного навчального закладу відразу ж займає робоче місце у складі екіпажу гвинтокрила.

В цілях оптимізації процесу професійної підготовки курсантів льотних закладів проведемо дихотомічний аналіз передумов помилкових дій в реальних польотах і в процесі льотної підготовки.

Дихотомічний аналіз. Такий аналіз передумов авіаційних подій, пов'язаних з помилковими діями осіб льотного складу, показав, що причиною їх виникнення в 41,6% була недостатність і нестійкість навичок, в 6,8% – втрата навичок унаслідок перерви в польотах, в 2,4% – негативне перенесення навички, в 2,5% – погана підготовка до польоту. Таким чином більше половини передумов (53,3%) була пов'язана з недоліком або порушенням навички в пілотуванні гвинтокрила. У ряді випадків недостатня навичка в результаті недовченості може посилюватися негативними індивідуально-психологічними особливостями, такими як низький рівень льотної мотивації, непевненість, недостатній об'єм пам'яті і якості уваги, зайва поспішність в рішеннях і діях і ін.

Ясно, що такий аналіз є недостатнім, оскільки він спирається на невизначений об'єм тільки негативним поняттям в льотній підготовці.

Зазвичай такий загальний дихотомічний аналіз доповнюється дихотомією в техніці пілотування, яка фіксується пілотами-інструкторами.

По дихотомічному аналізу пілотів-інструкторів льотного навчання, відхилення викликані:

- несвоєчасними діями пілотів – 51%;
- неспіввимірними рухами важелями управління – 42%;
- неправильними і неграмотними діями – 5%;
- порушеннями послідовності управління – 2%.

Авіаційні події і їх передумови, пов'язані з порушеннями працездатності пілота у польоті, можуть бути пов'язані з відхиленнями в

стані здоров'я пілота, діями чинників польоту, несприятливими гігієнічними умовами в кабіні, недотриманням передпольотного режиму і ін.

Аналіз авіаційних подій і передумов показує, що такі фактори, як неритмічність льотної роботи, упущення і недоліки в організації і керівництві польотами і методиці навчання льотного складу, помилки в техніці пілотування і експлуатації авіаційної техніки, порушення працездатності пілота у польоті і недисциплінованість визначає загальний рівень аварійності, а причини їх обумовлює характерна їм повторюваність. Це викликає необхідність вдосконалення системи організації польотів і методики підготовки льотного складу до польотів.

Розглянемо більш детально дані по оцінці курсантів пілотами-інструкторами методами дихотомічного аналізу.

В середньому курсанти допускають одну передумову авіаційної події за 2,3 год. польоту і через кожні 5-6 польотів.

Помилкові дії розподіляються таким чином:

- недостатній рівень льотної підготовки – 34%;
- помилки в сприйнятті інформації – 31%;
- відвернення уваги – 20%;
- втрата навичок – 12%;
- негативне перенесення навичок при перенавчанні на базовий гвинтокрил – 3%.

Велика кількість відхилень відбувається на злеті внаслідок:

1. Неправильного визначення положення частин ліхтаря кабіни відносно горизонту.
2. Різких рухів кермом управління.
3. Ухилення вліво або вправо (невміння боротися зі зносом).
4. Підривання гвинтокрила.

Причини відхилення по п.1:

- неправильно показано положення ліхтаря кабіни відносно горизонту;
- посадка курсанта в кабіні неправильна;

- неправильний розподіл уваги і перемикання його на злеті;
- напруженість курсанта.

Причини відхилення по п.2:

- неправильний розподіл і перемикання уваги;
- напруженість курсанта;
- неспівмірність рухів;
- відсутність тонкого м'язового почуття.

Причини відхилення по п.3:

- недостатня координація рухів;
- неспівмірність рухів;
- недостатній об'єм уваги;
- неправильний розподіл і перемикання уваги.

Причини відхилення по п.4:

- напруженість курсанта;
- неправильне врахування метеоумов і особливо температури зовнішнього повітря, напрямку і сили вітру, стану ґрунту і заправки гвинтокрила, тобто повної маси;

- неправильне розподіли і перемикання уваги;
- різкі рухи органами управління;
- напружена поза (із-за змінних навантажень на ручку управління).

На посадці відхилення можна класифікувати по 5 групам внаслідок:

1. Неправильного підходу до вирівнювання гвинтокрила.
2. Помилку у візуальному визначенні висоти польоту.
3. Помилку, пов'язаних з недостатньо розвиненим м'язовим почуттям.
4. Помилку, пов'язаних з психологічною нестійкістю.
5. Комплексних помилок, пов'язаних з недостатньою навичкою пілотування.

Причини відхилення по п.1:

- боязнь курсанта зробити необхідний посадочний маневр;

– неправильний розподіл уваги на посадці в процесі вирулювання і створення посадкового положення;

- неправильний переніс погляду на землю;
- неврахування метеоумов.

Причини відхилення по п.2:

- невміння визначати висоту;
- неправильний переніс погляду на землю;
- неправильний розподіл уваги під час польоту;
- підхід до точки посадки з підвищеною швидкістю.

Причини відхилення по п.3:

- різкі рухи кермом.

Причини відхилення по п.4:

- підхід до місця посадки на підвищеній швидкості;
- уточнення розрахунку посадкою;
- неправильний розподіл уваги.

Причини відхилення по п.5:

- пізніший початок вирівнювання;
- неспіввимірні рухи органами управління при наближенні до землі;
- неправильний розподіл уваги.

Таким чином, найбільш складним етапом польоту є захід на посадку і посадка. На ці етапи доводиться більше 75% усіх передумов авіаційних подій і відхилень, що допускаються курсантами-пілотами.

Основними психофізіологічними причинами, що призводять до помилкових дій курсантів-пілотів являються:

- недостатній об'єм уваги;
- неправильний розподіл і перемикання уваги;
- неспівмірність рухів;
- недостатність розвитку тонкого м'язового почуття;
- напруженість.

На підставі такого дихотомічного аналізу істинно робляться остаточні висновки про здатність тих або інших курсантів до льотної діяльності взагалі, міри їх допуску до різних категорій польотів і т.д.

Безумовно, дихотомія – прямий розвиток на позитив і поступово на врахування негативу (негативної оцінки) не дозволяє підвищити ефективність льотної підготовки. В цьому випадку потрібен аналіз програм і методів льотної підготовки, особливо на початковому етапі формування таких програм.

Проте, тут не враховується придбання правильної навички на випадок виникнення особливого випадку у польоті. Як було відмічено вище, що найбільш складним етапом польоту є захід на посадку і посадка. Наявність засобів запису польотної інформації по куту крену дозволяє при заході на посадку і посадці формувати почерк пілота без збільшення амплітуди кута крену до моменту приземлення. Річ у тому, що без проведення антистресової підготовки у польоті у пілота може виникнути ЗАППС [21, 25, 27-28, 33].

5.4. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій

Галузь повітряного транспорту відіграє важливу роль в світовій активності та розвитку. Авіація бере на себе велику відповідальність за безпеку, надійність, ефективність та екологічність перевезень на глобальному, регіональному та національному рівнях. Сучасна авіаційна промисловість випускає дуже надійне обладнання. Піднімаючись на борт повітряного судна, пілот стає складовою частиною системи "людина-машина-середовище" і для успішного польоту він не менш важливий, ніж поверхні управління.

Властиві авіаційній техніці складні швидкоплинні процеси мають велику кількість змінних параметрів, які необхідно контролювати і враховувати в управлінні повітряним судном, та які вимагають від пілотів таку швидкість прийому та обробки інформації, що перевищує їх фізіологічні

та фізичні можливості. Ігнорувати пілота під час передпольотної підготовки так само безглуздо, як не перевірити поверхні управління або будь-які інші життєво важливі частини літака. Але пілот сам несе відповідальність за визначення своєї льотної придатності перед тим, як він увійде в кабіну пілотів для виконання польоту.

В результаті дії несприятливих зовнішніх чинників і деградуючих внутрішніх процесів може виникнути *особлива польотна ситуація*, яка має чотири види за ступенем небезпеки: ускладнення умов польоту, складна ситуація, аварійна ситуація, катастрофічна ситуація [79]. Зародження особливої ситуації в польоті починається з впливу одного окремого несприятливого чинника, а потім в результаті їх поєднання і накопичення це призводить до зниження рівня безпеки польотів. Комісія з розслідування авіакатастроф ніколи не висвітлює в остаточному звіті лише один фактор, внаслідок якого сталась особлива ситуація, тому можна сказати, що на ряду з технічними та антропогенними чинниками стоїть поняття факторних накладок.

Відповідно до *Норм Льотної Придатності* (НЛП) літаків транспортної категорії (АП-25) складні ситуації характеризуються:

1. Помітним погіршенням характеристик та/або виходом одного чи декількох параметрів за експлуатаційні межі, але без досягнення граничних обмежень;
2. Зменшенням здатності екіпажу впоратися з несприятливими умовами, як при збільшенні робочого навантаження, так і через умови, які знижують ефективність дій екіпажу.

Запобігання переходу складної ситуації в аварійну чи катастрофічну в процесі польоту забезпечується лише вірними і своєчасними діями членів екіпажу відповідно до керівництва з льотної експлуатації повітряного судна. В додаток до всього пілоти повинні негайно змінити план, профіль і режим польоту, але це не має потребувати від членів екіпажу надмірних зусиль та незвичних прийомів пілотування.

Складність польотних задач, обумовлена безліччю різних початкових умов, критеріїв управління, статистичним характером зовнішніх факторів, а разом з тим вимога безумовного виконання цих задач не дозволяє створити систему без участі людини. Не дивлячись на часті помилки пілота під час складних режимів польоту та велику ціну його помилок, все ж неможливо на таких режимах повністю його усунути з процесу управління.

Аналіз авіаційних подій останніх 30 років показує, що кожна третя з чотирьох пригод є результатом багатьох функціональних помилок, які допустили кваліфіковані члени екіпажу повітряного судна. Причин можна назвати багато: починаючи з технічних несправностей та недоліків конструктивного обладнання і продовжувати недостатньою підготовкою авіаційного персоналу і т.д. В багатьох випадках можна було б уникнути аварії чи катастрофи, але в силу дії багатьох факторів це неможливо.

Особливу увагу при аналізі авіа пригод можна звернути на людський фактор. Відсунувши на другий план психологічні та фізіологічні характеристики членів екіпажу, що виникають під час особливої ситуації, виокремимо процедури льотної експлуатації, які має виконувати екіпаж (Таблиця 5.4).

Таблиця 5.4

Виконання процедур

Процедура виконана:		Процедура не виконана:	
1	неправильно	1	через відсутність сповіщення
2	помилково	2	при наявності сповіщення
3	неуважно	3	через неуважність
4	зі зволіканням	4	так, як пілоти забули її виконати
5	правильно, з дотриманням НЛП, але не в місці поломки	5	так, як пілоти знехтували необхідністю її виконання
6	з запізненням	6	так, як вона не прописана в НЛП
7	з перевищенням допусків НЛП	7	через незнання конструктивних особливостей ПС

Виділивши декілька авіакатастроф (Таблиця 5.4), можна провести їх класифікацію за даними Таблиці 5.5.

Таблиця 5.5

Класифікація авіакатастроф

№	Назва авіаційної пригоди	Класифікація проведених/не проведених дій
1.	Катастрофа Boeing 737 в Кегворті (1989 рік)	<p>1. Відсутність сповіщення про несправність: в кабіні пілотів не було ніяких світлових або звукових попереджень про пожежу або несправність.</p> <p>2. Неправильне виконання процедур згідно НЛП: довге очікування прийняття рішення, невиконання стабілізації літака, помилкове відключення працюючого двигуна.</p> <p>3. Інформаційна несумісність: через вібрації прилади на панелі не давали чітких свідчень.</p>
2.	Катастрофа Boeing 737 під Пукальпою (2005 рік)	<p>1. Процедура виконана неправильно: рішення екіпажу продовжити візит на аеропорт в умовах шторму.</p> <p>2. Процедура не виконана так як пілоти забули її виконати: відсутність дій екіпажу щодо запобігання подальшого зниження при вертикальній швидкості понад 50 м/хв., що призвело до спрацювання сигналу попередження про зближення з землею (GPWS).</p> <p>3. Процедура виконана неправильно: рішення екіпажу не обходити шторм, не йти на інший аеропорт.</p> <p>4. Погане технічне обслуговування ПС: втрата видимості через розбитий сильним градом вітрового скла.</p>
3.	Катастрофа MD-82 в Літл-Року (1999 рік)	<p>1. Процедура виконана неправильно: рішення екіпажу продовжити візит на аеропорт в умовах шторму.</p> <p>2. Процедура виконана з перевищенням допусків НЛП: пілоти перевищили межу бічного вітру для даного типу літаків (пілоти повинні були припинити зниження і піти на запасний аеродром).</p> <p>3. Процедура не виконана так як пілоти забули її виконати: пізно почата підготовка до посадки, поспіх і пропустили кілька важливих кроків: не були активовані система автоматичного включення спойлерів і автоматична система гальмування, після торкання смуги жоден з пілотів не зробив спроб включити їх вручну.</p> <p>4. Процедура виконана з перевищенням допусків НЛП: капітан ПС включив реверс тяги двигунів на перевищеному рівні.</p>

№	Назва авіаційної пригоди	Класифікація проведених/не проведених дій
4.	Катастрофа А320 у Яванському морі (2014 рік)	<p>1. Технічні несправності: відключення автопілота.</p> <p>2. Помилки в пілотуванні.</p> <p>3. Процедура виконана неправильно: Пілоти не запобігли різкому підняттю носа авіалайнера.</p>
5.	Аварійна посадка Ту-204 в Москві (2010 рік)	<p>1. Процедура не виконана так як пілоти знехтували необхідністю її виконання: пілоти не повідомили диспетчеру про відмову автопілота.</p> <p>2. Погана професійна підготовка: недостатня підготовка для посадки при граничному метеомінімумі.</p> <p>3. Технічні несправності: відмова обчислювальної системи управління польотом.</p> <p>4. Процедура не виконана так як пілоти забули її виконати: відхід на інший аеропорт, відхід на друге коло.</p> <p>5. Незадовільні відносини між членами екіпажу.</p>
6.	Катастрофа Ту-204 біля Внуково (2012 рік)	<p>1. Технічні несправності: розрегулювання механізму управління і блокування реверсивного пристрою обох двигунів – не відбулася перекладка ступок реверсивних пристроїв двигунів; не відбулося одночасне обтиснення обох основних опор шасі, через що був відсутній автоматичний випуск повітряних гальм і інтерцепторів.</p> <p>2. Процедура не виконана через неухважність: випуск інтерцепторів в ручному режимі екіпаж не проводив.</p>
7.	Катастрофа MD-82 в Детройті (1987)	<p>1. Процедура не виконана через неухважність: в поспіху екіпаж не став виконувати контрольну карту перед зльотом, а тому упустив, що механізація крила не встановлена у злітно положення.</p> <p>2. Технічні несправності: знеструмлення системи оповіщення зльоту літака.</p> <p>3. Відсутність сповіщення про несправність: не надійшов повноцінний сигнал про те, що авіалайнер знаходиться в не злітній конфігурації.</p>
8.	Аварія А340 в Торонто (2004 рік)	<p>1. Процедура не виконана через відсутність в НЛП: Відсутність в Air France процедур, пов'язаних з виконанням заходу на посадку під час грози.</p> <p>2. Процедура виконана неправильно: другий пілот відреагував на зменшення швидкості і зниження літака збільшенням режиму двигунів (збільшення тяги літака – відхилення вище глісади).</p> <p>3. Процедура не виконана через неухважність: Відсутність</p>

№	Назва авіаційної пригоди	Класифікація проведених/не проведених дій
		<p>реакції на зміну напрямку вітру зі швидкістю 10 вузлів, що в результаті змінив траєкторію польоту і пересік ЗПС на 40 футів вище вказаного порогу.</p> <p>4. Процедура не виконана так як пілоти забули її виконати: члени екіпажу не розглядали варіант відходу на друге коло; екіпаж не розраховував посадкову дистанцію, необхідну для злітно-посадкової смуги №24L.</p> <p>5. Процедура виконана із запізненням: Застосування реверсу тяги було запізненим, як і застосування повного реверсу тяги.</p>
9.	Катастрофа А321 під Ісламабадом	<p>1. Процедура не виконана через неуважність: незадовільна реакція командира ПС на безліч директив УПР і систем попередження про місцевість.</p> <p>2. Незадовільні відносини між членами екіпажу.</p>

В реальному польоті на ЛА, крім керуючих сил і моментів, що залежать від переміщення органів керування і їх станів, завжди діють випадкові збурення, зумовлені різними чинниками. До них належать випадкові складові сил і моментів рухомої установки, а також аеродинамічні сили і моменти, що з'являються внаслідок турбулентності атмосфери, порушення первісної аеродинамічної поверхні апарата чи відмов і пошкоджень у системі керування польотом.

