

М.А. Калашник-Рибалко

Льотна академія Національного авіаційного університету, Кропивницький

МЕТОДИКА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СТІЙКОСТІ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОКРЕМИХ РЕЖИМАХ ПОЛЬОТУ

В статті запропонована методика забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату на окремих режимах польоту, що базується на процедурі підтримання у валідному стані баз знань окремих модулів розподіленої системи через організацію динамічної верифікації таких баз знань під час їх застосування. Крім того, представлено основні механізми забезпечення функціональної стійкості роботи засобів навігації ЛА в умовах деструктивного впливу на них геліогеофізичних збурень.

Ключові слова: пілотажно-навігаційний комплекс, дестабілізуючі фактори, функціональна стійкість.

Вступ

Загальна постановка проблеми та зв'язок з практичними завданнями. В сучасних умовах збільшується значення засобів автоматизації управління польотом для забезпечення високої ефективності літальних апаратів (ЛА) і безпеки польотів. Особливої уваги набувають заходи щодо забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) літального апарату (ЛА) на окремих режимах польоту.

Основними шляхами вирішення проблеми забезпечення заданого рівня безпеки польоту в умовах відмови пілотажно-навігаційного комплексу є зменшення впливу людського фактора при пілотуванні ЛА за рахунок автоматизації управління і забезпечення мінімально необхідного рівня працездатності систем ЛА шляхом перерозподілу апаратних, програмних і обчислювальних ресурсів.

Формування показників функціональної стійкості як показників ефективності складних технічних систем, включаючи ПНК ЛА, є важливим напрямком наукових досліджень. Завдання забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату при впливі на нього зовнішніх і внутрішніх дестабілізуючих факторів є частиною проблеми забезпечення безпеки польотів та одним з найбільш актуальних напрямків наукових досліджень.

Особливої актуальності набуває забезпечення властивостями функціональної стійкості інтелектуалізованої системи автоматичного управління (САУ) у військовій авіації. На думку вчених і військових це значно підвищить ефективність ЛА в бою.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Ключові положення теорії функціональної стійкості були розвинені в численних роботах Машкова О.А., Барабаша О.В., Кравченка Ю.В., Неділька С.М.,

Обідіна Д.М. Окремі завдання забезпечення функціональної стійкості були відображені в роботах Авіжєніса А., Гуляєва В.А., Коростиля Ю.М., Пархоменка П.П., Тоценка В.Г., Дем'янчука В.С., Баранова Г.Л., Кононова А.А., Савченка В.А. та інших вітчизняних і зарубіжних дослідників.

Професор Машков О.А. вперше сформулював властивість функціональної стійкості і загальну стратегію її забезпечення для складної технічної системи [1–2]. Професори Барабаш О.В. і Кравченко Ю.В. внесли значний вклад у розвиток понятійного апарату функціональної стійкості і вирішили проблему забезпечення функціональної стійкості для розподіленої інформаційної і псевдосупутникової радіонавігаційних систем [3–4]. Барабаш О.В. вперше довів загальну відмінність стійкості функціонування від функціональної стійкості (рис. 1) і формалізував функціональну стійкість в системі властивостей складних технічних систем.



Рис. 1. Місце функціональної стійкості в системі властивостей складних технічних систем (за роботою [3]).

У своїх роботах професор Неділько С.М. [5–6] запропонував принципово новий підхід забезпечення

ня функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом. У роботах професора Обідіна Д.М. [7–8] була реалізована стратегія забезпечення функціональної стійкості інтелектуальних розподілених систем управління літальним апаратом шляхом використання динамічної верифікаційної моделі розподілених баз знань інтелектуальної системи управління літальним апаратом.

Одним з актуальних напрямків досліджень стала подальша розробка інтелектуальних багатофункціональних оптимальних систем управління рухом літального апарату, що мають розвинені властивості адаптації до мінливих в широких діапазонах умов польоту, до виникнення нештатних ситуацій. Нами у роботах [9, 10] були запропоновані нові підходи щодо забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) літального апарату (ЛА), зокрема в умовах спокійної геліогеофізичної обстановки та в умовах деструктивного впливу геліогеофізичних збурень. Особливу увагу на даному етапі досліджень потребує розробка ефективних методик забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) літального апарату (ЛА) на окремих режимах польоту.

Метою статті є розробка методики забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату на окремих режимах польоту.

Основна частина

Під ПНК розуміють сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмних, систем автоматичного управління, систем індикації і сигналізації, призначених для вирішення завдань літаководіння і забезпечення роботи інших бортових систем ЛА (рис. 2). ПНК у своєму складі об'єднує два комплекси: пілотажний і навігаційний. Під пілотажним комплексом розуміють сукупність систем автоматичного управління, включаючи автомати завантаження, обмеження і зміни передавальних чисел. Під навігаційним комплексом розуміють сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для вирішення завдань навігації і визначення координат місцезнаходження ЛА.

Під функціональною стійкістю ПНК ЛА будемо розуміти його властивість перебувати в стані працездатності і виконувати певне цільове завдання або впродовж заданого інтервалу часу, або в умовах потоку відмов через вплив зовнішніх і внутрішніх факторів.

До основних завдань, що вирішуються ПНК ЛА можна віднести завдання побудови навігаційної програми польоту, навігаційні завдання, пілотажні завдання і завдання контролю роботи ПНК і режимів польоту [11].