У катастрофічних ситуаціях, що передують зіткненню ЛА з перешкодою, можна було б уникнути важких наслідків, якби екіпаж мав можливість ефективно і майже миттєво змінити динамічні властивості керування польотом. Цього можна досягти, застосувавши активні методи керування польотом з одночасною його реконфігурацією стосовно ситуації, що розвивається, у польоті. При правильній послідовності виконання інструкцій з керівництва з льотної експлуатації, катастрофи можна було б уникнути чи попередити.

У процесі польоту пілоти не завжди можуть уникнути появи помилкових дій.

Причому, як показують статистичні дані Таблиці 5.5, тривалість неправильного пілотування літаком збільшується при збільшенні кількості одночасно діючих факторів (у даному випадку відмов). На рис. 5.10-а показана діаграма по кількості операцій, що мають виконати члени екіпажу при перегріві силової установки. Тут спостерігається лише одна відмова, з якою пілоти можуть гарно впоратись.

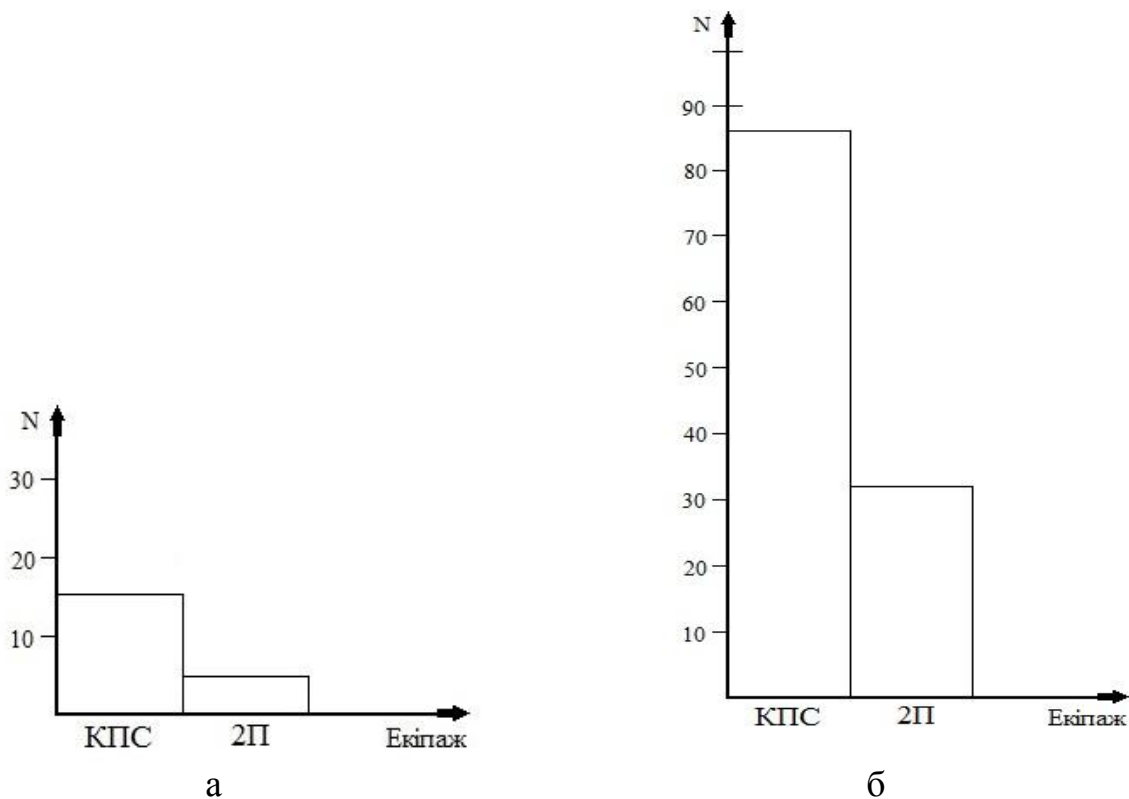


Рис. 5.10 – Розподіл процедур льотної експлуатації між членами екіпажу при перегріві силової установки. (Boeing 737 NG) та розподіл операційного навантаження авіаційної пригоди №8. Аварія А340 в Торонто

При виникненні двох-трьох, а то і більше відмов, виникає «факторна накладка» (комплекс одночасно діючих факторів), в результаті якої спостерігається велике операційне перенавантаження членів екіпажу. В даному випадку, – що зображений на рис. 5.10-б, у вигляді діаграми, – взято

реальний приклад, який яскраво показує, що фізично командир ПС має виконати понад 80 операцій (N), а другий пілот – понад 30 операцій, для відновлення нормального режиму польоту. З фізичної точки зору, майже неможливо при такій кількості дій, які треба виконувати одна за одною в надзвичайній ситуації, завершити безпечно політ.

Проблема операційного навантаження членів екіпажу пов'язана зі специфікою роботи пілотів – підвищена напруженість, особливий характер пілотування при дефіциті часу та поганих метеоумовах, – і характеризується великою кількістю дій, які має виконати член екіпажу. Виникає операційне навантаження в результаті появи факторних накладок в польоті, які, в свою чергу, супроводжують особливі ситуації в польоті.

Керівництво з льотної експлуатації повітряних суден є одним з головних документів, якими користуються пілоти при пілотуванні літака. В ньому розписані почергові процедури виконання польоту. На рис. 5.11 показано у вигляді діаграми розподіл процедур при факторних накладках для командира повітряного судна (КПС) і другого пілота (2П).

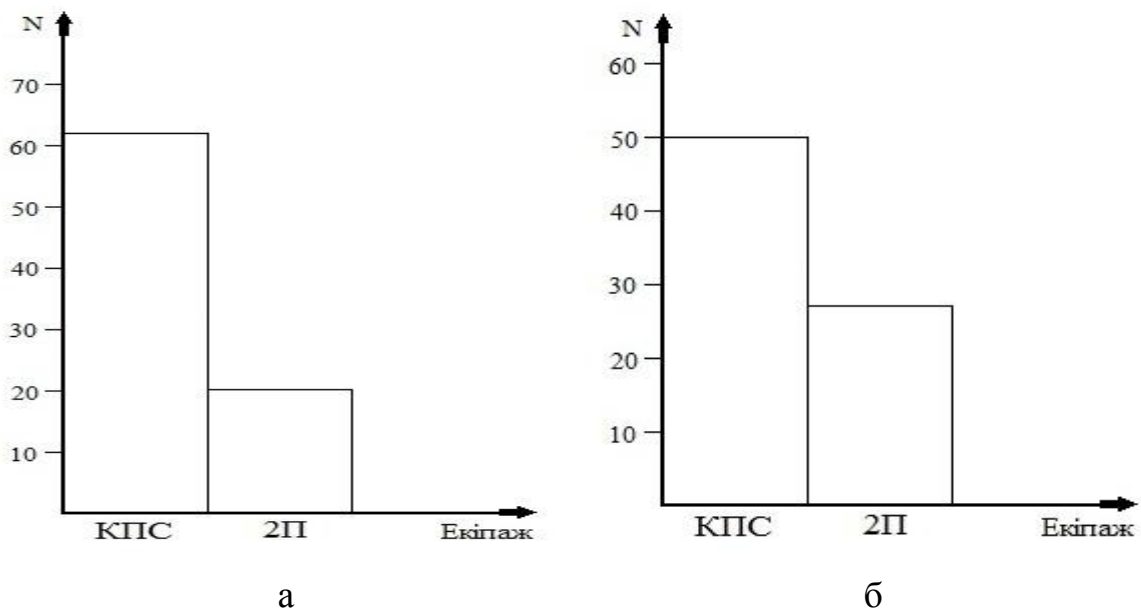


Рис.5.11 – Розподіл операційного навантаження авіаційних пригод № 5 (а) та № 7 (б).

Проаналізувавши діаграми рис. 5.10-а, рис. 5.10-б та рис. 5.11, наочно видно, що основне навантаження приходить на командира ПС в особливих ситуаціях в польоті. Для зменшення навантаження на командира ПС необхідно при розробці керівництв з льотної експлуатації розподіляти обов'язки між членами екіпажу, та враховувати можливість комплексних відмов.

Одним зі шляхів підвищення ефективності підготовки членів екіпажу є професійне навчання пілотів за критерієм протидії факторним накладкам та розробка шляхів для оптимізації процедур льотної експлуатації.

Для виявлення кількості процедур, які б не перенавантажували пілота, необхідно порівнювати його польоти при дії факторних накладок (комплексних відмов на тренажерах) і при їхній відсутності. При подальшій розробці оптимізації – показувати і акцентувати увагу на наявності даного явища для зняття в наступних польотах. Тому необхідна програма для виявлення дії факторних накладок з метою підвищення безпеки польотів [33].

Для процесу льотної експлуатації як на літаку, так і на тренажері, в умовах виникнення особливих ситуацій в польоті характерна така ситуація, коли керування судном змінюється в процесі розвитку особливої ситуації. Тому найбільш доцільним є застосування методу адаптивного керування з використанням інтелектуальних технологій.

Розробка рекомендацій пілотам при виникненні складної ситуації може супроводжуватись такими пунктами:

1. УСВІДОМИТИ СИТУАЦІЮ: член екіпажу розпізнає несправності, називає їх чітко і точно.

2. ЗБЕРІГАТИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ: є обов'язковим, коли виконується пілотний політ (PF) і другий пілот виконує моніторинг (PM). Але рекомендується максимальне використання системи автоматичного керування для зменшення навантаження на пілота.

3. ПРОАНАЛІЗУВАТИ СИТУАЦІЮ: виконання процедури усунення складної ситуації в польоті має бути проведено лише після точного визначення несправності.

Увага! Пілоти мають одягти кисневі маски і перевірити всі системи на "кисневе голодування" навіть якщо ніяких на те сповіщень не було.

4. ВЖИТИ ВІДПОВІДНІ ДІЇ: авжеж всі складні ситуації в польоті потребують негайних коректних дій, але труднощі можуть виникнути, якщо командир повітряного судна і другий пілот ведуть неузгоджені дії. Команда командира має бути ясною, чіткою і враховувати час підтвердження другим пілотом на її виконання перед наступною. Всі члени екіпажу мають докладати про свої дії чи їх неможливість виконання чітко і лаконічно, без зменшень чи перебільшень характеру ситуації. Це усуває плутанину та забезпечує ефективну, дієву і оперативну співпрацю.

5. ПРОАНАЛІЗУВАТИ НЕОБХІДНІСТЬ ПОСАДКИ: процедури в керівництві льотної експлуатації при виникненні складної ситуації можуть мати декілька варіантів: 1) направити в найближчий аеропорт для здійснення безпечного заходу на посадку; та 2) не направити на посадку. Тоді у випадку 2 командир сам має прийняти рішення про безпечну посадку.

Висновки за п'ятим розділом

1. Розроблено метод отримання початкових даних від систем об'єктивного контролю для порівняльного аналізу "польотів" між третім і четвертим розворотами і після четвертого розвороту до посадки для інструкторського складу. Це аналіз параметрів польоту по автокореляційних функціях і їх спектрах, кореляційних полях, поліфакторним трендовим алгоритмах, законах розподілу, присутності детермінованої складової у випадковому процесі зміни параметрів польоту. Результатом служить інтегральна оцінка якості підготовки екіпажу до особливих випадків польоту.

2. В цілому, розроблену схему отримання початкових даних від систем об'єктивного контролю і методів їх обробки можна застосовувати для

вдосконалення програмного забезпечення сучасних КТЛ з метою автоматизації процесу ухвалення рішень про якість підготовки пілотів до особливих випадків польоту.

3. Порівнювати амплітудне значення потрібно при аналізі польотів одного і того ж пілота без відмов і з введеними відмовами. Таким чином, за цією різницею ми можемо визначити амплітудне підсилення, яке виникає в пілота під впливом факторних навантажень, які на авіаційних тренажерах літака імітуються комплексними відмовами. Попередні розрахунки по крену показали, що у 80% пілотів це приводить до ЗАППС, збільшенню потоку зауважень по помилках пілота.

4. В даній роботі представлені методи визначення поліпараметричних меж ЗАППС. Вони можуть бути корисні при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації.

5. Розроблені рекомендації потрібні для організації підготовки екіпажів до особливих випадків польоту, які не були відпрацьовані на КТЛ.

6. Для навчання авіадиспетчерів, авіаційних техніків і інших авіаційних фахівців, які не задіяні в контурі управління повітряним судном, доцільно проводити підготовку до екстремальних умов авіаробіт на антипультах з клавіатурою. Для цього розроблені програми і методики навчання. Антипульти дозволяють враховувати можливість створення факторних накладок та їх моделювання за допомогою засобів направлених на введення чинника невизначеності.

7. Наявність засобів запису польотної інформації по куту крену дозволяє при заході на посадку і посадці формувати почерк пілота без збільшення амплітуди кута крену до моменту приземлення.

8. Розробка оптимізації виконання процедур льотної експлуатації в особливих умовах польоту необхідна для зменшення інформаційного та операційного навантаження на членів екіпажу.

Досягти цього можна наступним чином:

- професійне навчання пілотів за критерієм протидії факторним накладкам;

- розробка програми для виявлення дії факторних накладок;

- розробка рекомендацій пілотам при виникненні складної ситуації.

9. Застосування всіх цих методів і рекомендацій дозволить підвищити ефективність льотної підготовки при дії факторних накладок з операційним перенавантаженням та покращить рівень безпеки польотів і охорони льотної праці, тому що мова йде про 70% пілотів, які не вміють правильно діяти при виникненні особливих ситуацій в польоті.

Список публікацій здобувача за матеріалами п'ятого розділу

1. Грищенко Ю.В. Спосіб визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті / Ю.В. Грищенко, К.В. Боковенко // Патент на корисну модель №108485. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.07.2016, 3 с.

2. Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // X Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2011”. Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5 – 9.8.

3. Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.

4. Грищенко Ю.В. Анализ возможности управления траекторией движения самолета по корреляционной функции / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2015. – Вып. 181. – С. 35-46.

5. Hryshchenko Y.V. Methods of training of modern aircraft flight crews for inflight abnormal circumstances / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, V.D.

Tronko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2017. – №1. – pp. 66-72.

6. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.

7. Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

8. Volodko O.M. Modern concepts of improvement and optimization of onboard equipment / O.M. Volodko, Y.V. Hryshchenko, Y.M. Khokhlov // The Twelfth International Conference of Science and Technology "AVIA-2015". Application area №10 – Condition and prospects of development of avionics, Kyiv, NAU, 2015. – pp. 10.33-10.36.

9. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

10. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.

11. Грищенко Ю.В. Организация снятия явления усиления динамического стереотипа на комплексном тренажере самолёта в учебно-тренировочном центре / Ю.В. Грищенко, Н.Ф. Дмитриченко, А.Г. Ревук // Проблемы эксплуатации и надежности авиационной техники: Сб. науч. Тр. – К.: КМУГА, 1998. – С. 15-17.

12. Hryshchenko Y.V. Ways to improve quality of pilot training in automation of factor load detection / Y.V. Hryshchenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих учених і студентів

“Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Сучасні технології в системах авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 37.

13. Грищенко Ю. В. Прибор моделирования ошибок операторов на основе антипульта клавиатуры компьютера / Ю.В. Грищенко, А.П. Слободян, Е.В. Кожохина // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1(11), 2007. – С. 189-194.

14. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №34766 "Комп'ютерна програма антистресової підготовки авіаційних операторів – "Антипульт" / О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , А.В. Скрипець , Ю.В. Грищенко // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 02.09.2010.

15. Скрипець А.В. Антистрессовая подготовка пилотов и авиадиспетчеров / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, А.Е. Волков , Д.А. Волошенюк , Е.М. Хохлов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2011. – Вып. 163. – С. 54-64.

16. Скрипець А.В. Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки в процесі її експлуатації / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко , О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , Є.М. Хохлов // Патент на корисну модель № 59067. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України від 10.05.2011. – 6 с.

17. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №37765 Комп'ютерна програма "Визначення оптимальної індикації авіагоризонту пілотів ПС" / О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , Ю.В. Грищенко , В.Д. Гуленко, Д.В. Смолич // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 04.04.2011.

18. Шмелёв Ю.Н. Границы дихотомического анализа при исследовании предпосылок авиационных происшествий в период летной подготовки курсантов и методы применения обобщённых оценок/ Ю.Н.

Шмелёв, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №4(22), С. 28-35.

19. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

20. Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.

21. Грищенко Ю.В. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій / Ю.В. Грищенко, А.С. Ковальова // XII Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2017”. Секція 16 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2017. – С. 16.17-16.21.

РОЗДІЛ 6

СИСТЕМИ ВИЯВЛЕННЯ ЗБОЇВ АВІОНІКИ І АЛГОРИТМИ ДІЙ ЕКІПАЖА

6.1. Системи контролю якості техніки пілотування на КТЛ

Як було вже відзначено дослідженнями на КТЛ, пілоту "вистачає" вже 4-5 комплексно діючих чинників негативного характеру, щоб він вийшов за межі і відмовився надалі від боротьби за успішне виконання польоту. Тільки досвідчені пілоти, навчені протидії зможуть працювати за цією "межею". Тому ми пропонуємо пристрій (рис. 6.1) для врахування загальної кількості чинників до п'яти. Шостий сигнал лічильника попереджає інструктора про те, що екіпаж працює за "межами".

Таким чином, лічильник у нас обмежений по рахунку до шести, а можливих відмов триста. Щоб не перенавантажувати лічильник у тому випадку, коли інструктор подає на тренажер більше шести відмов, у нас і стоїть логічна схема, яка по своїй суті є дільником. Завдяки цій схемі при будь-якій кількості чинників-відмов, введених на КТЛ в кількості більше шести, наш індикатор на пристрої показуватиме шість відмов. Інструктор же бачитиме що екіпаж працює на "межі" або за нею.

Лічильник нашого пристрою реагує і підраховує кількість чинників-відмов, введених інструктором на КТЛ. Лічильник видає сигнали, "незрозумілі" для індикаторів. Для цього ми і використовуємо в нашій схемі дешифратор. Він і дає напругу вже на наші індикатори.

Щоб знати, який час на екіпаж діють відмови, ми застосовуємо лічильник часу. В основу лічильників часу узяті таймери, які і реєструють час одного, двох, трьох і так далі відмов.

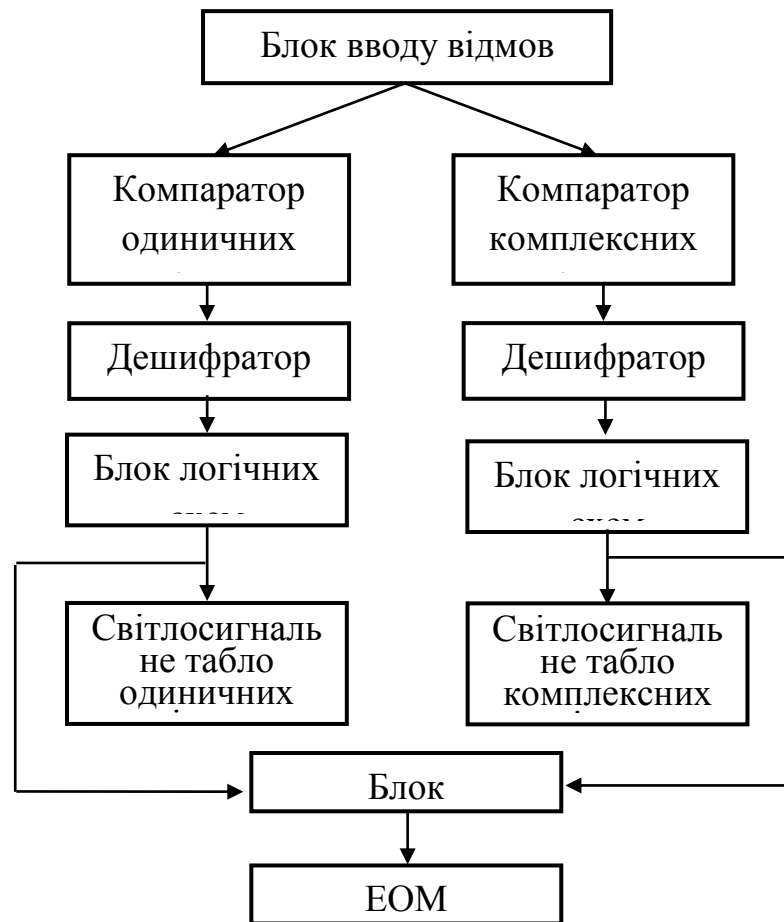


Рис. 6.1. Функціональна схема пристрою відображення одночасного введення інструктором відмов та їх початку і тривалості

Осцилограми польотів на КТЛ – нормального (без одночасно діючих відмов) і факторного (коли різним пілотам інструктора дають однакові відмови для порівняння, потім інший блок и і т.п.) – слугують ілюстрацією того, як діють ФН в реальних польотах [15, 22, 114, 128]. Вхід в глісаду при комплексних відмовах різко ускладнюється – це видно по якісним змінам майже всіх параметрів польоту. Наявність цих якісних факторних змін відхилень дає змогу розробити спеціальний пристрій для їх реєстрації на тренажері, коли ми моделюємо такі ситуації на КТЛ (рис. 6.2.).

Для того щоб нам дати кількісну характеристику польоту, яка виражається в середньому квадратичному відхиленні, з суматора розділювача подаємо дані амплітуд на пристрій квадратичної обробки.

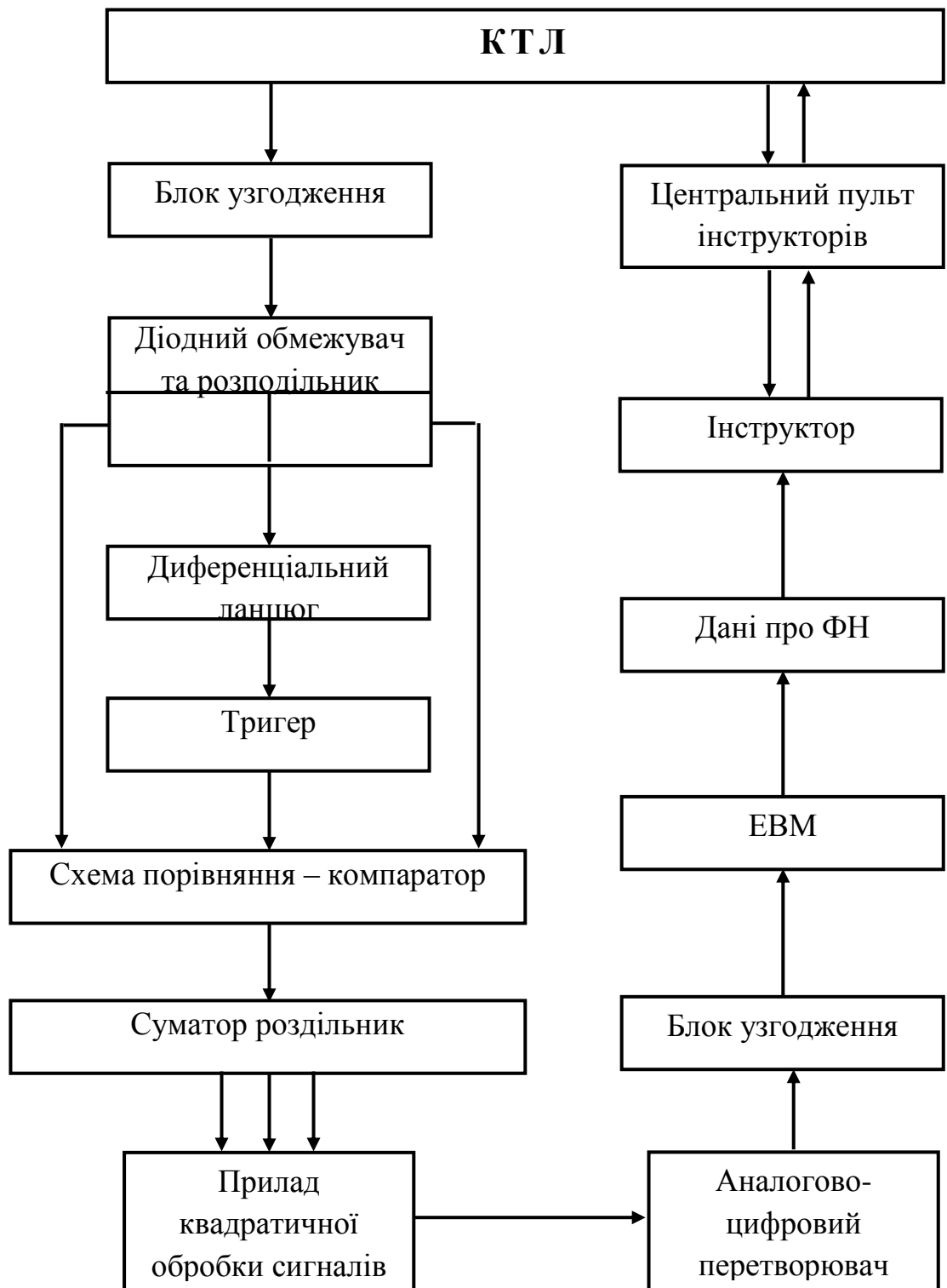


Рис. 6.2 – Функціональна схема пристрою відображення амплітудного посилення динамічного стереотипу пілота

Підрахунок середнього квадратичного відхилення проводимо за формулами (3-6).

В залежності від результату, який ми бачимо на табло, ми можемо судити який за складністю був політ.

В ідеальному випадку порівнювати амплітудне значення потрібно при аналізі польотів одного і того ж пілота без відмов і з введеними відмовами. Таким чином, по цій різниці ми можемо визначити амплітудне підсилення, яке виникає в пілота під впливом факторних навантажень, які на КТЛ імітуються комплексними відмовами.

6.2. Пропозиції щодо підвищення якості польоту при посадці і відході на другий круг

Цивільна авіація являє собою одну з провідних галузей народного господарства країни, оснащену сучасною авіаційною технікою. Основними показниками діяльності цивільної авіації є пасажирооборот, безпека польотів, регулярність польотів, а також економічна ефективність.

З кожним роком, за даними ІКАО, зростає кількість льотних подій з вини "людського чинника".

Дуже великий вплив здійснюють на людину-оператора складні умови польоту. В цьому випадку погіршується якість техніки пілотування та відбуваються помилкові дії.

В сучасний час найбільш проблемними ділянками польоту є захід на посадку і відхід на другий круг. Раніше авторами були розглянуті рекомендації підготовки операторів при дії на них негативних чинників на цих ділянках польоту. У цьому розділі розглянуті питання входу в глісаду в горизонтальній площині і пропозиції по сигналізації при відході на другий круг з урахуванням вимог інженерної психології.

6.2.1. Система попередження різких рухів штурвалом при виході на друге коло

В результаті аналізу подій представлених в статті [22], можна зробити висновок про необхідність розробки та встановлення на борт системи

попередження про недопущення різких рухів вверх-вниз на літаках типу Boeing-737 при виході на друге коло в штурвальному режимі в складних метеоумовах та при виведенні літака із звалювання.

Звуковий інформатор системи GPWS (Ground proximity warning system), видає сигнал "PULL UP" (тягнути вгору) за 20-30 секунд до розрахункового зіткнення з рельєфом або штучною перешкодою. При спрацьовуванні сигналізації "PULL UP" екіпаж відключає автопілот та автомат тяги, прибирає інтерцептори, якщо вони випущені, в ручному режимі виводить двигуни на максимальний режим роботи та негайно переводить літак у набір висоти. При необхідності тангаж може бути збільшений аж до спрацьовування сигналізації про наближення швидкості звалювання. При цьому важливо уникнути різких рухів штурвалом від себе, щоб не допустити пікірування.

Сигналізація спрацьовує при виконанні умов:

$$\sqrt{\Delta \alpha_i^2 + V_{y_i}^2 + \theta_i^2} > \sqrt{\Delta \alpha_{вст}^2 + V_{y_{вст}}^2 + \theta_{i_{вст}}^2}, \quad (15)$$

де $\Delta \alpha_i$ та $\Delta \alpha_{вст}$ – відповідно поточна та встановлена максимальна величини кута атаки,

V_{y_i} та $V_{y_{вст}}$ – відповідно поточна та максимально допустима встановлена величини вертикальної швидкості ПС,

θ_i^2 та $\theta_{i_{вст}}^2$ – відповідно поточна та встановлена величини кута тангажу.

$$V_{np} < V_{вст} + \Delta V, \quad (16)$$

де V_{np} – приладова швидкість ПС,

$V_{вст}$ – встановлена швидкість ПС, при якій починається звалювання,

ΔV – приріст швидкості, необхідний для спрацьовування сигналізації попередження різких рухів.

Величина кута атаки розраховується за формулою:

$$\Delta \alpha = \frac{\alpha_{max} + \alpha_{min}}{\alpha_{min}}, \quad \alpha_{min} \neq 0, \quad (17)$$

де $\Delta \alpha$ – величина кута атаки,

α_{max} – критичне значення кута атаки, при якому починається зрив потоку,

α_{min} – мінімальне значення амплітуди кута атаки.

Система попередження про недопущення різких рухів представлена на рис. 6.3.

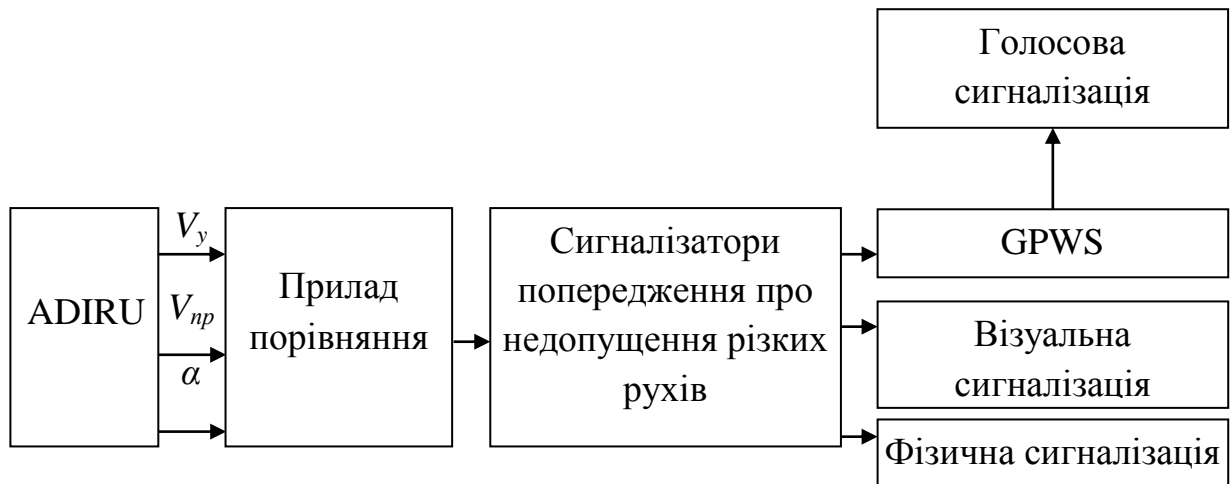


Рис 6.3. Система попередження про недопущення різких рухів

Передбачається три види сигналізації: голосова (команда "SLIGHTLY" – плавно), візуальна (підсвічування текстового індикатору на штурвалі) та фізична (невелике збільшення зусиль пілота для руху штурвалу).

Сигналізації спрацьовують одночасно.

Команда "SLIGHTLY" застосовується у парі з GPWS, адже сигналізація саме цієї системи повідомляє про можливе зближення з землею. Звуковий сигнал "SLIGHTLY" йде після сигналу "PULL UP" при відході на другий круг.

Візуальна сигналізація вмикає підсвічування текстового індикатору "PULL UP SLIGHTLY" жовтим кольором, цей колір використовується для позначення граничних режимів, в яких необхідна обережність. Візуальна індикація при вимкненій сигналізації у вигляді сірого тексту без його підсвічування на штурвалі літака типу Boeing-737 NG представлена на рис 6.4.



Рис 6.4 – Індикація сигналізатора попередження про недопущення різких рухів на штурвалі літака при вимкненій сигналізації

Спрацювання візуальної сигналізації попередження про недопущення різких рухів представлено на рис 6.5.