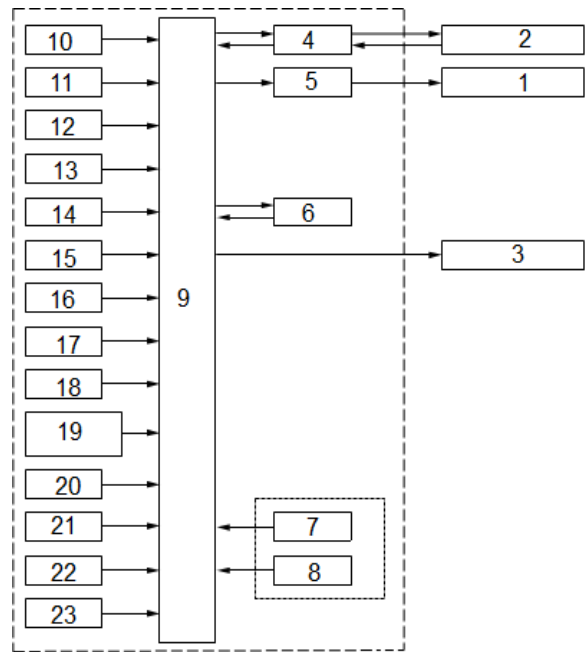


Рис. 2. Загальна структура пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату (за даними роботи [11]):

- 1 – ЛА (органи управління); 2 – пілот (екіпаж);
- 3 – зовнішні системи; 4 – засоби відображення інформації;
- 5 – система автоматичного управління;
- 6 – система курсу та вертикалі; 7 – пристрій вводу та індикації; 8 – пульт оперативної зміни програми польоту;
- 9 – обчислювальний комплекс; 10 – інерціальна навігаційна система; 11 – система курсу та вертикалі;
- 12 – доплеровський вимірвач швидкості та кута зносу;
- 13 – система повітряних сигналів;
- 14 – радіотехнічні системи ближньої навігації;
- 15 – радіотехнічні системи дальньої навігації;
- 16 – РД; 17 – дальноміри; 18 – бортові радіотехнічні станції; 19 – візирний пристрій; 20 – автоматичний радіокомплекс; 21 – астрономічні навігаційні системи;
- 22 – кореляційно-екстремальні навігаційні системи;
- 23 – автовідповідачі літака

Залежно від призначення ЛА, формується основне цільове завдання кожного польоту ЛА. При польоті за маршрутом ймовірність виконання повного цільового завдання описується виразом:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i, \quad (1)$$

де

$$P_1 = P(\Delta x_i < \Delta_{i_{\text{пред}}}), \quad (i = \overline{1, n});$$

$$P_2 = P(t_{\text{ф}} < t_3); \quad P_3 = P(a_i < a_{i_{\text{пред}}}).$$

Під a_i будемо розуміти деякі параметри ПНК, такі як маса, вартість або інші, під параметром $a_{i_{\text{пред}}}$ – гранично допустимі значення параметрів, під Δx_i – відхилення i -ї координати вектору стану, під $\Delta_{i_{\text{пред}}}$ – гранично допустимі відхилення по i -ій координаті, $t_{\text{ф}}$ та t_3 – фактичний і заданий час досягнення необхідної дальності польоту.

Тоді умови, відповідні виконанню основного завдання можна представити у вигляді:

$$\Delta x_i(t) < \Delta_{i_{\text{пред}}}(t), (i = \overline{1, n}); \quad (2)$$

$$t_{\phi} = \frac{L(t)}{V_{\text{ср}}} \leq t_3,$$

де $\Delta x_i(t) = x_{i_{\text{зад}}}(t) - x_i(t)$ – відхилення координат вектора стану $\Delta x_i(t)$ від програмних $x_{i_{\text{зад}}}(t)$.

Для визначення ефективних методів забезпечення функціональної стійкості ПНК визначимо основні види відмов ПНК на окремих режимах польоту. Взаємний вплив зовнішніх дестабілізуючих факторів один на одного та на функціональну стійкість складових систем пілотажно-навігаційного комплексу літальних апаратів має дуже складну природу (рис. 1).

За результатами аналізу досліджень відмов і пошкоджень елементів складних систем представленим дослідниками у роботах [11–12], та виконаного нами аналізу [9] взаємозв'язку і взаємовпливу дестабілізуючих факторів на функціональну стійкість навігаційних систем літальних апаратів, відмови в роботі ПНК або його модулів найчастіше призводять до помилок позиціонування ЛА в просторі і відхилень ЛА від лінії заданого шляху, що значно впливає на рівень безпеки польотів.

Основними чинниками таких помилок є [11]: програмні помилки, пов'язані з точністю зчитування координат з навігаційних карт і некоректним введенням програми польоту в пристрої пам'яті ПНК; помилки визначення координат ЛА, пов'язані з точністю навігаційних приладів і зовнішніми збурюючими впливами (тип навігаційної системи, іоносферні збурення, втрата сигналу, радіаційний вплив і т.п.); помилки стабілізації ЛА щодо лінії заданого шляху, які визначаються якістю роботи контурів траєкторного управління в умовах дії зовнішніх збурень. З огляду на структуру ПНК і основні причини відмов, можна зробити висновок, що його система має значну апаратну і програмну надмірність.

Основні заходи щодо вирішення проблеми забезпечення функціональної стійкості ПНК ЛА повинні включати [1; 5]: забезпечення технічної та інформаційної надійності, відновлення втраченої інформації і працездатності після ушкоджень та відмов; забезпечення живучості, електромагнітної цілісності, радіоелектронний та інформаційний захист; реалізацію принципів функціональної стійкості з апаратною, програмною і часовою надмірністю, своєчасним виявленням та ідентифікацією відмов; парирування відмов з метою безперервного функціонування ПНК ЛА.

Методи забезпечення функціональної стійкості повинні бути спрямовані на більш повне використання наявних технічних ресурсів складної технічної системи. Вони повинні базуватися на концептуальному принципі активного перерозподілу наявних

ресурсів для досягнення поставлених цілей, а не на пасивному автоматичному виконанні чіткої програми дій.

Забезпечення функціональної стійкості ПНК ЛА включає в себе три етапи: етап виявлення відмови; етап верифікації розподіленої бази знань (РБЗ); етап парирування відмов ПНК [8].