Рис 6.5. Індикація спрацювання сигналізатора попередження про недопущення різких рухів на штурвалі літака

Фізична сигналізація передбачає штучне зменшення чутливості штурвалу на 25%, що призводить до збільшення зусиль пілота для руху штурвалу по поздовжній осі з метою запобігання різких рухів штурвалом, які можуть привести до пікірування.

Для вдосконалення підготовки людини-оператора до дій в особливих ситуаціях польоту при збоях авіоніки пропонується збільшити кількість комплексних відмов при "польотах" на комплексних тренажерах літака.

Показана необхідність додання сигналізації при виході на друге коло при особливих умовах польоту, завдяки якій можливо підвисити безпеку та якість польотів.

Розроблена система попередження різких рухів штурвалом при виході на друге коло спрямована на підвищення безпеки польотів. Дві катастрофи, які сталися з цієї причини, можна було уникнути при наявності на Boeing-737 даного сигналізатора [109].

6.3. Система сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака

В попередній частині ми розглянули точність входу в глісаду з урахуванням впливу на якість польоту негативних факторів. Проте, цього недостатньо. Необхідно увійти зі встановленою швидкістю. Розглянемо випадок неправильних показників кута атаки або приладової швидкості. Це може бути пов'язано з ушкодженням датчика кута атаки або попаданням сторонніх предметів в приймач повітряного тиску або за відсутності обігріву замерзанням вологи в трубопроводах і так далі. Отримання екіпажем недостовірної інформації від систем її відображення призводить до погіршення якості польоту. Пропонується система сповіщення екіпажу про збій в системах отримання даних про кут атаки і повітряної швидкості і про виконання некоординованого розвороту. Вона ґрунтована на постійному обчисленні площі кореляційних полів. При достатній швидкості некоординовані розвороти не так небезпечні. Тому більше важливо

визначити розузгодження показників по кореляційних полях коефіцієнтів кута атаки і приладової швидкості [45, 125].

На сучасних літаках встановлено цифрові системи авіоніки. Незважаючи на велику надійність сучасної елементної бази, в таких системах мають місце збої. Для їх усунення досить перезавантажити відповідну систему. У польоті передбачені такі дії для окремих систем, проте це може привести до підвищення психофізіологічної напруженості людини-оператора. В цьому випадку може погіршитися якість польоту при переході на штурвальний режим управління. Тому при розробці необхідно мати системи попередження екіпажу про збої.

Слід також відмітити, що на цьому етапі заходу на посадку зростає завантаженість пілота і членів екіпажу за рахунок додаткових функцій різного характеру: випуск шасі і закрилків, зміна режимів роботи двигунів, зв'язок з наземними службами, візуальний контроль повітряного простору і інші. Одночасний контроль і аналіз багатьох параметрів і чинників польоту вимагає від екіпажу підвищеної концентрації уваги.

Одним з основних завдань передпосадкового маневрування літака є забезпечення його входу в задану точку повітряного простору так, щоб літак знаходився на продовженні осі ЗПС із заданою висотою і дальністю польоту. Якщо ця проблема розв'язана і літак знаходиться в заданій невеликій області повітряного простору, то оцінюються параметри просторового положення літака і його швидкості. Якщо ці параметри задовольняють вказаним вимогам, то формується передумова для успішного заходу на посадку, і екіпажу видається рішення про продовження процесу посадки – вхід в глісаду по захопленому сигналу радіомаяка глісади. Якщо вищезгадані умови не дотримуються, то екіпаж приймає рішення про відхід на друге коло.

При постійній тязі двигунів приладова швидкість безпосередньо пов'язана з кутом атаки. Звідси витікає, що при неправильних свідченнях приладової швидкості ми можемо це визначити по зміні кута атаки і навпаки, якщо виходитимемо з умови ординарності.

Для ідеальної системи, тобто забезпечення повної ергатичної сумісності оператора-повітряне судно і ідеальній без помилок обробки інформації про траєкторію польоту ПС відпрацьовує повністю задану програму польоту $I(t)$ і прилади ПС без погрішності видають інформацію вже про політ $I(t)$. Траєкторія, що задається, і інформація про реальну траєкторію польоту, яка надходить від приладів ПС буде однакою. Будь-яке відхилення цих двох інформацій, тобто відхилення від заданого режиму польоту, відразу обробляється оператором. Оператор порівнює інформацію, що прийшла по першому і іншому каналу і відпрацює до нуля різницю про інформацію реальної і заданої траєкторії.

Для того, щоб не керувати повітряним судном за спотвореною інформацією по куту атаки і швидкості, пропонується порівнювати кореляційні поля $\Delta\alpha_j=(\alpha_i-1)/1$ і $\Delta V_j=(V_i-1)/1$, а також α і γ для отримання інформації по координованості розвороту, де α – кут атаки, γ – кут крену, V – приладова швидкість і 1 – мінімальне допустиме значення помилки при зчитуванні польотної інформації. Ця інформація передається від датчиків на аналогово-цифровий перетворювач, а потім в обчислювачі порівнюються площі кореляційних полів. Пілот вживає заходи по корекції спотворених даних по інших засобах відображення польотної інформації (рис. 6.6).



Рис. 6.6 – Система сповіщення про вихід з ладу одного з датчиків

Для реалізації функціонування цієї схеми пропонується наступний метод.

Нехай на кореляційному полі задано значення: $x_1, x_2 \dots x_n$, яким відповідають величини $y_1, y_2 \dots y_n$ (рис. 6.7).

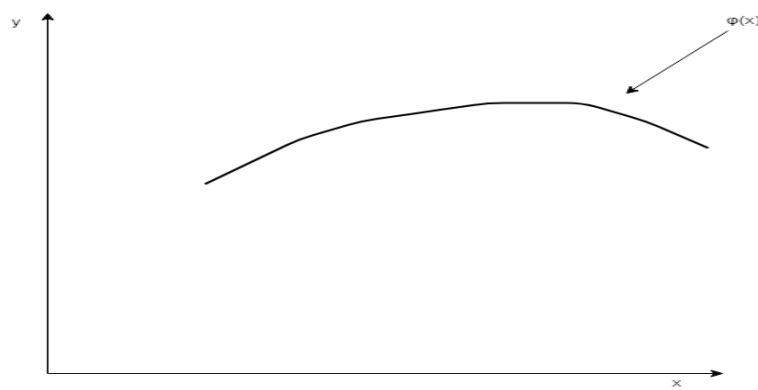


Рис. 6.7 – Апроксимація заданих точок функцією x і y

Об'єднаємо множину точок функціональною залежністю $\varphi(x)$. Її вибір здійснимо на основі теоретичних вимірювань або виходячи з того, яким чином розміщені точки на кореляційному полі. Щоб якомога точніше був процес апроксимації необхідно підібрати у вибраній функції $y = \varphi(x, a, b, c, \dots)$ числові параметри a, b, c, \dots . Для вирішення цієї задачі застосуємо відомий метод найменших квадратів.

Розглянемо суму квадратів різниці значень y_2 і функції $\varphi(x, a, b, c, \dots)$ у відповідних точках. Функцію суми позначимо $F(a, b, c, \dots)$.

$$F(a, b, c, \dots) = \sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c))^2.$$

Для функції суми необхідно підібрати числові параметри a, b, c, \dots , щоб вона була найменшою, тобто:

$$F(a, b, c, \dots) = \min.$$

Для визначення мінімуму функції суми необхідно розглянути рівняння з частинними похідними:

$$\frac{\partial F}{\partial a} = 0, \frac{\partial F}{\partial b} = 0, \frac{\partial F}{\partial c} = 0 \dots$$

Представимо ці рівняння у вигляді системи:

$$\begin{cases} \left(\sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \right) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial a} = 0 \\ \left(\sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \right) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial b} = 0. \\ \left(\sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \right) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial c} = 0 \end{cases}$$

Розв'язок такої системи рівнянь при підстановці у них значень X_i і Y_i буде мати числові параметри a, b, c, \dots , які найкращим чином будуть мінімізувати функцією суми $F(a, b, c, \dots)$.

Якщо на кореляційному полі визначено таким же чином ще одна функція $y=f(x)$, то за необхідності можна обчислити площу криволінійної фігури, між цими кривими на певному інтервалі $x \in [x_1, x_2]$ (рис. 6.8).

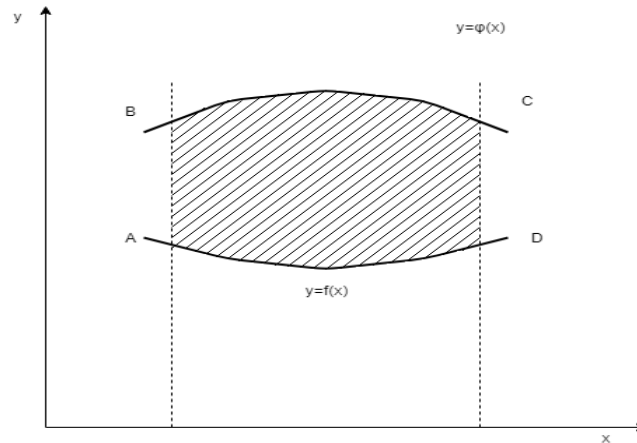


Рис. 6.8. Визначення площі криволінійної фігури

$$S_{abcd} = \int_{x_1}^{x_2} (\varphi(x) - f(x)) dx.$$

Якщо на кореляційному полі функція, яка апроксимує задані значення не побудована по певних на те причинах і є необхідність визначити площу багатокутника, утвореного заданими точками, то в такому випадку необхідно визначити функціональну залежність кожної ланки многокутника.

Нехай заданий многокутник буде опуклим. Рівняння прямих на ділянках 1-2, 2-3..., $n-1-n$, 1-n:

$$\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} = \frac{y - y_1}{y_2 - y_1}, \text{ або } y_{1-2} = k_1 x + b_1$$

$$\frac{x - x_2}{x_3 - x_2} = \frac{y - y_2}{y_3 - y_2}, \text{ або } y_{2-3} = k_2 x + b_2$$

$$\frac{x - x_{n-1}}{x_n - x_{n-1}} = \frac{y - y_{n-1}}{y_n - y_{n-1}}, \text{ або } y_{n-1-n} = k_n x + b_n$$

$$\frac{x - x_1}{x_n - x_1} = \frac{y - y_1}{y_n - y_1}, \text{ або } y_{1-n} = kx + b$$

Площа многокутника визначиться за формулою:

$$S_{1-2-3-n} = \int_{x_1}^{x_2} (y_{1-2} - y_{1-n}) dx + \int_{x_2}^{x_3} (y_{2-3} - y_{1-n}) dx + \dots + \int_{x_{n-1}}^{x_n} (y_{n-1-n} - y_{1-n}) dx$$

Зменшення площ вище вказаних параметрів говорить про погіршення якості польоту. Для кожного типу літака слід провести розрахунки за цією методикою про якість польоту. Кількісно слід розділити на хорошу, середню і погану якість польоту.

Визначимо площу многокутника, який побудовано згідно з даними таблиці 6.1 та зображено на рис. 6.9. Він представляє собою функціональну залежність кута атаки $\Delta\alpha$ від швидкості польоту ΔV у відносних одиницях.

Таблиця 6.1

Залежність кута атаки від швидкості польоту

α	21,2	20,6	18,6	14,5	13	14,3	16,4	17,8	21,8
V	365	375	381	388	400	402	405	410	412
$\Delta\alpha$	20,2	19,6	17,6	13,5	12	13,3	15,4	16,8	20,8
ΔV	364	374	380	387	399	401	404	409	411

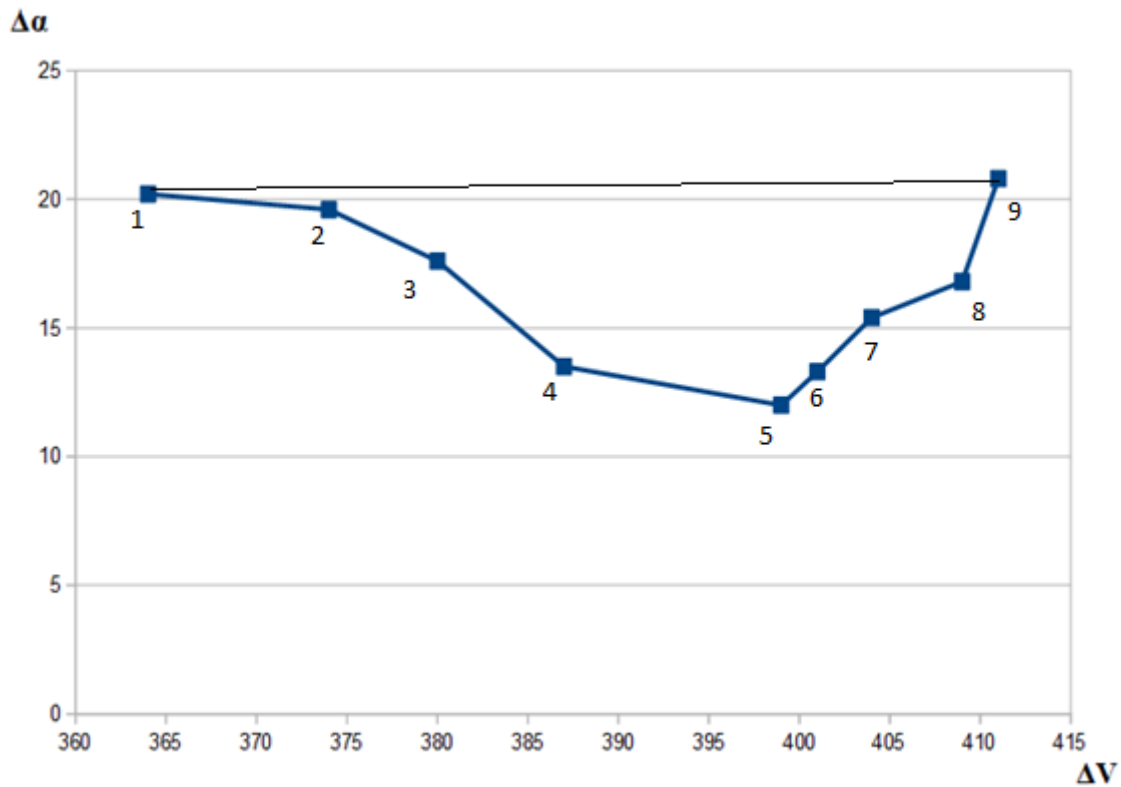


Рис. 6.9. Політ до збою

Точки на графіку пронумеруємо від 1 до 9. Лінію 1-9 вважатимемо уявною. Вона зв'язує в одне ціле початок і кінець вибірки значень по швидкості ΔV та по куту атаки $\Delta\alpha$. Реальний політ на цій ділянці не здійснювався.

Для кожної ділянки графіка визначимо лінійну залежність та отримані дані зведемо у таблицю 6.2.

Таблиця 6.2

Лінійні рівняння ділянок

Номер ділянки	Початкове рівняння ділянки	Кінцеве рівняння ділянки
1-2	$\frac{\Delta V - 364}{374 - 364} = \frac{\Delta\alpha - 20,2}{19,6 - 20,2}$	$\Delta\alpha_{1-2} = -0,06\Delta V + 42,04$
2-3	$\frac{\Delta V - 374}{380 - 374} = \frac{\Delta\alpha - 19,6}{17,6 - 19,6}$	$\Delta\alpha_{2-3} = -0,33\Delta V + 144,069$
3-4	$\frac{\Delta V - 380}{387 - 380} = \frac{\Delta\alpha - 17,6}{13,5 - 17,6}$	$\Delta\alpha_{3-4} = -0,585\Delta V + 270,17$

Номер ділянки	Початкове рівняння ділянки	Кінцеве рівняння ділянки
4-5	$\frac{\Delta V - 387}{399 - 387} = \frac{\Delta \alpha - 13,5}{12 - 13,5}$	$\Delta \alpha_{4-5} = -0,108\Delta V + 55,22$
5-6	$\frac{\Delta V - 399}{401 - 399} = \frac{\Delta \alpha - 12}{13,3 - 12}$	$\Delta \alpha_{5-6} = 0,65\Delta V - 247$
6-7	$\frac{\Delta V - 401}{404 - 401} = \frac{\Delta \alpha - 13,3}{15,4 - 13,3}$	$\Delta \alpha_{6-7} = 0,7\Delta V - 267$
7-8	$\frac{\Delta V - 404}{409 - 404} = \frac{\Delta \alpha - 15,4}{16,8 - 15,4}$	$\Delta \alpha_{7-8} = 0,28\Delta V - 97,72$
8-9	$\frac{\Delta V - 409}{411 - 409} = \frac{\Delta \alpha - 16,8}{20,8 - 16,8}$	$\Delta \alpha_{8-9} = 2\Delta V - 801,2$
1-9	$\frac{\Delta V - 364}{411 - 364} = \frac{\Delta \alpha - 20,2}{20,8 - 20,2}$	$\Delta \alpha_{1-9} = 0,0127\Delta V + 16,15$

Для кожної з ділянок визначимо підінтегральну функцію та залишимо результати обчислення їх прощ у таблицю 6.3.

Таблиця 6.3

Обчислення площі

Номер ділянки	Інтеграл для визначення площі	Площа ділянки
1-2	$\int_{364}^{374} (0,0727 \Delta V - 25,89)d(\Delta V)$	9,36
2-3	$\int_{374}^{380} (0,342 \Delta V - 127,91)d(\Delta V)$	6,144
3-4	$\int_{380}^{387} (0,597 \Delta V - 224,02)d(\Delta V)$	34,5
4-5	$\int_{387}^{399} (0,121 \Delta V - 39,07)d(\Delta V)$	101,79
5-6	$\int_{399}^{401} (-0,6373 \Delta V + 263,15)d(\Delta V)$	16,46

Номер ділянки	Інтеграл для визначення площі	Площа ділянки
6-7	$\int_{399}^{401} (-0,687 \Delta V + 283,15) d(\Delta V)$	19,89
7-8	$\int_{399}^{401} (-0,267 \Delta V + 113,87) d(\Delta V)$	26,67
8-9	$\int_{399}^{401} (-1,987 \Delta V + 817,25) d(\Delta V)$	5,16
Сумарне значення		219,74

Отримане сумарне значення площі многокутника польоту літака представимо у відносних одиницях в межах $S \in [0;1]$. Для цього визначимо граничні значення по ΔV і $\Delta \alpha$:

$$\Delta \alpha_{ri} = 20,8 - 12 = 8,8.$$

$$\Delta V_{ri} = 411 - 364 = 47.$$

Площа у відносних одиницях:

$$S_{B1} = \frac{S_1}{\Delta \alpha_{ri} \Delta V_{ri}} = \frac{219,74}{8,8 \times 47} = 0,531.$$

Коли $S_B=0$ то це означає, що політ літака не відбувся по певним на то причинам. При $S_B=1$ вибірка параметрів польоту літака утворює прямокутник або квадрат на координатній площині:

Аналогічним чином обробимо вибірку параметрів польоту літака під час збою. Дані вибірки представлені у таблиці 6.5 і зображені у вигляді багатокутника на рис. 6.10.

Таблиця 6.5

α	21,8	25,6	26,6	26,9	28,1	28,5	30,6
V	427	426	425	422	412	405	398
$\Delta \alpha$	20,8	24,6	25,6	25,9	27,1	27,5	29,6

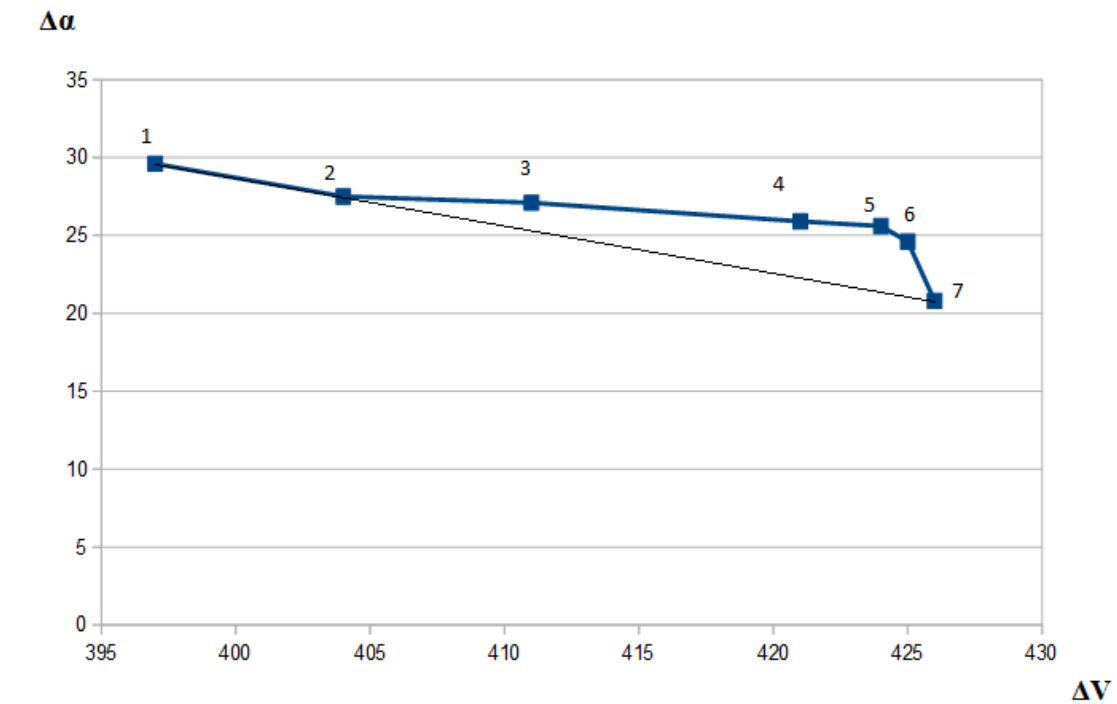


Рис. 6.10. Політ під час збою

Багатокутник на рис. 6.10 має 7 ділянок. Ділянка 1-7 є уявною. Для кожної ділянки визначимо лінійну залежність та отримані результати зведемо у таблицю 6.6.

Таблиця 6.6.

Обчислення площ

Номер ділянки	Початкове рівняння ділянки	Кінцеве рівняння ділянки
1-2	$\frac{\Delta V - 397}{404 - 397} = \frac{\Delta \alpha - 29,6}{27,5 - 29,6}$	$\Delta \alpha_{1-2} = -0,3\Delta V + 148,64$
2-3	$\frac{\Delta V - 404}{411 - 404} = \frac{\Delta \alpha - 27,5}{27,1 - 27,5}$	$\Delta \alpha_{2-3} = -0,06\Delta V + 50,52$
3-4	$\frac{\Delta V - 411}{421 - 411} = \frac{\Delta \alpha - 27,1}{29,5 - 27,1}$	$\Delta \alpha_{3-4} = -0,12\Delta V + 76,42$
4-5	$\frac{\Delta V - 421}{424 - 421} = \frac{\Delta \alpha - 25,9}{24,6 - 25,9}$	$\Delta \alpha_{4-5} = -0,1\Delta V + 68$
5-6	$\frac{\Delta V - 424}{425 - 424} = \frac{\Delta \alpha - 25,6}{20,8 - 25,6}$	$\Delta \alpha_{5-6} = -\Delta V + 449,6$
6-7	$\frac{\Delta V - 425}{426 - 425} = \frac{\Delta \alpha - 24,6}{20,8 - 24,6}$	$\Delta \alpha_{6-7} = -3,8\Delta V + 1639,6$
1-7	$\frac{\Delta V - 397}{426 - 397} = \frac{\Delta \alpha - 29,6}{20,8 - 29,6}$	$\Delta \alpha_{1-7} = -0,296\Delta V + 147,13$

В таблиці 6.7 представимо результати обчислення площі многокутника польоту літака підчас збою.

Таблиця 6.7

Обчислення площ

Номер ділянки	Інтеграл для визначення площі	Площа ділянки
1-2	$\int_{397}^{404} (-0,002 \Delta V + 1,51)d(\Delta V)$	4,963
2-3	$\int_{404}^{411} (0,2388 \Delta V - 96,54)d(\Delta V)$	5,397
3-4	$\int_{411}^{421} (0,176 \Delta V - 70,71)d(\Delta V)$	25,06
4-5	$\int_{421}^{424} (0,196 \Delta V - 79,13)d(\Delta V)$	11,04
5-6	$\int_{424}^{425} (-0,704 \Delta V + 302,47)d(\Delta V)$	3,622
6-7	$\int_{425}^{426} (-3,504 \Delta V + 1492,47)d(\Delta V)$	1,518
Сумарне значення площі		51,6

Визначимо граничні значення по ΔV і $\Delta \alpha$:

$$\Delta \alpha_{r2} = 29,6 - 20,8 = 8,6.$$

$$\Delta V_{r2} = 426 - 397 = 29.$$

Площа у відносних одиницях

$$S_{B2} = \frac{S_2}{\Delta \alpha_{r2} \Delta V_{r2}} = \frac{51,6}{8,6 \times 29} = 0,206.$$

Зменшення площі вище вказаних параметрів говорить про погіршення якості польоту. Для кожного типу літака слід провести розрахунки за цією методикою про якість польоту (табл. 6.8).

Кількісні показники

Відносна площа	Якісний показник
0-0,29	Якість пілотування погана
0,29-0,43	Якість і не погана, і не гарна
0,43-1	Якість гарна

Значення відносних площ вказують на те, що якість пілотування по параметрам ΔV і $\Delta \alpha$ в польоті літака під час збою значно гірша, ніж до збою. Погіршення якості становить 2,5 рази.

Для оцінки якості техніки пілотування порівнюються польоти в особливих випадках і в звичайних умовах. Для цього доцільний аналіз площ кореляційних полів і спектрів автокореляційних функцій [45, 121, 119-120].

Розглянемо систему аналізу площ кореляційних полів і спектрів автокореляційних функцій (рис. 6.11).

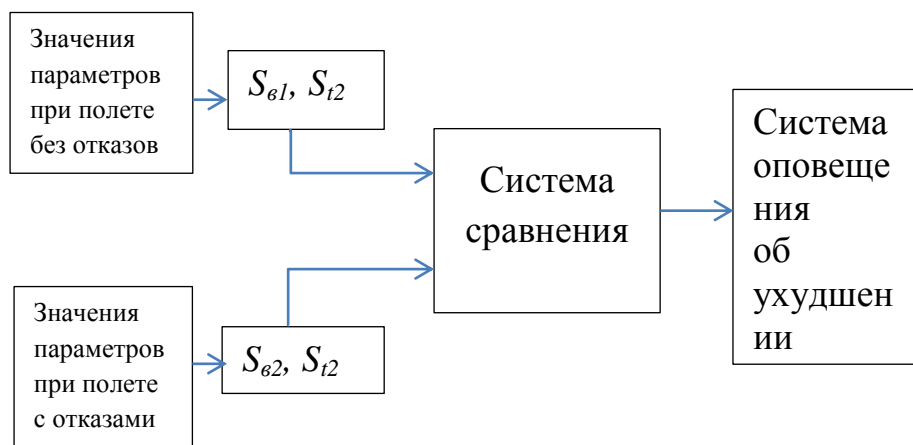


Рис. 6.11. Система аналізу площ кореляційних полів і спектрів автокореляційних функцій

Запропонована система розрахована як для підготовки пілотів на КТЛ для навчання виявлення відмов в системах кута атаки і швидкості по кореляційних полях, так і для визначення психофізіологічної напруженості по спектрах автокореляційних функцій кута крену, тангажа, вертикальної швидкості і кута атаки.

6.4. Встановлення додаткової пілотної системи сповіщення у разі відмови датчиків кута атаки або швидкості

Зафіксовані випадки неадекватних дій пілотів при збоях в системах показчика швидкості. Збій в системах пов'язаний з відсутністю обігріву трубопроводів повного тиску або попаданням частинок льоду в приймач повітряного тиску. Не менше трьох подібних випадків закінчилося катастрофою. За відсутності яких-небудь дій з боку пілотів катастрофи б не було. При зльоті при неправильній роботі показчика швидкості пілот перевів літак в пікірування, з якого не зміг вийти. На ешелоні пілоти, – в одному випадку штурвал, в іншому – джойстик – тягнули їх на себе, що привело до звалювання в штопор. При збої в системі показчика кута атаки, що пов'язано з його замерзанням, пілоти не змогли встановити помилку в роботі автопілоту, який зчитує свідчення з датчика кута атаки. Це привело до звалювання в штопор і, як наслідок до катастрофи.

При розробці керівництва по експлуатації повітряного судна туди заносяться таблиці, по яких можна визначити правильну залежність швидкості від кута атаки. Якщо ця залежність неправильна, то про це необхідно сигналізувати екіпажу (рис. 6.12).



Рис. 6.12. Система попередження про збій (відмову) в системах індикації кута атаки або швидкості

Розглянемо алгоритм дій екіпажу при відмові в системах індикації кута атаки або швидкості (рис. 6).

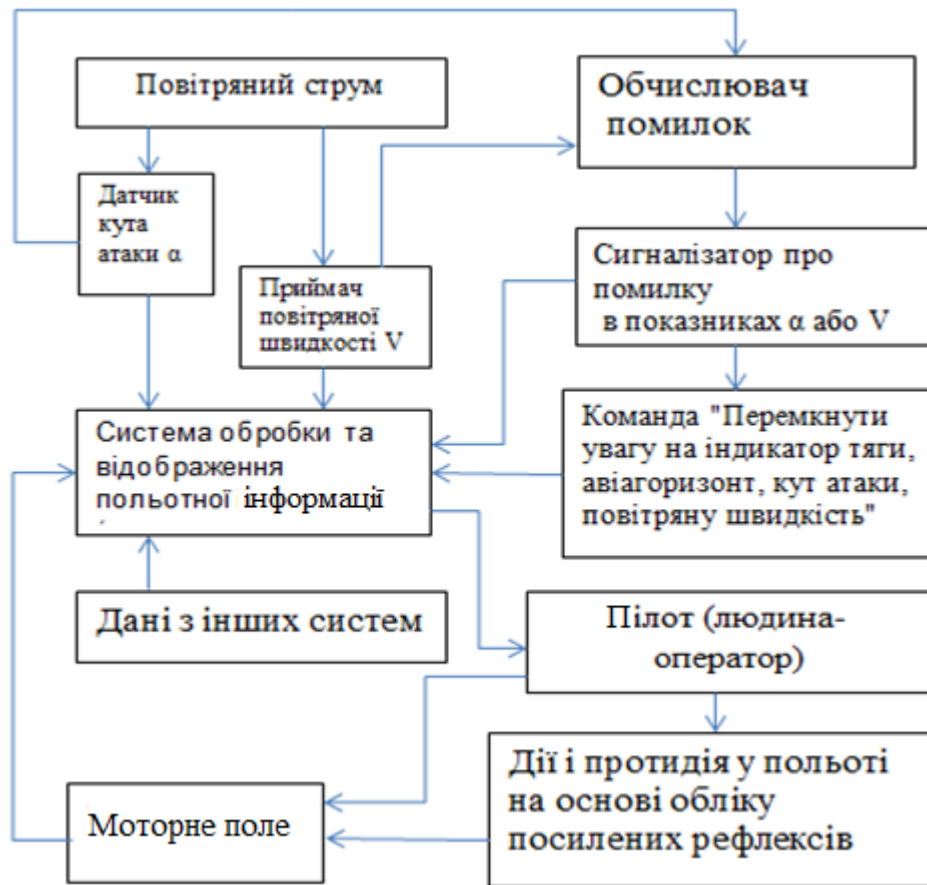


Рис. 6.12. Схема алгоритму дій екіпажу при спрацьовуванні сигналізації у разі виходу з ладу в системах індикації кута атаки або швидкості

Рис. 6.12 ілюструє шлях сигналу від прийняття різних параметрів до індикацій на дисплеї [107-108, 127]. Це значення надалі здійснюється через виконавчий механізм, що відображається на інтерфейсі (дисплеї).

Якщо виявлено неправильну невідповідність, то, швидше за все, відбувається збій в одному з датчиків.

Алгоритм дій екіпажу в цьому випадку такий:

1. Перевести погляд на авіагоризонт і порівняти його зміни з показником кута атаки.
2. При їх кореляції підозра падає на несправність в системі показника приладової швидкості.
3. Переконатися в нормальній тязі двигуна.

4. Після підтвердження підозри на збій (відмова) в системі показчика приладової швидкості зосередитися на показчику авіагоризонту, тяги двигунів і кута атаки.

5. При збої (відмові) в системі індикації кута атаки перевірити кореляцію між індикаторами авіагоризонту і кута атаки.

6. Далі орієнтуватися по авіагоризонту, тязі двигунів і швидкості.

7. За наявності природного горизонту також перевіряти свої дії з нього.