В основу забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату покладемо процедури підтримання у валідному стані баз знань окремих модулів розподіленої системи, що може бути вирішено через організацію динамічної верифікації таких баз знань під час їх застосування. В такому разі після виявлення відмови ПНК для забезпечення його функціональної стійкості необхідно визначити значення функцій приналежності μ_i для окремих модулів $v_i, i = 1 \dots n$, розподілених інформаційних модулів ПНК V на базі операцій з булевими векторами коректності модуля X_i , отриманого в результаті верифікації розподілених інформаційних модулів:

$$\forall_i | v_i \in V, i = 1, \dots, |V| ; \\ \exists \mu_i | \mu_i \in M ; \quad (3)$$

$$M = \left\{ \mu_i | \mu_i = \frac{1}{|X_i|} \sum_{j=1}^{|X_i|} x_{ij}, x_{ij} \in X_i, i = 1, 2, \dots, n \right\}$$

Підтримання елементів ПНК ЛА у валідному стані може бути вирішено через організацію його динамічного діагностування під час експлуатації. Аналіз різноманітних варіантів діагностування (функціональне: програмно-часові методи, апаратні методи; тестове: зовнішнє діагностування, самодіагностування (внутрішнє)) [13] елементів ПНК та прогнозування виникнення позаштатних ситуацій у разі його відмов показав, що найбільш прийнятною є організація тестового діагностування за принципом блукаючого (ймовірнісного) діагностичного ядра [13–14], яка включає: виконання перевірок у системах ПНК, при якому враховується випадкова структура діагностичних зв'язків, накопичення діагностичної інформації в пам'яті елементів ПНК, визначення достатності діагностичної інформації для виконання її аналізу, дешифрування діагностичної інформації для визначення стану елементів ПНК.

Будемо розглядати пілотажно-навігаційний комплекс як розподілену інтелектуальну систему виду:

$$G(V, L), V = \{v_i\}, L = \{l_{ij}\}, i, j = 1, 2, \dots, n, \quad (4)$$

де безліч вершин V відповідає безлічі інформаційних (інтелектуальних) модулів ПНК розмірністю n . Безліч ребер L відповідає безлічі зв'язків між інформаційними модулями.

Під діагностичним ядром розуміється комплекс апаратних і програмних засобів, на які покладаються задачі виконання тестових перевірок, аналіз результатів перевірок всіх елементів ПНК та видачі результатів контролю та діагностування споживачу (оператору). В загальному вигляді поняття діагностичного ядра може бути формалізоване наступним чином [8]:

$$D(M_D, T_D) \subset R(M, T), M_D \subset M, T_D \subset T;$$

$$R = \{M^i \times T^j : i = [1, I], j = [1, J]\};$$

$$M_D : \{\min |M| / \forall S_i \in S \exists \{\tau_i\} \in T\} \cap M_A;$$

$$T_D = \bigcup_1 \{\tau_i\}, i = 1, 2, \dots, N,$$

де M_A – апаратні засоби, на які покладено завдання аналізу діагностичної інформації; M, T – базисні множини апаратних і програмних компонентів, що забезпечують перевірку будь-якого елемента ПНК; S – множина апаратних і програмних компонентів усього ПНК; M_D, T_D – множина апаратних і програмних компонентів діагностичного ядра; $\{\tau_i\}$ – підмножина програмних компонентів, що забезпечують перевірку семантичного стану S_i -го апаратного компонента ПНК.

При використанні для тестового діагностування ПНК ймовірного діагностичного ядра, усі засоби розподілені по всіх елементах, а діагностична інформація, що накопичується, передається по системі разом з результатами перевірок, що виконуються у випадкові моменти часу. Формалізовано це виглядає наступним чином [7]:

$$M_D \in S, S \setminus M_D \neq \emptyset, M_i \leftarrow t_{ij},$$

де t_{ij} – остання елементарна перевірка в системі;

M_i – i -й апаратний компонент ПНК, який виконував останню перевірку в системі та реалізує функцію діагностичного ядра.

Модель організації перевірки ПНК за принципом ймовірного діагностичного ядра зображено на рис. 3.

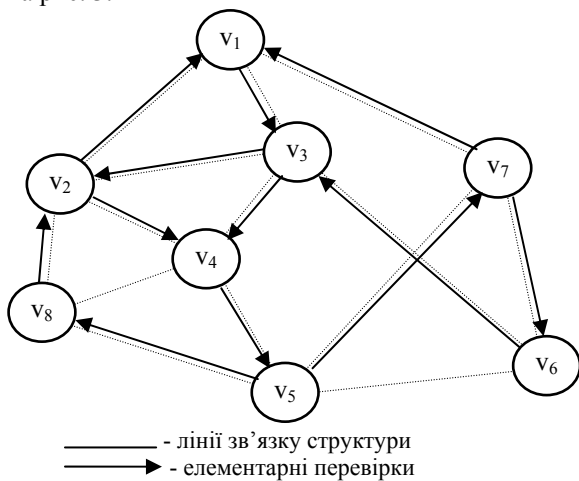


Рис. 3. Модель організації перевірки за принципом ймовірного діагностичного ядра

Успішне виконання функцій, що покладаються на діагностичне ядро системи ПНК, залежить від наступних чинників: 1) апаратні і програмні компоненти ядра повинні бути коректними і працювати коректно; 2) повинно бути забезпечено і реалізовано взаємодію ядра і елементів ПНК. Тому ймовірність правильної оцінки семантичного стану елементів ПНК може бути визначена таким чином:

$$P_{ПР} = P_D \cdot P_{D-ПНК},$$

де P_D – ймовірність правильного виконання діагностичним ядром своїх функцій або ймовірність того, що число компонентів діагностичного ядра буде достатнім для реалізації його функцій; $P_{D-ПНК}$ – ймовірність реалізації необхідної взаємодії між ядром і ПНК.

Верифікація за принципом ймовірного діагностичного ядра включає послідовне виконання таких процедур [8]: 1) перевірки в системі, при якій пара модулів (перевіряючий і той, що перевіряється) вибираються випадковим чином; 2) пересилка результатів перевірок і кодового слова структури верифікаційних зв'язків здійснюється тільки позитивно перевіреним модулям; 3) накопичення верифікаційної інформації в пам'яті всіх модулів; 4) визначення достатності накопиченої верифікаційної інформації для здійснення її аналізу; 5) дешифрування верифікаційної інформації для визначення місця і виду відмови.

Для наочності діагностичну модель ПНК можна представити у вигляді орієнтованого графа $G(V, L)$, множині вершин якого $V = \{v_i\}$ відповідає вузол комутації системи пілотажно-навігаційного комплексу, а орієнтовані ребра $L = \{v_i, v_j\}$ – відповідають елементарним перевіркам між елементами ПНК (рис. 4).

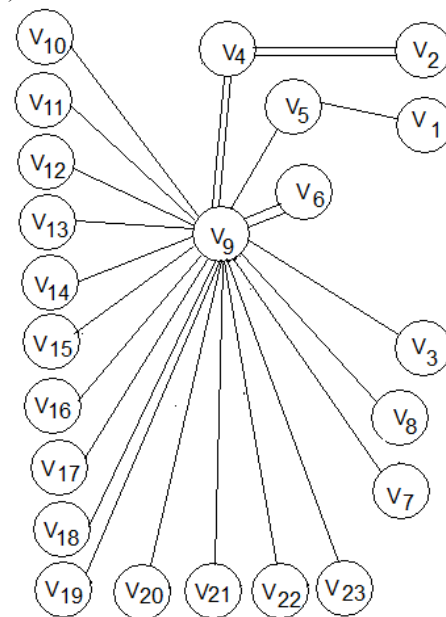


Рис. 4. Граф вихідної структури ПНК ЛА

Застосовуючи досвід використання математичних моделей, побудованих на основі теорії графів для процесу діагностування [15], діагностичний граф моделі ПНК можемо задати у вигляді матриці суміжності:

$$A = \{a_{ij}\} \quad i, j = 1, 2, \dots, n,$$

де – елементи матриці суміжності діагностичного графа, які мають значення 1, якщо існує ребро

$$l_{ij} = \{v_i, v_j\} \in L$$

та 0 – у протилежному випадку.

Для аналізу діагностичного графу ПНК будемо використовувати математичний апарат теорії графів [15].

За розробленою концепцією [8; 13] елементарною перевіркою модуля v_j з боку модуля v_i є подача тестового запиту t_{ij} на v_j і аналіз реакції t'_{ij} модуля v_j на тестову дію, що виконується модулем v_i , де i – номер перевіряючого, а j – номер модуля РБЗ, який перевіряється. Суть тестового запиту полягає у ініціалізації деякої логічної формули, що знаходиться у даному (віддаленому) модулі бази знань. Результат виведення за зазначеною формулою порівнюється з еталонним результатом, що зберігається у модулі, якій здійснює перевірку, як результат діагностування r_{ij} . У разі моделі ПНК елементарна перевірка представлятиметься схемною дугою графа, направленою від перевіряючого модуля до модуля, що перевіряється (рис. 4).

В процесі виконання елементарних перевірок в пам'яті коректних модулів розподіленої бази знань повинно виконуватись накопичення діагностичної інформації завдяки способу умовної передачі результатів низки елементарних перевірок [8], коли результати перевірок пересилаються у інформаційні модулі розділеної бази даних перевірені з результатом $r=0$ і не пересилаються, а зберігаються у пам'яті перевіряючого модуля у разі одиничного результату перевірки $r=1$. У такому разі коректні модулі здатні накопичувати більше результатів елементарних діагностичних перевірок стану елементів ПНК, ніж некоректні та при накопиченні достатнього обсягу інформації вони будуть здатні виконувати алгоритм діагностування. Сукупність результатів перевірок модулів представляє собою синдром $R = \{r_{ij}\}$. В процесі діагностування накопичується інформація (синдром), а потім один з коректних модулів аналізує синдром и виконує його дешифрування з визначенням місця і виду відмови.

Для організації оперативного самодіагностування ПНК найбільш ефективним є використання системи оцінювання Препарату [16], оскільки вона може бути використана для широкого класу об'єктів і найповніше відповідає усім ситуаціям відмов у реально розподілених базах знань. При використанні системи оцінювання Препарату результат елементарної перевірки може бути представлений наступним чином:

тарної перевірки може бути представлений наступним чином:

$$r_{ij} = \begin{cases} 0, & \text{якщо } v_i - \text{справ.}, v_j - \text{справ.}; \\ 1, & \text{якщо } v_i - \text{справ.}, v_j - \text{несправ.}; \\ x = \{0 \vee 1\}, & \text{якщо } v_j - \text{несправ.}, \end{cases}$$

де $x = \{0 \vee 1\}$ – приймає рівноймовірнісне значення 0 або 1.

Достовірність діагностування і час виконання процедури оцінки технічного стану системи залежать від ознаки достатності обсягу інформації самодіагностування з ймовірнісним ядром [13]. Наявність надійної ознаки достатності діагностичної інформації для її подальшого використання у дешифруванні синдрому $R = \{r_{ij}\}$ стану елементів діагностичної структури дозволяє своєчасно припинити накопичення результатів перевірок технічного стану елементів ПНК. Одним з ефективних засобів визначення достатності діагностичної інформації є її оцінювання за характеристичними числами.

За даними [13] характеристичним числом C_k , $k=1, \dots, N$ діагностичного графа (рис. 4), складеного за структурою перевірочних зв'язків, є кількість різних підмножин елементів X_c (X_c – підмножина справних вузлів, $X_c \in V$), що складаються з k елементів, які перевіряють всі інші елементи системи $V \setminus X_c$.

Для діагностичної структури, зображеної у вигляді діагностичного графу на рис. 3, модифікована матриця системи буде мати наступний вигляд:

$$A_M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Для визначення характеристичних чисел C_k у поточній структурі перевірочних зв'язків, за даними [13; 16] у структурі перевірочних зв'язків розглядається матриця системи A_M

$$a_{mij} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } a_{sij} \neq 0; \\ 0, & \text{якщо } a_{sij} = 0, \end{cases}$$

де a_{sij} – елемент матриці.

Для модифікованої матриці A_M характеристичні числа C_k означатимуть кількість різних варіантів покриттів всіх стовпців ненульовими елементами обраним k числом рядків. Характеристичні числа C_k можуть бути легко визначені шляхом повного перебору всіх елементів матриці A_M . Наприклад:

$$C_2 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^n \left[\prod_{j=1}^n (a_{kj} \vee a_{ij}) \right],$$

де a_{kj} , a_{ij} – елементи матриці системи A_M .