Запропоновані вище методи, системи і рекомендації доцільно застосовувати в комплексі. Головним результатом проведених вище досліджень повинно стати підвищення безпеки при збоях (відмовах) в системах авіоніки.

Оцінка якості техніки пілотування методом аналізу автокореляційної функції кута тангажа і її спектру погоджені з методом оцінки за законами розподілу. Встановлена хороша техніка пілотування пілота Ан-148 при польоті в нормальних умовах.

6.5. Автоматизоване робоче місце інструктора

Розроблені в дисертації методи і алгоритми оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном потребують автоматизованої обробки (рис. 6.13). Інструкторському складу слід надавати інформацію у вигляді коефіцієнтів ЗАПЛ по поліпараметричних трендових алгоритмам, спектрам автокореляційних функцій параметра польоту. При збоях (відмовах) системи передачі інформації про значення кута атаки або швидкості по площах кореляційних полів. Наявність детермінованої складової параметра польоту у вигляді порівняльних коефіцієнтів при польотах без відмови і з відмовами за критеріями Неймана-Пірсона і Байєса.

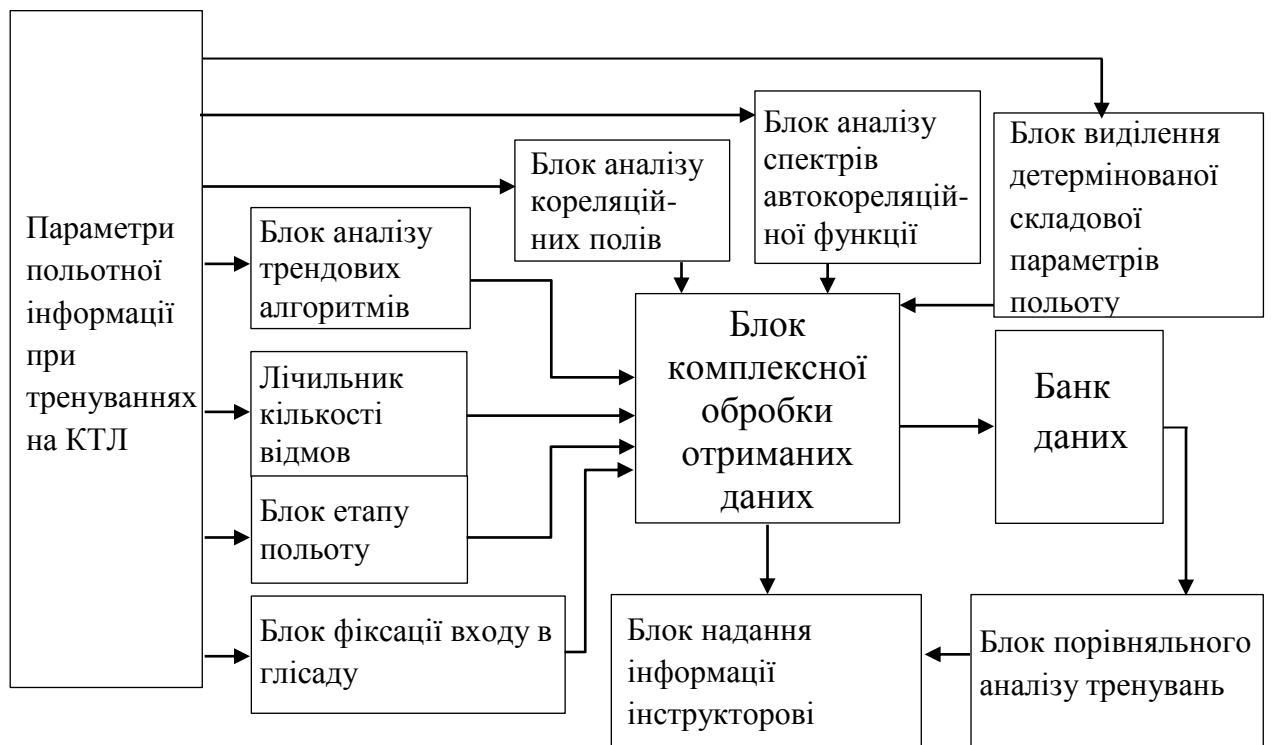


Рис. 6.13. Система автоматизованої обробки "польотних" даних на КТЛ

Крім того інструкторському складу по усіх перерахованих вище даним повинна поступати інформація про кількість відмов, етапи польоту і відхилення від точки входу в глісаду. Також введення відмов на етапі польоту від третього до четвертого розвороту дисциплінуватиме і мотивуватиме екіпаж точності входу в глісаду.

Висновки за шостим розділом

1. Розроблені системи служать для визначення ЗАППЛ на комплексному тренажері літака. Ці системи згідно моделі УРС обчислюють кількість і час діючих відмов і коефіцієнти ЗАППЛ.

2. Показана необхідність додання сигналізації при виході на друге коло при особливих умовах польоту, завдяки якій можливо підвищити безпеку та якість польотів.

3. Розроблена система попередження різких рухів штурвалом при виході на друге коло, яка спрямована на підвищення безпеки польотів. Система основана на застосуванні трендових алгоритмів.

4. Розроблена система визначення невідповідності між кутом атаки і приладовою швидкістю при збоях в системах авіоники по кореляційних полях. Визначені кількісні показники якості польоту. За допомогою розробленої системи безперервно визначається невідповідність між кутом атаки і приладовою швидкістю, а також некоординовані розвороти.

5. Розроблені система і алгоритм дій при збоях (відмовах) в системах кута атаки або швидкості по розбіжності розрахункових значень кута атаки і швидкості.

6. Помилкові дії екіпажу відбуваються при виникненні підвищеної напруженості (стресу). Запропоновані системи оцінки якості техніки пілотування доцільно впроваджувати в засоби відображення польотної інформації і відпрацьовувати дії з ними на комплексному тренажері літака.

Список публікацій здобувача за матеріалами п'ятого розділу

1. Грищенко Ю.В. Исследование вопросов развития учений Сеченова об усиленных рефлексах и учения Павлова о динамическом стереотипе с середины XIX до начала XXI века // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2007. – Вып. 154. С. 41-52.

2. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.

3. Hryshchenko Y.V. Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century / Y.V. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University, 2014, no. 1. – pp. 53-58.

4. Hryshchenko Yurii. Methods for Assessing of the Glissade Entrance Quality by the Crew / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Daria Pipa // Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries. IGI Global science reference, USA, 2019. – pp. 372-403.

5. Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V.

Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

6. Грищенко Ю.В. Проблемы влияния сбоев в системах авионики на качество полёта / Ю.В. Грищенко, М.С. Якименко, А.І. Амелина // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 74.

7. Hryshchenko Y.V. Autocorrelation functions and their application for assessing / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // Proceedings of the National Aviation University. 2015. №2 (63). - pp. 27-33.

8. Hryshchenko Y.V. Dependability of avionics unmanned aerial vehicles / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, I.V. Kravets // IEEE 5th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments” (October 22–24, 2019) – Kyiv, Ukraine, 2019. – pp. 27-30.

9. Hryshchenko Y.V. Quality of Flight During Approach Improvement Suggestions / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko // IEEE 4th International Conference (October 17-19, 2017) – Kyiv, Ukraine, 2017. – pp. 69-72.

10. Hryshchenko Y.V. The problem of uncoordinated aircraft turn on small flight speed / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. № 1(59) – pp. 50-57.

11. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 21-23 листопада, 2018. – С. 66.

12. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight and training of pilots / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // XIV Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2019”. Секція 15 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 15.1-15.5.

13. Hryshchenko Y.V. Assesment of the flight quality in vertical plane / Y.V. Hryshchenko, S.V. Pavlova, D.M. Pipa, I.V. Kravets // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2020. № 2(64), pp. 87-92.

ВИСНОВКИ

В дисертації вирішено актуальну наукову проблему покращення характеристик ергатичних систем управління повітряним судном в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду. Розроблені методи дозволяють оцінити вплив негативних чинників на якість льотної експлуатації екіпажами повітряних суден. Розроблена методологія підготовки екіпажів дозволяє зменшити вірогідність неправильних дій, які можуть привести до авіаційної події, що в разі знижує ефективність показників роботи авіатранспорту. Для комплексної оцінки характеристик ергатичних систем управління інтелектуальними системами розроблений математичний апарат.

1. Факторна модель навчання пілотів дозволяє підвищити якість підготовки екіпажів до особливих випадків польоту. Методи навчання екіпажу на комплексному тренажері літака, які розроблені в дисертації, необхідно застосовувати комплексно. Синтез методів підвищує об'єктивність оцінки ергатичної системи управління повітряним судном.

2. Метод порівняння кореляційної функції з впливом негативних чинників і їх відсутністю дозволяє визначати недоліки в роботі людини-оператора при вході літального апарату в глісаду по запропонованих формулах. На їх основі розроблені практичні методи оцінки характеристик ергатичної системи управління.

3. Метод оцінки точності входу в глісаду по автокореляційній функції при різній складності польоту, на відміну від відомих методів, дозволяє визначити вплив цього на якість техніки пілотування на глісаді. Доведено, що затримка пілотом входу в глісаду небезпечніша, ніж випередження.

4. Метод визначення ймовірнісних меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда служить для оцінки якості техніки пілотування і відвертання збільшення амплітуди параметрів польоту літака, що пов'язано з дією на екіпаж негативних факторних накладок.

5. Для оцінки характеристик ергатичної системи застосований метод аналізу спектрів автокореляційних функцій, як на комплексному тренажері літака, так і в реальних польотах. Цей метод дозволяє оцінити якість техніки пілотування при підвищеній психофізіологічній напруженості пілота. Результати аналізу цим методом і методичні вказівки впроваджені в авіакомпанії, що підтверджено відповідним актом.

6. Виконано синтез двох алгоритмів для виділення детермінованої складової з випадкового процесу зміни параметра польоту. Перший алгоритм ґрунтований на критерії Неймана-Пірсона, а другий – відповідає оптимальному Байєсовському критерію. В результаті проведеного експерименту на комплексному тренажері літака після введення складних відмов при "польоті по колу" було встановлено наявність детермінованої складової параметра, що пов'язано з підвищеною психофізіологічною напруженістю людини-оператора.

7. Отримані кількісні показники якості техніки пілотування при відмовах методом визначення площ кореляційних полів по куту атаки і швидкості. Цей метод дозволяє через систему сповіщення попередити екіпаж про небезпечний режим польоту.

8. На підставі розроблених в дисертаційній роботі методів і концепцій розроблені системи для впровадження в конструкторські і експлуатуючі організації. Це системи контролю якості техніки пілотування при одночасних відмовах у "польоті" на комплексному тренажері літака, попередження різких рухів пілотів при відході на другий круг на основі трендових алгоритмів, сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака, використовуючи метод визначення площ кореляційних полів, алгоритм дій в таких випадках.

Розроблені способи антистресової підготовки при роботі з пристроями введення інформації, визначення тенденції втрати просторового орієнтування, ризиків великого крену і вертикальної швидкості.

Розроблені методи можуть бути використані в науково-дослідних роботах, в експлуатаційних підрозділах цивільної авіації, центрах підготовки на комплексних тренажерах літака, впроваджені в навчальний процес при підготовці авіаційних фахівців.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Азарсков В.Н. Надежность систем управления и автоматики / В.Н. Азарсков, В.П. Стрельников // К.: НАУ, 2004. – 164 с.
2. Александровская Л.Н. Методологические основы расчета и нормирования рисков в задачах обеспечения безопасности / Л.Н. Александровская, А.П. Захаревич // Мир авионики. Журнал российского авиаприборостроительного альянса. – 2005. – №4. – С.40-42.
3. Анго Андре. Математика для электро- и радиоинженеров. – М.: Наука, 1967. – 780 с.
4. Аполлонский С.М. Надежность и эффективность электрических аппаратов / С.М. Аполлонский, Ю.В. Куклев //. – СПб.: Издательство «Лань», 2011. – 448 с.
5. Боковиков А.К. Механизмы формирования стрессоустойчивости операторов при моделировании экстремальных условий деятельности. Специальность: 19.00.03 – психология труда, инженерная психология, эргономика. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата психологических наук. Ярославль, 2003. – 31 с.
6. Большой психологический словарь /под ред. Б. Г. Мещерякова, В. П. Зинченко // Изд. 4-е, расш. – М. : АСТ ; СПб. : Прайм-Еврознак, 2009. – 811 с.
7. Вентцель А.Д. Курс теории случайных процессов. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва "Наука", 1973. – 320 с.
8. Вентцель Е. С. Задачи и упражнения по теории вероятностей: Учеб. пособие для студ. вузов / Е. С. Вентцель, Л. А. Овчаров // 5-е изд., испр. – М.: Издательский центр «Академия», 2003. – 448 с. Математические основы кибернетики. Лапа В.Г. Издательское объединение "Вища школа", 1974. – 402 с.
9. Винер Норберт. Кибернетика. Глава 6. Гештальт и общие представления. – М.: Из-во «Советское радио», 1958. – С. 167-178.

10. Винер Норберт. Кибернетика или управление и связь в животном и машине. М.: Наука, 1983. – 344 с.

11. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №34766 "Комп'ютерна програма антистресової підготовки авіаційних операторів – "Антипульт" / О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , А.В. Скрипець , Ю.В. Грищенко // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 02.09.2010.

12. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір №37765 Комп'ютерна програма "Визначення оптимальної індикації авіагоризонту пілотів ПС" / О.Є. Волков , Д.О. Волошенюк , Ю.В. Грищенко , В.Д. Гуленко, Д.В. Смолич // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 04.04.2011.

13. Гетманова А.Д. Логика:– М.: Высш. шк., 1986. – 288 с.

14. Грибов В.М. Оценивание и прогнозирование надежности бортового аэрокосмического оборудования / В.М. Грибов, Ю.Н. Кофанов, В.П. Стрельников // Нац. исслед. университет "Высшая школа экономики", МИЭМ. – М.: НИУ ВШЭ, 2013. – 496 с.

15. Грищенко Ю.В. Исследование вопросов развития учений Сеченова об усиленных рефлексах и учения Павлова о динамическом стереотипе с середины XIX до начала XXI века // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2007. – Вып. 154. С 41-52.

16. Грищенко Ю. В. Прибор моделирования ошибок операторов на основе антипульта клавиатуры компьютера / Ю.В. Грищенко, А.П. Слободян, Е.В. Кожохина // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1(11), 2007. – С. 189-194.

17. Грищенко Ю. В. Проблема втрати просторового орієнтування у пілотів при різкій зміні курсу літака / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Науково-методична конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM

». Секція 5 – Стан та перспективи розвитку авіоніки. К. – НАУ, 21-23 листопада, 2011, С. 93.

18. Грищенко Ю.В. Інтегральне оцінювання повітряного корабля з урахуванням авіоніки пріоритетними технологіями розгортання. / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан, В.М. Хімін // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1, 2008. – С. 98-109.

19. Грищенко Ю.В. Применение автокорреляционных функций для определения качества эргатической системы при летной эксплуатации / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С.119.

20. Грищенко Ю.В. Автокорреляционные функции в определении признаков явления усиления динамического стереотипа пилота // Наукові праці академії: випуск V, частина 1/3а ред. Р. М. Макарова – Кіровоград: Видавництво ДЛАУ, 2000. – С. 226-231.

21. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.

22. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21), С. 69-73.

23. Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // X Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2011”. Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5 – 9.8.

24. Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // IX Міжнародна науково-

технічна конференція “Авіа–2009”. Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2009. – С.12.5-12.9.

25. Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа – 2004”, 2004. – С. 33.54-33.56.

26. Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”. – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.

27. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. С. 31-34.

28. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. С. 81-85.

29. Грищенко Ю.В. Явление усиления динамического стереотипа пилота при действии комплексных отказов // Эргономические вопросы безопасности полетов. Киев: КИИГА, 1987. – С. 87-91.

30. Грищенко Ю.В. Розробка перспективних програм та методик підготовки пілотів на комплексному тренажері літака з використанням процесного підходу / Ю.В. Грищенко, О.І. Варченко, В.Д. Гуленко // Науковий журнал. К.: Вісник НАУ, № 3-4 (33), 2007. – С. 90-95.

31. Грищенко Ю.В. Исследование подходов определения причин ошибок летного состава в авиапроисшествиях. / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 4(10), 2006. – С. 135-140.