Очевидно, що чим більші характеристичні числа структури, тим вище її діагностичні властивості. Тому на підставі характеристичних чисел можна встановити ознаку достатності для діагностування систем.

Для складних динамічних систем, найбільш ефективним методом визначення характеристичних чисел може бути використання мінімально-достатніх структур (МДС) для діагностування. На підставі визначення приналежності поточної структури перевірочних зв'язків до класу МДС, а також підрахунку кількості мінімально-достатніх підструктур, які містяться в діагностичному графі, за даними досліджень [8] можна визначити характеристичні числа C_k отриманої структури перевірочних зв'язків.

Ознакою достатності може бути апріорна ймовірність надання результату алгоритму дешифрування синдрому $R = \{r_{ij}\}$ стану елементів діагностичної структури (у нашому випадку ПНК).

Після визначення достатньої верифікаційної інформації, на її підставі формується відновлююче управління, яке і завершує етап парирування відмов ПНК.

Етап парирування наслідків позаштатних ситуацій у ПНК полягає у формуванні та впливі на систему так званого відновлювального управління [5]. Під відновлювальним управлінням розуміється управління, яке парирує наслідки відмов, збоїв, руйнувань, а також впливів інших зовнішніх дестабілізуючих факторів, які передбачені умовами, з метою збереження, хоча і з деяким погіршенням, основних функцій системи шляхом перерозподілу надмірності.

У загальному вигляді задача етапу парирування відмов ПНК полягає у визначенні нечіткого логічного висновку виду:

$$Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n). \quad (5)$$

На основі верифікації (3) інформаційних модулів ПНК (4) формується відновлююче управління (5) і на підставі умов задоволення основного завдання (2) визначається ймовірність виконання повного цільового завдання при польоті за маршрутом або на інших окремих режимах польоту.

В сучасних умовах особливу важливість для України набуває загальна науково-прикладна проблема стійкого функціонування навігаційного забезпечення на основі космічних технологій під впливом дестабілізуючих факторів космічної погоди. Вимоги до точності навігаційного забезпечення на кожному етапі польоту ПС різні. Для вирішення завдань категорійної посадки ПС за допомогою супутникових радіонавігаційних систем (СРНС)

необхідно підвищувати точність визначення просторових координат за допомогою зменшення похибок позиціонування СРНС. У цій ситуації актуальною є можлива компенсація навігаційної похибки СРНС в районі аеродрому за допомогою одночастотної навігаційної апаратури користувачів (НАК) GPS з забезпеченням функціональної стійкості засобів навігації ЛА під впливом зовнішніх дестабілізуючих факторів, в першу чергу, деструктивних геліогеофізичних збурень.

Впровадження в систему управління повітряним рухом елементів концепції ICAO CNS / ATM вимагає підвищення якості навігаційного забезпечення повітряних суден [17]. Численні дослідження [6; 18–21] показують, що при будь-яких умовах основний внесок у похибку позиціонування повітряних суден цивільної авіації при технічно справній системі супутникової навігації вносять трансформації середовища поширення сигналів навігаційних систем (іоносфери і тропосфери) під дією геліогеофізичних збурень космічної погоди.

На точність навігаційного забезпечення ЛА крім середовища поширення сигналу (стану іоносфери і тропосфери), впливають багато інших чинників, наприклад, якість навігаційного сигналу, конструктивні недоліки приймача, багатопроменевість та ін. Однак їх вплив на точність навігаційного забезпечення можливо знизити до необхідного користувачем рівня за допомогою різних технічних рішень, в той час як вплив середовища поширення сигналу, внаслідок його природи, зменшити технічними засобами неможливо.

Помилки позиціонування супутникових систем навігації (СНН) апаратної природи, що виникають у приймально-передавальних трактах радіотехнічних засобів систем (і при апаратній обробці сигналів) можуть бути ліквідовані шляхом вдосконалення апаратури [18]. Помилки, що пов'язані зі станом середовища, в першу чергу іоносфери, принципово не ліквіднуються технічними засобами внаслідок їх природного характеру. Це обумовлено тим фактом, що нейтральні і іонізовані компоненти верхньої атмосфери Землі змінюють швидкість поширення радіохвиль. Найвні методи компенсації іоносферної похибки в значній мірі (до 95%) усувають лише регулярну складову варіацій ПЕВ в іоносфері [20].

Іоносферні ефекти і дестабілізуючі впливи, що пов'язані з геліогеофізичними збуреннями, дуже різноманітні [22]. Особливо деструктивними для радіозв'язку і навігації ЛА є явища повного поглинання радіохвиль (Radio Black-out), що охоплюють значні території після потужних геоэффективних сонячних спалахів, раптове іоносферне збурення (Sudden Ionospheric Disturbance), що блокує радіозв'язок усього спектра частот на денній стороні Землі до 1-3 годин, мерехтіння (Scintillations), рап-

тові геомагнітні імпульси (Sudden Geomagnetic Impulse), геомагнітні бурі (Geomagnetic Storm), при екстремальних проявах яких GPS-навігація може бути відсутня впродовж кількох днів, середньохвильова радіонавігація може бути відсутньою впродовж декількох годин.

Значення іоносферної похибки пропорційне повному електронному вмісту (ПЕВ) і включає в себе фазове випередження і групову затримку, доплерівське зрушення частоти, обертання площини поляризації радіохвилі. Похибки ССН, які пов'язані з іоносферною рефракцією супутникового сигналу, обумовлені варіаціями діелектричної проникності іоносферних шарів, а також значними неоднорідностями електронної концентрації. Постійна зміна параметрів, що впливають на ключові характеристики іоносфери, ускладнює її точний математичний опис.

У систему обробки даних навігаційних сигналів GPS включена емпірична модель іоносфери Клобучара [18]. Ця модель недостатньо враховує нерегулярні, випадкові варіації (флуктуації) іоносферних параметрів під впливом зміни космічної погоди. В результаті, модель Клобучара дає середню помилку в описі ПЕВ, яка досягає 50% [18]. В останні роки розроблена емпірична модель іоносфери Gemtec [19]. Авторами цієї моделі на представницькому обсязі даних отримана величина відносної похибки 19,6% [19]. У моделі IONEX величина відносної похибки часових визначень становить близько 30% [20]. Модель NeQuick є медіанною, середньомісячною, тому її середня відносна похибка досягає 35,8% [21].

На сьогодні визначено, що іоносферні збурення під впливом динамічних змін геліогеофізичної обстановки є основною причиною збоїв нетехнічного характеру у роботі супутникових систем навігації. При цьому в двохчастотних прийमाчах сигналу супутникових систем навігації проблема компенсації іоносферних похибок вирішена з достатньою точністю. Однак, внаслідок низки причин економічного та технічного характеру, навігаційне забезпечення повітряних суден цивільної авіації побудовано на використанні в якості стандартного обладнання одночастотних приймачів сигналу, для яких проблема коректної диференційованої компенсації іоносферних похибок дотепер не вирішена.

Нами розроблено загальну комплексну модель функціонування супутникових систем навігації (ССН) під впливом зовнішніх дестабілізуючих факторів [23]:

$$G = \langle M, \gamma \rangle,$$

де M – модель роботи супутникової системи навігації; γ – модель дестабілізуючих впливів зовнішніх факторів. У свою чергу, модель роботи супутникової системи навігації може бути представлена як:

$$M = \langle A, U, L, \beta \rangle,$$

A – множина ресурсів супутникової системи навігації; U – моделі середовища поширення навігаційного сигналу (зокрема, іоносфери, тропосфери); L – опис структури ССН, організації її роботи, кількісні значення вимог до ССН, показники в межах встановлених норм; β – опис технології визначення позиціонування з компенсацією іоносферної та інших похибок, які виникають під впливом дестабілізуючих факторів космічної погоди, апаратно-програмне забезпечення методики визначення іоносферних похибок ССН, при яких використовуються ресурси множин A та U . Узагальнена модель дестабілізуючих впливів зовнішніх факторів може бути описана наступним чином:

$$\gamma = \langle R, \alpha \rangle,$$

де R – множина дестабілізуючих зовнішніх факторів впливу; α – просторово-часова структура впливу дестабілізуючих зовнішніх факторів.

Просторово-часова структура α впливу дестабілізуючих зовнішніх факторів множини R на роботу супутникової системи навігації може бути представлена, як:

$$\alpha = \langle n, m, \tau \rangle,$$

де $n = \langle A, R, N \rangle$ – бінарне відношення ($N \subseteq A \times R$), яке визначає розподіл впливів множини дестабілізуючих факторів R на множини ресурсів системи супутникової навігації A ; де $m = \langle U, R, M \rangle$ – бінарне відношення ($M \subseteq U \times R$), яке визначає розподіл впливів множини дестабілізуючих факторів R на моделі середовища поширення навігаційного сигналу; τ – параметр, який визначає тривалість впливів дестабілізуючих факторів та моменти початку їх впливу.

Для представленої комплексної моделі функціонування засобів навігації ЛА ЦА під впливом зовнішніх дестабілізуючих факторів нами визначено основні механізми забезпечення їх функціональної стійкості [23], які повинні включати: 1) своєчасне прогнозування збоїв у роботі систем супутникової навігації під впливом нерегулярних варіацій космічної погоди, що викликають іоносферні похибки середовища поширення радіосигналів при збуреннях космічної погоди різного рівня; 2) підвищення точності та надійності навігаційного забезпечення повітряних суден цивільної авіації шляхом визначення похибок позиціонування під впливом варіацій космічної погоди, що викликають іоносферні трансформації середовища поширення радіосигналів; 3) забезпечення високого рівня безпеки польотів повітряних суден цивільної авіації шляхом підвищення точності визначення місцеположення при використанні одночастотних приймачів систем супутникової навігації в якості бортового обладнання; 4) створення алгоритмів відбракування аномальних

похибок вимірювань; 5) забезпечення автономних методів контролю цілісності систем; 6) підвищення надійності, завадостійкості та електромагнітної цілісності навігаційних систем; 7) створення схем та алгоритмів усунення штучно створених впливів на середовище та прийнятно-передавальні тракти радіотехнічних систем.

Висновки

В роботі викладено методологічні основи забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату. Вони включають сукупність наукових методів та математичних моделей, підходів та механізмів спрямованих на вирішення зазначеного наукового завдання.

В основу забезпечення функціональної стійкості пілотажно-навігаційного комплексу літального апарату нами покладено процедури підтримання у валідному стані баз знань окремих модулів розподіленої системи, що вирішено через організацію динамічної верифікації таких баз знань під час їх застосування.

Діагностування відмов ПНК ЛА за запропонованою нами методикою здійснюється за принципом ймовірнісного діагностичного ядра, що включає: виконання перевірок у системах ПНК, при якому враховується випадкова структура діагностичних зв'язків, накопичення діагностичної інформації в

пам'яті елементів ПНК, визначення достатності діагностичної інформації для виконання її аналізу, дешифрування діагностичної інформації для визначення стану інформаційних модулів ПНК.

На основі верифікації інформаційних модулів ПНК формується відновлююче управління і на підставі умов задоволення основного завдання ПНК ЛА визначається ймовірність виконання повного цільового завдання при польоті за маршрутом або на інших окремих режимах польоту.

Для вирішення проблеми забезпечення стійкого функціонування систем навігаційного забезпечення ЛА в умовах збуреної космічної погоди розглянуто загальну комплексну модель функціонування супутникових систем навігації (ССН) під впливом дестабілізуючих геліогеофізичних збурень. Визначено основні механізми функціональної стійкості роботи засобів навігації ЛА в умовах деструктивного впливу на них збуреної космічної погоди.

Подальші дослідження необхідно зосередити на вивченні можливості врахування варіацій параметрів іоносфери під дією геліогеофізичних збурень космічної погоди і можливостей уточнення коригування іоносферних похибок супутникових систем навігації, виходячи з аналізу самих параметрів навігаційних сигналів, що пройшли іоносферу.