32. Грищенко Ю.В. Организация снятия явления усиления динамического стереотипа на комплексном тренажере самолёта в учебно-тренировочном центре / Ю.В. Грищенко, Н.Ф. Дмитриченко, А.Г. Ревук //

Проблемы эксплуатации и надежности авиационной техники: Сб. науч. Тр.– К.: КМУГА, 1998. – С. 15-17.

33. Грищенко Ю.В. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій / Ю.В. Грищенко, А.С. Ковальова // XII Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2017”. Секція 16 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2017. – С. 16.17 – 16.21.

34. Грищенко Ю.В. Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкина // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. С 59-64.

35. Грищенко Ю.В. Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова. / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкина // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. С. 39-44.

36. Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв’язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевец // К.: НАУ, V Міжнародна конференція “Авіоніка, 2004. – С. 38-39.

37. Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв’язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки. / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевец // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып.146. С. 81-89.

38. Грищенко Ю.В. Перспективи оцінки систем авіоніки літака пріоритетними технологіями. / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан // Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2007”. Підсекція 22.3–Авіоніка, К.: НАУ, 2007. – С. 22.147-22.149.

39. Грищенко Ю.В. Анализ возможности управления траекторией движения самолета по корреляционной функции / Ю.В. Грищенко, А.В.

Скрипец, В.Д. Тронько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2015. – Вып. 181. – С. 35-46.

40. Грищенко Ю.В. Функция автокорреляции траектории глиссады посадки с учетом ошибочных действий пилота / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2015». Секція 10 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2015. – С. 10.5 – 10.8.

41. Грищенко Ю.В. Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами / Ю.В. Грищенко, А.В. Соломнцев // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 156. – С. 71-76.

42. Грищенко Ю.В., Факторна модель польоту. / Ю.В. Грищенко // II Міжнародна наукова конференція «Людський чинник у транспортних системах». Секція 2 – Професійний психофізіологічний відбір операторів». – 2-3 червня 2010 року, м. Київ, 2010. – С 5.

43. Грищенко Ю.В. Применение бортовых систем прогнозирования безопасности полетов в гражданской авиации и их перспективы / Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов, Д.В. Потапов, И.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С.122.

44. Грищенко Ю.В. Ергономічні вимоги до бортових систем прогнозування безпеки літаків цивільної авіації / Ю.В. Грищенко, Є.М. Хохлов, Д.В. Потапов, І.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С.103.

45. Грищенко Ю.В. Проблемы влияния сбоев в системах авионики на качество полёта / Ю.В. Грищенко, М.С. Якименко, А.І. Амелина // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 74.

46. Грищенко Ю.В. Аналітика існуючих показників та критеріїв технічної експлуатації на етапі узагальнення. / Ю.В. Грищенко, С.О. Янкова // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2006. – №3(9), С. 81-87.

47. Грищенко Ю.В. Спосіб визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті / Ю.В. Грищенко, К.В. Боковенко // Патент на корисну модель №108485. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.07.2016, 3 с.

48. Грищенко Ю.В. Алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака / Ю.В. Грищенко, М.Ю. Заліський, С.В. Павлова, О.В. Соломенцев // Збірник наукових праць Державного університету інфраструктури та технологій. – К.: ДУІТ, 2020. – Вип. 1(29). С. 97-108. doi.org/10.33298/2226-8553/2020.1.29.11.

49. Грищенко Ю.В. Оцінка якості техніки пілотування екіпажу в авіакомпанії / Ю.В. Грищенко // Журнал «Наукоємні технології». – К.: НАУ, 2020. – Вип. 2(46). С. 245-263. DOI: 10.18372/2310-5461.46.14812.

50. Грищенко Ю.В., Романенко В.Г., Заліський М.Ю. Оценка качества входа в глиссаду воздушного судна / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, М.Ю. Заліський // Інформаційні управляючі системи і технології (ІУСТ-ОДЕСА-2020) : матеріали ІХ Міжнародної науково-практичної конференції (24–26 верес. 2020 р., м. Одеса) / відп. ред. В. В. Вичужанін ; Одес. нац. політех. ун-т. – Одеса: Екологія, 2020. – С. 248-250.

51. Грібов В.М. Теорія надійності систем авіоніки / Грібов В.М., Грищенко Ю.В., Павлова С.В., Хафізов П.Х // – К.: НАУ, 2004. – 82 с.

52. Грібов В.М. Теорія надійності систем авіоніки, частина / В.М. Грібов., Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипець, В.П. Стрельніков // – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2006. – 324 с.

53. Грібов В.М. О возможности уменьшения вероятности ложных отказов блоков типа LRU на основе алгоритмической избыточности / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 21-23 листопада, 2016. – С. 90.

54. Гуленко В.Д. Моделирование и оценка визуальной потери направления угла крена летными экипажами по модульным распределениям параметров полета / В.Д. Гуленко, Ю.В. Грищенко, В.М. Грібов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2010. – Вып. 160. – С. 43-56.

55. Гуленко В.Д. Спосіб моделювання втрати просторового орієнтування льотними екіпажами і визначення ризиків великих кренів. / В.Д. Гуленко, Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко // Патент на корисну модель №49211. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.04. 2010. – 6 с.

56. Дианов В.Н. Концептуальные особенности построения бессбойной аппаратуры. – М.: Автоматика и телемеханика. – №7. – 2012. – С. 119 – 138.

57. Дмитриев В.А. Надежность технических систем. Самара; Самар. гос. техн. ун.-т, 2008. – 76 с.

58. Дмитрієв С.О. Людський фактор при технічному обслуговуванні авіаційної техніки: навч. посіб. / С.О. Дмитрієв, В.І. Бурлаков, Р.М. Салімов [та. ін.]. – К.: НАУ, 2011. – 184 с.

59. Казак В.М. Оцінка впливу зміни параметрів еліпсоїда похибок на витримування траєкторії посадки літака / В.М. Казак, Т.В. Будзинська, В.Ю. Міщерякова // Наукоємні технології. – Київ, НАУ, №2, 2009. – С. 43-45.

60. Корнеев С.В. Исследование закономерности возрастания "раскачки" пилотов по крену при увеличении факторной нагрузки в процессе тренировки на КТС // Сборник научных трудов КИИГА «Эргономические вопросы безопасности полетов» – К.: КИИГА, 1987. – С.69 – 73.

61. Корнеев С.В. Исследования явления «факторного резонанса» при обеспечении производственных процессов // Сборник научных трудов КИИГА «Системы безопасности труда в технологических процессах гражданской авиации». – К.: КИИГА, 1988. – С.91-95.

62. Костиков В.А. Надежность технических систем техногенные риски // Московский государственный технический университет гражданской авиации. – М. – 2008. – 138 с.

63. Крылов А.А., Суходольский Г.В. Эргономика – Л.: Изд-во Ленингр. Ун-та, 1988. – С. 77-79.

64. Матвеевский В.Р. Надежность технических систем. Учебное пособие – Московский государственный институт электроники и математики. М., 2002. – 113 с.

65. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и крылатых ракет. – М.: «Машиностроение», 1974. – 152 с.

66. Надійність техніки. Терміни та визначення: ДСТУ 2860-94. – К.: Держстандарт України, 1994. – 92 с.

67. Невзоров Р.В. Тренажерная подготовка как объект педагогического анализа в рамках авиационной педагогики // Ученые записки университета имени П.Ф. Лесгафта. – 2014. – № 2 (108). – С. 131-136.

68. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесарский Л.Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. М.: Машиностроение, 2003. – 144 с.

69. Овчаров В.Е. Вечная проблема. ISSN 0235-5000 Проблемы безопасности полетов. – 2009. №. 1. – С. 43-48.

70. Олейник В.Г. Предотвращение авиационных происшествий. Кременчугский летный колледж. – 1995. – 78 с.

71. Павлов В.В., Скрипец А.В. Эргономические вопросы создания и эксплуатации авиационных электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов / Павлов В.В., Скрипец А.В // – К.: КИИГА, 2000. – 460 с.

72. Пленцов А.П. Решение проблемы "потеря пространственной ориентировки лётчиком в полёте"// Мир авионики. Журнал российского авиаприборостроительного альянса, 2002. – №2. – С.30-32.

73. Пономаренко, В.А. Законы регуляции психической деятельности летных экипажей в нештатных ситуациях и принципы тренажерной подготовки / под ред. В. Е. Овчарова // Труды общества независимых исследователей авиационных происшествий. Вып. 15. – М., 2003. – С. 26-38.

74. Прокопенко І.Г. Статистична обробка сигналів // К.: НАУ, 2011. – 220 с.

75. Салвенди Г. (ред.) Человеческий фактор. Том 1. Эргономика – комплексная научно-техническая дисциплина // М.: Мир, 1991. – 599 с.: ил. – ISBN 5-03-001710-0.

76. Ситнянських Л.М., Грищенко Ю.В. Менеджмент комерційної діяльності авіакомпаній та державна політика України / Л.М. Ситнянських, Ю.В. Грищенко // Проблеми системного підходу в економіці. Збірник наукових праць, К.: НАУ, 2006. – Випуск 19, С. 179-187.

77. Скрипец А.В. Антистрессовая подготовка пилотов и авиадиспетчеров / А.В. Скрипец, Ю.В. Грищенко, А.Е. Волков, Д.А. Волошенюк, Е.М. Хохлов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2011. – Вып. 163. – С. 54-64.

78. Скрипец А.В. Оценка надежности воздушного судна с учетом информационных факторов и контуров обратной связи / А.В. Скрипец, Ю.В.

Грищенко, В.Д. Тронько, Е.В. Кожохина // Международная научная конференция “Статистические методы обработки сигналов и данных”, 16-17 октября, 2013. – К.: НАУ 2013. – с. 158-162.

79. Скрипець А.В. Основи авіаційної інженерної психології // Київ: НАУ, 2002. – 532 с.

80. Скрипець А.В. Основи ергономіки // К: НАУ, 2001. – 400 с.

81. Скрипець А.В. Інформаційно-факторні моделі процесу навчання авіаційних технічних спеціалістів середньої ланки та шляхи їх реалізації в авіа коледжах України / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.О. Пилипенко // К.: НАУ, V Міжнародна конференція “Авіоніка”, 2004. – С. 37-38.

82. Скрипець А.В. Методи забезпечення довговічності автоматичних засобів контролю / А.В. Скрипець, В.К. Мамонтов, О.М. Кузнецов, Ю.В. Грищенко // К.: НАУ, 2006, 80 с.

83. Скрипець А.В. Комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості повітряного судна та крутизни схилу гір на скануючому радіовисотомірі / А.В. Скрипець, А.Ю. Пономарьова, Т.М. Тимошенко, Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов // Патент на корисну модель №51343. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 12.07.2010. – 4 с.

84. Скрипець А.В. Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки в процесі її експлуатації / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Є.М. Хохлов // Патент на корисну модель № 59067. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України від 10.05.2011. – 6 с.

85. Скрипець А.В. Спосіб визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк // Патент на корисну модель №62876. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.09.2011. – 6 с.

86. Скрипець А.В. Особенности процесса эксплуатации воздушных судов авиатехниками среднего звена и его информационное обоснование с позиции авиационной инженерной психологии и эргономики / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, А.А. Пилипенко // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2006. – Вып.150. С. 81-87.

87. Справочник инженера по авиационному и радиоэлектронному оборудованию самолетов и вертолетов / Александров В.Г., Базанов Б.И., Майоров А.В. и др. Под ред. В.Г. Александрова. – М.: Транспорт, 1978. – 408 с.

88. Стрельников В.П. Оценка и прогнозирование надежности электронных элементов и систем / В.П. Стрельников, А.В. Федухин // К. : Логос, 2002. – 487 с.

89. Харченко В.П., Шмельова Т.Ф., Скірда Ю.В. Приняття рішень оператором аеронавігаційної системи / В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Скірда // Кіровоград: КЛА НАУ, 2012. – 292 с.

90. Хохлов Е.М. Безопасность полетов и человеческий фактор: парадоксы научной истины на рынке интеллекта и наши приоритеты. М.: Безопасность полетов. – 1997. – №4. – С. 6 – 19.

91. Хохлов Е.М. Процессная концепция производства полётов и её фундаментальное значение для развития авиации СНГ/ Е.М. Хохлов, Аль-Аммори Али, Ю.В. Грищенко, Е.П. Шкурко // ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полётов. Науч.-техн. Журн. – Москва: ВИНТИ. – 2008. – №1. – С. 16-26.

92. Хохлов Е.М. Авторский процессный подход / Е.М. Хохлов, Али Аль-Аммори // Киев: "Издательский дом "Компьютерпресс", 2010. – 176 с.

93. Хохлов Е.М. Способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета в особых условиях / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, О.Н. Володько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал.– К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2016. – Вып. 183. – С. 39-51.

94. Хохлов Е.М. Безопасность полетов и человеческий фактор: процессная концепция безопасности полета и цикловая статистика / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, Е.Г. Кондрашов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 158. – С. 42-48.

95. Хохлов Е.М. Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційного оператора / Е.М. Хохлов, Г.А. Положевец, Ю.В. Грищенко, А.О. Ткаченко // Патент на корисну модель №39943. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.03. 2009. – 10 с.

96. Хохлов Е.М. Явление гиперболических факторных переходов в процессах предотвращения авиационных происшествий и других биопроизводственных процессах. Сб. тр. КИИГА "Системы безопасности труда в технологических процессах в ГА". – К., 1988. – С. 85-91.

97. Шмелёв Ю.Н. Границы дихотомического анализа при исследовании предпосылок авиационных происшествий в период летной подготовки курсантов и методы применения обобщённых оценок/ Ю.Н. Шмелёв, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №4(22). – С. 28-35.

98. Шубин Р.А. Надёжность технических систем и техногенный риск : учебное пособие. – Тамбов : Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2012. – 80 с.

99. Gribov V.M. To the question of dependability calculation failures based on the exponential model of distribution of failures / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, O.V. Kozhokhina // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2015. – №1(43), pp. 59-66.

100. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // The seventh world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 19-22, 2016. – pp. 3.4.11-3.4.15.

101. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov V.M., Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2018 (74). – №1. pp. 75-83.

102. Gribov V.M. Exponential model deviations in reliability prediction of durable recoverable systems / V.M. Gribov, O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2016. № 2(48), pp. 128-135.

103. Gribov V.M. Dependability and diagnostics of technical systems / V.M. Gribov, Y.V. Grishchenko // – K.: NAU, 2012. – 76 p.

104. Grishchenko Y.V. The ways for indeterminism overcoming in the analysis of flight crew errors./ Y.V. Grishchenko, V.D. Gulenko, E.M. Hohlov // The fourth world congress “Aviation Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century”, “Safety in aviation and space technology”, September 21-23, 2010. – pp. 33.22-33.25.

105. Gulenko V.D. Problems of pilots losing their spatial orientation because of air traffic controller commands / V.D. Gulenko, Y.V. Hryshchenko, V.O. Rogozhin // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.13-3.3.16.

106. Hohlov E.M. The analytics of flights as the processes of the interaction between a human and a machine from the point of view of new discoveries / E.M. Hohlov, Y.V. Grishchenko // The third world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 22-24, 2008. – pp. 33.22-33.25.

107. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 21-23 листопада, 2018. – С. 66.

108. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight and training of pilots / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // XIV Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа–2019”. Секція 15 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 15.1-15.5.

109. Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

110. Hryshchenko Y. The problem of negative influence of the phenomenon of strengthened dynamic stereotype on aviation specialists of aircraft A-320 / Y. Hryshchenko, T. Kravtsova // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С.123.

111. Hryshchenko Y.V. Suggestions to the methods for assessing the quality of the glide path entrance / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2018. № 3(57). – pp. 41-48.

112. Hryshchenko Y.V. Mathematical Description Amplification Phenomenon of Integral-Differential Motive Dynamic Stereotype. Methods and Systems of Navigation and Motion Control / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // IEEE 3rd International Conference (October 14-17, 2014) – Kyiv, Ukraine, 2014. – pp. 71-74.

113. Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine, pp. 126-129.

114. Hryshchenko Y.V. Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century / Y.V. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University, 2014, no. 1 – pp. 53-58.

115. Hryshchenko Y.V. Flight safety and human factor: new approach to prevention of aviation incidents. / Y.V. Hryshchenko, E.M. Hohlov, V.M. Himin, Y.Y. Hryshchenko // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”,

“Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.9-3.3.12.

116. Hryshchenko Y.V. Ways to improve quality of pilot training in automation of factor load detection / Y.V. Hryshchenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих учених і студентів “Проблеми навігації і управління рухом”, Секція 4 – Сучасні технології в системах авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 37.