Список літератури

1. Артюшин Л.М. Оптимизация цифровых автоматических систем, устойчивых к отказам / Л.М. Артюшин, О.А. Машков. – К.: КВВАИУ, 1991. – 89 с.
2. Машков О.А. Применение теории функционально устойчивых систем для решения задач навигации и управления объектами вида «макросистема» / О.А. Машков, О.А. Кононов // Системи управління, навігації та зв'язку. – 2007. – Вип. 3. – С. 15-19.
3. Барабаш О.В. Построение функционально устойчивых распределенных информационных систем / О.В. Барабаш. – К.: НАУ, 2004. – 226 с.
4. Кравченко Ю.В. Функціональна стійкість – властивість складних ТС / Ю.В. Кравченко, О.В. Барабаш // Труды академії, № 40. – К.: НАОУ, 2002. – С. 225-228.
5. Неділько С. М. Основи теорії функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом / С. М. Неділько. – Кіровоград: ДЛІАУ, 2011. – 220 с.
6. Навігаційне забезпечення Збройних сил України з використанням космічних систем: моногр. / С.В. Козелков, К.С. Козелкова, С.М. Неділько та ін.; за ред. С.М. Неділька. – Кіровоград: Вид-во КЛІА НАУ, 2013. – 628 с.
7. Обідін Д.М. Математична формалізація функціональної стійкості процесів управління літальними апаратами / Д.М. Обідін // Системи озброєння і військова техніка. – 2014. – Вип.1 (37). – С. 179-182.
8. Обідін Д.М. Модель бази знань інтелектуальної системи управління високошвидкісного рухомого об'єкта на основі її верифікації / Д.М. Обідін, О.В. Барабаш, А.П. Мусієнко // Системи обробки інформації. – 2014. – Вип. 5 (121). – С. 3-6.
9. Калашник М.А. Постановка задачи обеспечения функциональной устойчивости пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата на отдельных режимах полета / М.А. Калашник, Д.Н. Обидин // Системи управління, навігації та зв'язку. – 2015. – Вип. 4 (36). – С. 27-30.
10. Калашник Г.А. Забезпечення стійкого функціонування засобів навігації літальних апаратів під впливом зовнішніх дестабілізуючих факторів / Г.А. Калашник, Д.М. Обідін, М.А. Калашник // Системи обробки інформації. – 2016. – Вип. 3 (140). – С. 52-56.
11. Рогожин В.О. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підручн. / В.О. Рогожин, В.М. Синеглазов, М.К. Філяшкін. – К.: НАУ, 2005. – 316 с.
12. Когге Ю.К. Основы надежности авиационной техники / Ю.К. Когге. – М.: Машиностроение, 1993. – 175 с.
13. Mashkov V.A. Self-checking and Self-diagnosis of Module Systems on the Principle of Walking Diagnostic Kernel / V.A. Mashkov, O.V. Barabash // Engineering Simulation. – Amsterdam: OPA, 1998. – Vol. 15. – P. 43-51.

14. Барабаш О.В. Методика обнаружения отказов в вычислительных системах на основе блуждающего диагностического ядра / О.В. Барабаш, М.В. Куклинский // Проблемы інформатизації та управління. – 2005. – № 12. – С. 22-27.
15. Fitzgerald Kent, Latifi Shahram, Srimani Pradip K. Reliability Modeling and Assessment of the Star-Graph Networks // IEEE Transactions on Reliability, March 2002. – Vol. 51, no. 1. – P. 49-57.
16. Preparata F. P. On the connection assignment problem at diagnosable systems / F. P. Preparata, G. Metze, R. T. Chien // IEEE Transactions on Electronic Computers. – 1967. – № EC-16 (6). – P. 848-854.
17. Doc. 9719. Report on the world wide CNS / ATM Systems Implementation Conference, Rio de Janeiro 11–15 May 1998: ICAO Publications, 1998. – 58 p.
18. Klobuchar J.A. Ionospheric effects on GPS / J.A. Klobuchar // Global Positioning System: Theory and Applications. Edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1996.
19. Горбачев О.А. Оценка эффективности модели коррекции ионосферной погрешности Gemtec для систем GPS/ГЛОНАСС / О.А. Горбачев, В.Б. Иванов, Е.Е. Нечаев // Научный вестник МГТУ ГА. – 2012. – № 180. – С. 78-83.
20. Сажин В.И. Моделирование полного электронного содержания ионосферы / В.И. Сажин, Е.М. Вдовин, А.Е. Торшина // Известия Иркутского государственного университета. – 2014. – Т.9 – С. 94-102.
21. Radicella S.M. The NeQuick model genesis, uses and evolution // Annals of Geophysics. – 2009. – Vol. 52. – P. 417-422.
22. NOAA Space Weather Scales (2017) [Электронный ресурс] // Национальное управление океанических и атмосферных исследований (NOAA): [Сайт]. <http://www.swpc.noaa.gov/NOAAascales/>
23. Калашник М.А. Механізми забезпечення сталого функціонування засобів навігації літальних апаратів в умовах деструктивного впливу / М.А. Калашник // Системи управління, навігації та зв'язку. – 2016. – Вип. 2(38). – С. 3-8.