117. Hryshchenko Y.V. Analytical studies of complex technology interruptions of avionics / Y.V. Hryshchenko, T.M. Kravtsova, E.M. Hohlov, A.S. Shvydchenko // XI Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа-2013”. Секція 13 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2013. – С. 13.17-13-20.

118. Hryshchenko Y.V. Evaluation of quality and accuracy of flight path during approach and landing / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // IEEE 5th International Conference (October 16-18, 2018) – Kyiv, Ukraine, 2018. – pp. 191-194.

119. Hryshchenko Y.V. Quality of Flight During Approach Improvement Suggestions / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko // IEEE 4th International Conference (October 17-19, 2017) – Kyiv, Ukraine, 2017. – pp. 69-72.

120. Hryshchenko Y.V. The problem of uncoordinated aircraft turn on small flight speed / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. № 1(59) – pp. 50-57.

121. Hryshchenko Y.V. Dependability of avionics unmanned aerial vehicles / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, I.V. Kravets // IEEE 5th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments” (October 22-24, 2019) – Kyiv, Ukraine, 2019. – pp. 27-30.

122. Hryshchenko Y.V. Piloting quality assessment systems / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. – № 3(61). – pp. 55-60.

123. Hryshchenko Y.V. The problem of aircraft's deflection from the glide path entrance point / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, S.O. Tkachuk // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів "Проблеми навігації і управління рухом", Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 79.

124. Hryshchenko Y.V. Methods of training of modern aircraft flight crews for inflight abnormal circumstances / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, V.D. Tronko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2017. – №1. – pp. 66-72.

125. Hryshchenko Y.V. Autocorrelation functions and their application for assessing / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // Proceedings of the National Aviation University. 2015. №2 (63). – pp. 27-33.

126. Hryshchenko Y.V. Engineering-psychological problem of flight safety in case of failures in avionics / Y.V. Hryshchenko, E.O. Starchenko // The eighth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", October 10-12, 2018. – pp. 5.4.1-5.4.5.

127. Hryshchenko Y.V. Assessment of the flight quality in vertical plane / Y.V. Hryshchenko, S.V. Pavlova, D.M. Pipa, I.V. Kravets // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2020. № 2(64), pp. 87-92.

128. Hryshchenko Yurii. Methods for Assessing of the Glissade Entrance Quality by the Crew / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Daria Pipa // Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries. IGI Global science reference, USA, 2019. – pp. 372-403.

129. Hryshchenko Yurii. Quality Assessment of Aircraft Glide Path Entrance / Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Maksym Zaliskyi // Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Zaliskyi Maksym / Proceedings of the 9th International Conference "Information Control Systems & Technologies", Session 3: Modeling and software engineering, (September 24-26, 2020) – Odessa, Ukraine, 2020, 649-660.

130. Hryshchenko Y. Estimation of the Quality of Glide Path Entrance by the Spectra of the Roll Angle Autocorrelation Functions // Y. Hryshchenko, V. Romanenko, O. Chuzha, E. Nych / IEEE 6th International Conference. October 20-23, Kyiv, Ukraine, 2020. P. 150-153.

DOI: 10.1109/MSNMC50359.2020.9255566

131. Hryshchenko Y.V. Probabilistic boundaries of the aircraft entering into the glide path / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів “Проблеми навігації, електроніки і управління рухом”, К.: НАУ, 2020. – С. 97.

132. Hryshchenko Y. How Human Factor Influences Reliability and Safety of a Flight / Y. Hryshchenko, K. Titenko, O. Turak // Науково-технічна конференція “Проблеми розвитку глобальної системи зв’язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM”, 20-22 листопада, 2020. – С. 12.

133. Kozhokhina O.V. Methods of air traffic controllers anti-stress training / O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // The fifth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 25-27, 2012. – pp. 3.3.20-3.3.22.

134. Lienkov S. Talib, Pampuha I. Calculation of reliability indicators of unmanned aerial vehicle class "μ" taking into account operating conditions at the design stage / S. Lienkov, G. Zhyrov, O. Sieliukov, I. Tolok, Al-Sharify Mushtag Talib, I. Pampuha // IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, October 22-24, 2019, 2019 (Kyiv, Ukraine), Proceedings. – pp. 52-56.

135. Prokopenko I.G. Signal modeling for the efficient target detection tasks / I.G. Prokopenko, S.V. Migel, K.I. Prokopenko // International Radar Symposium, June 19-21, 2013, (Dresden, Germany), Proceedings, Vol. II. – pp. 976-982.

136. Skrypets A. Assessment of aircraft with regard of information factors and feedback loops // A. Skrypets, V. Tronko, Y. Hryshchenko, O. Kozhokhina // The sixth world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 23-25, 2014. – pp. 3.4.4-3.4.8.

137. Solomentsev O.V. Radioelectronic equipment availability factor models / O.V. Solomentsev, M.Yu. Zaliskyi, O.V. Zuiev // Signal Processing Symposium 2013 (SPS 2013), 5-7 June 2013: Proceedings. – Jachranka Village (Poland), 2013. – pp. 1-3.

138. Volodko O.M. Modern concepts of improvement and optimization of onboard equipment / O.M. Volodko, Y.V. Hryshchenko, Y.M. Khokhlov // The Twelfth International Conference of Science and Technology “AVIA-2015”. Application area №10 – Condition and prospects of development of avionics, Kyiv, NAU, 2015. – pp. 10.33-10.36.

139. Human factors digest No. 1 / Fundamental Human Factors Concepts // ICAO Circular 216-An/131, 1989, 33 p.

140. Human factors digest No. 2 / Flight Crew Training: Cockpit Resource Management (CRM) and Line-Oriented Flight Training (LOFT) // ICAO Circular 217-An/132, 1989, 73 p.

141. Human factors digest No. 3 / Training of Operational Personnel in Human Factors // ICAO Circular 227-AN/136, 1991, 52 p.

142. Human factors digest No. 4 / Proceedings of the ICAO Human Factors Seminar // ICAO Circular 229-AN/137, 1990, 647 p.

143. Human factors digest No. 5 / Operational Implications of Automation in Advanced Technology Flight Decks // ICAO Circular 234-An/142, 1992, 54 p.

144. Human factors digest No. 6 / Ergonomics // ICAO Circular 238-An/143, 1992, 44 p.

145. Human factors digest No. 7 / Investigation of Human Factors in Accidents and Incidents // ICAO Circular 240-AN/144, 1993, 76 p.

146. Human factors digest No. 8 / Human Factors in Air Traffic Control // ICAO Circular 241-An/145, 1993, 44 p.

147. Human factors digest No. 9 / Proceedings of the Second ICAO Flight Safety and Human Factors Global Symposium // ICAO Circular 243-AN/146, 1993, 410 p.

148. Human factors digest No. 10 / Human Factors, Management and Organization // ICAO Circular 247-An/148 // ICAO Circular 247-An/148, 1993, 46 p.

149. Human factors digest No. 11 / Human Factors in CNS/ATM Systems // ICAO Circular 249-AN/149, 1994, 44 p.

150. Human factors digest No. 12 / Human Factors in Aircraft Maintenance and Inspection / ICAO Circular 253-AN/151, 1995, 45 p.

151. Human factors digest No. 15/ Human Factors in Ensuring Safety in the Passenger Compartment // ICAO Circular 300-An/173, 2003, 66 p.

152. Helmreich, R.L., Wilhelm, J.A., Klinect, J.R. & Merritt, A.C. (2000). Culture, error ... In E. Salas, C.A. Bowers & E. Edens (Eds.), *Applying resource management in organizations: A guide for professionals*. Hillsdale, NJ: Erlbaum (pp. 305-331).

153. Helmreich, R.L., Chidester, T.R., Foushee, H.C., Gregorich, S.E., & Wilhelm, J.A. (1990). How effective is Cockpit Resource Management training? Issues in evaluating the impact of programs to enhance crew coordination. *Flight Safety Digest*, 9, 1-17.

154. Helmreich, R.L., & Wilhelm, J.A. (1991). Outcomes of Crew Resource Management training. *International Journal of Aviation Psychology*, 1(4), 287-300.

155. Helmreich, R.L. (1993). Fifteen years of the CRM wars: A report from the trenches. In *Proceedings of the Australian Psychology Symposium* (pp. 73-87). Sydney, Australia: The Australian Aviation Psychology Association.

156. Helmreich, R.L., & Foushee, H.C. (1993). Why Crew Resource Management? Empirical and theoretical bases of human factors training in aviation. In E. Wiener, B. Kanki, & R. Helmreich (Eds.), *Cockpit Resource Management* (pp. 3-45). San Diego, CA: Academic Press.

157. Helmreich, R.L., & Schaefer, H.-G. (1994). Team performance in the operating room. In M.S. Bogner (Ed.), *Human Error in Medicine* (pp. 225-253). Hillside, NJ: Lawrence Erlbaum and Associates.

158. Helmreich, R.L., & Davies, J.M. (1996). Human factors in the operating room: Interpersonal determinants of safety, efficiency and morale. In A.A. Aitkenhead (Ed.), *Bailliere's clinical anaesthesiology: Safety and risk management in anaesthesia* (pp. 277-296). London: Balliere Tindall.

159. Helmreich, R.L., Hines, W.E., & Wilhelm, J.A. (1996). Issues in Crew Resource Management and automation use: Data from line audits. University of Texas Aerospace Crew Research Project Technical Report 96-2. Helmreich, R. L. (1997, May). Managing human error in aviation. *Scientific American*, pp. 62-67.

160. Helmreich, R.L., & Schaefer, H-G. (1997). Turning silk purses into sows' ears: Human factors in medicine. In L. Henson, A. Lee, & A. Basford (Eds.), *Simulators in anesthesiology education* (pp. 1-8). New York: Plenum.

161. Helmreich, R.L., & Merritt, A.C. (1998). *Culture at work: National, organizational, and professional influences*. Aldershot, United Kingdom: Ashgate.

162. Helmreich, R.L., Klinect, J.R., Wilhelm, J.A., & Jones, S.G. (1999) *The Line/LOS Error Checklist, Version 6.0: A checklist for human factors skills assessment, a log for off-normal events, and a worksheet for cockpit crew error management*. Austin, TX: University of Texas Team Research Project, Technical Report 99-01.

163. Helmreich, R.L., Merritt, A.C., & Wilhelm, J.A. (1999). The evolution of Crew Resource Management. *International Journal of Aviation Psychology*, 9(1), 19-32.

164. Helmreich, R.L., Chidester, T.R., Foushee, H.C., Gregorich, S.E., & Wilhelm, J.A. (1990). How effective is Cockpit Resource Management training? Issues in evaluating the impact of programs to enhance crew coordination. *Flight Safety Digest*, 9, 1-17.

165. Helmreich, R.L., & Wilhelm, J.A. (1991). Outcomes of Crew Resource Management training. *International Journal of Aviation Psychology*, 1(4), 287-300.

166. Helmreich, R.L. (1993). Fifteen years of the CRM wars: A report from the trenches. In *Proceedings of the Australian Psychology Symposium* (pp. 73-87). Sydney, Australia: The Australian Aviation Psychology Association.

167. Helmreich, R.L., & Foushee, H.C. (1993). Why Crew Resource Management? Empirical and theoretical bases of human factors training in aviation. In E. Wiener, B. Kanki, & R. Helmreich (Eds.), *Cockpit Resource Management* (pp. 3-45). San Diego, CA: Academic Press.

168. Helmreich, R.L., & Schaefer, H.-G. (1994). Team performance in the operating room. In M.S. Bogner (Ed.), *Human Error in Medicine* (pp. 225-253). Hillsdale, NJ: Lawrence Erlbaum and Associates.

169. Helmreich, R.L., & Davies, J.M. (1996). Human factors in the operating room: Interpersonal determinants of safety, efficiency and morale. In A.A. Aitkenhead (Ed.), *Bailliere's clinical anaesthesiology: Safety and risk management in anaesthesia* (pp. 277-296). London: Balliere Tindall.

ДОДАТОК А
АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ



ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
В.П. Харченко
« 12 » 08 2020 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи
Гришенка Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних
систем управління повітряним судном"
в навчальний процес НАУ

Ми, що підписалися нижче, декан факультету авіонавігації, електроніки та телекомунікацій, д.т.н., проф.Мачалін І.А., завідувач кафедри авіоніки Павлова С.В., д.т.н., с.н.с., доц. склали цей акт про те, що результати дисертаційної роботи доцента кафедри авіоніки, к.т.н., доц. Гришенка Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном" використовуються в навчальному процесі факультету авіонавігації, електроніки та телекомунікацій кафедри авіоніки.

№	Що впроваджено	Форма впровадження	Ефект від впровадження
1	Вдосконалення методу антистресової підготовки екіпажу та операторів	Постановка нової лабораторної роботи "Антистресова підготовка екіпажу та операторів з урахуванням їх роботи з клавіатурою"	Підвищення якості підготовки бакалаврів за спеціальністю 173 "Авіоніка"
2	Спосіб визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання	Постановка нової лабораторної роботи "Визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання"	Підвищення якості підготовки бакалаврів за спеціальністю 173 "Авіоніка"

Декан ФАЕТ
Завідувач кафедри авіоніки

І.А. Мачалін
С.В. Павлова



АКТ
впровадження результатів дисертаційної роботи
Грищенка Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном"
в виробничий процес авіакомпанії "Браво"

Дійсний акт про те, що результати дисертаційної роботи Грищенка Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном" використовуються в якості методичних вказівок для льотного складу в авіакомпанії "Браво".

Від результату, що впроваджено	Ефект від впровадження
Аналіз типового польоту на Boeing 737-500 після третього розвороту до четвертого і після входу в глісаду до посадки в різні аеропорти показав, що статистичний розподіл кута крену γ не суперечить нормальному закону розподілу.	Нормальний розподіл кута крену говорить про хорошу якість техніки пілотування екіпажів Boeing 737-500 в нормальних умовах польоту.
Аналіз 24 польотів на Boeing 737-500 після третього розвороту до четвертого і після входу в глісаду до посадки в різні аеропорти. Спостерігаються великі коефіцієнти посилення по автокореляційних функціях кута крену γ і їх спектрах при заході на посадку по укороченій глісаді	Аналіз автокореляційних функцій і їх спектрів підтвердив теоретичні висновки, що захід на посадку на Boeing 737-500 по укороченій глісаді небажаний для екіпажів повітряних суден.

Начальник

Свердлов І.О.
Новицкий В.В.



ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи

В.П. Харченко

«16» «08» 2020 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи
Грищенко Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних систем
управління повітряним судном"
у науково-дослідну роботу

Ми, що підписалися нижче, декан факультету авіонавігації, електроніки та телекомунікацій, д.т.н., проф. Мачалін І.А., завідувач кафедри авіоніки Павлова С.В., д.т.н., с.н.с., доц. відповідальний виконавець НДР № 1/22.01.05 та НДР № 98/22.01.05 доцент кафедри авіоніки, к.т.н., доц. Бєліський В.М. склали цей акт про те, що результати дисертаційної роботи доцента кафедри авіоніки, к.т.н., доц. Грищенко Юрія Віталійовича "Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном" використовуються в НДР № 1/22.01.05 та НДР № 98/22.01.05.

№	Що впроваджено	Форма впровадження	Ефект від впровадження
1	Спосіб визначення якості польоту параметрів польоту в особливих умовах	Розділ 5.1 науково-дослідної роботи № 1/22.01.05 Розробка та впровадження навчально-методичних комплексів дисциплін кафедри авіоніки згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту" (2014-2016 рр.)	Вдосконалення сукупності знань та умінь, що формують студентів системи знань про психофізіологічні можливості людини-оператора, уміння використовувати ці знання для вирішення задач підвищення надійності і ефективності експлуатації авіатехніки
2	Оцінка надійності компонентів авіоніки в умовах після продажного обслуговування	Розділ 4.3 науково-дослідної роботи № 98/22.01.05 "Дослідження та вдосконалення науково-педагогічних засад і науково-методичного забезпечення освітньої, наукової та інноваційної діяльності кафедри з підготовки фахівців з авіоніки бакалаврського та магістерського рівня згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту" (2016-2018 рр.)	Вдосконалення методів розрахунку надійності систем авіоніки згідно з вимогами Закону України "Про вищу освіту"

Декан ФАЕТ
Завідувач кафедри авіоніки
Відповідальний виконавець НДР

І.А. Мачалін
С.В. Павлова
В.М. Бєліський