References

1. Artyushin, L.M. and Mashkov, O.A. (1991), “*Optimizatsiya tsifrovyykh avtomaticheskikh sistem, ustoychivyykh k otkazam*” [Optimization of digital automatic systems, resistant to failures], Kiev, KVVAIU, 89 p.
2. Mashkov, O.A. and Kononov, O.A. (2007), “Primenenie teorii funktsionalno ustoychivyykh sistem dlya resheniya zadach navigatsii i upravleniya ob'ektami vida «makrosistema»” [Application of the theory of functionally stable systems for solving problems of navigation and control of objects of the "macrosystem" type], *Control, Navigation and Communication Systems*, No. 3, pp. 15-19.
3. Barabash, O.V., (2004), “*Postroenie funktsionalno ustoychivyykh raspredelennykh informatsionnykh sistem*” [Construction of functionally stable distributed information systems], Kiev, NAU, 226 p.
4. Kravchenko, Yu.V. and Barabash, O.V. (2002), “Funktsionalna stiikist – vlastyvist skladnykh TS” [Functionality is the power of folding vehicles], *Trudi Akademii*, No. 40, Kiyv, NAOU, pp. 225-228.
5. Nedilko, S.M. (2011), “*Osnovy teorii funktsionalnoi stiikosti avtomatyzovanoi systemy upravlinnia povitrianykh rukhom*” [Basic theory of functional stability automated air traffic management system], Kirovohrad, DLAU, 220 p.
6. Kozelkov, S.V., Kozelkova, K.S., Nedilko, S.M. Nedilko, V.M., Obidin, D.M. and Hrashevsky, R.V. (2013), “*Navihatsiine zabezpechennia Zbroinykh syl Ukrainy z vykorystanniam kosmichnykh sistem*”, [Navigational support of the Armed Forces of Ukraine using space systems], Kirovohrad, Vyd-vo KLA NAU, 628 p.
7. Obidin, D.M. (2014), “*Matematychna formalizatsiia funktsionalnoi stiikosti protsesiv upravlinnia litalnymy aparatamy*” [The mathematical formalization of functional stability control processes aircraft], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 1 (37), pp. 179-182.
8. Obidin, D.M., Barabash, O.V. and Musienko, A.P. (2014), “*Model bazy znan intelektualnoi systemy upravlinnia vysokosyvdydkisnogo rukhomoho obiekta na osnovi yii veryfikatsii* [Model of the knowledge base of the intelligent control system of high-speed moving object on the basis of its verification], *Information Processing Systems*, No. 5 (121), pp. 3-6.
9. Kalashnyk, M.A. and Obidin, D.M. (2015), “*Postanovka zadachi obespecheniya funktsionalnoy ustoychivosti pilotazhno-navigatsionnogo kompleksa letatel'nogo aparata na otdelnykh rezhimakh poleta*” [Establishment of the task of ensuring the functional stability of the aeronautical navigational complex of the aircraft on individual flight modes], *Control, Navigation and Communication Systems*, No. 4(36), pp. 27-30.
10. Kalashnyk, G.A., Obidin, D.M. and Kalashnyk, M.A. (2016), “*Zabezpechennia stiikoho funktsionuvannia zasobiv navihatsii litalnykh aparativ pid vplyvom zovnishnykh destabilizuiuchykh faktoriv*” [Provision of stable of aircraft navigation aids under the influence of destabilizing factors], *Information Processing Systems*, No. 3 (140), pp. 52-56.
11. Rogozhin, V.O., Sineglazov, V.M. and Filyshkin, M.K. (2005), “*Pilotazhno-navihatsiini komplekxy povitrianykh suden*” [Aeronautical Navigational Complexes of Aircraft], Kiyv, NAU, 316 p.
12. Kogge, Yu.K. (1993), “*Osnovy nadezhnosti aviatsionnoy tehniki*” [Fundamentals of reliability of aviation equipment], Moskva, Mashinostroenie, 175 p.
13. Mashkov, V.A. and Barabash, O.V. (1998), “Self-checking and Self-diagnosis of Module Systems on the Principle of Walking Diagnostic Kernel”, *Engineering Simulation*, Amsterdam, OPA, Vol. 15, pp. 43–51.
14. Barabash, O.V. and Kuklinskiy, M.V. (2005), “*Metodika obnaruzheniya otkazov v vyichislitelnykh sistemah na osnove bluzhdayushchego diagnosticheskogo yadra*” [Method for detection of failures in computing systems based on the roaming diagnostic core], *Problems of informatization and management*, No.12, pp. 22–27.
15. Fitzgerald Kent, Latifi Shahram and Srimani Pradip K. (2002), Reliability Modeling and Assessment of the Star-Graph Network *EEE Transactions on Reliability*, Vol. 51, No. 1, pp. 49 –57.

16. Preparata, F.P., Metze, G. and Chien, R. T. (1967), On the connection assignment problem at diagnosable systems, *IEEE Transactions on Electronic Computers*, No.16 (6), pp. 848-854.
17. Doc. 9719 (1998), *Report on the world wide CNS / ATM Systems Implementation Conference*, Rio de Janeiro 11-15 May 1998, ICAO Publications, 58 p.
18. Klobuchar, J.A. (1996), *Ionospheric effects on GPS, Global Positioning System: Theory and Applications*, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronomics Inc., Washington DC, pp. 513-514.
19. Gorbachev, O.A., Ivanov, V.B. and Nechaev, E.E. (2012), "Otsenka effektivnosti modeli korrektsii ionosfernoy pogreshnosti Gemtec dlya sistem GPS/GLONASS" [Estimating the Effectiveness of Gemtec Ionospheric Correction Model for GPS / GLONASS Systems], *Scientific Herald of MGTU GA*, No.180, pp.78-83.
20. Sazhin, V.I., Vdovin, E.M. and Torshina, A.E. (2014), "Modelirovanie polnogo elektronnoy soderzhaniya ionosfery" [Simulation of the Full Electronic Content of ionospheres], *Izvestiya Irkutsk State University*, Vol. 9, pp. 94-102.
21. Radicella, S.M. (2009), "The NeQuick model genesis, uses and evolution", *Annals of Geophysics*, Vol. 52, pp.417-422.
22. NOAA Space Weather Scales (2017), National Oceanic and Atmospheric Administration USA (NOAA), www.swpc.noaa.gov/NOAAscales/ (accessed 27 December 2017).
23. Kalashnyk, M.A. (2016), "Mekhanizmy zabezpechennia staloho funktsionuvannia zasobiv navihatsii litalnykh aparativ v umovakh destruktivnoho vplyvu" [Mechanisms to ensure sustainable functioning of the navigation of aircraft under conditions of the destructive impact], *Control, Navigation and Communication Systems*, No. 2(38), pp.8-17.

Надійшла до редколегії 11.12.2017
Схвалена до друку 16.01.2018

Відомості про автора:

Калашник-Рибалко Мирослава Анатоліївна
аспірант Кіровоградської льотної академії
Національного авіаційного університету,
Кропивницький, Україна
<https://orcid.org/0000-000-0997-9609>
e-mail: kalashnik_miroslava2014@ukr.net

Information about the author:

Myroslava Kalashnyk-Rybalko
Postgraduate Student of Kirovograd Flight Academy
of National Aviation University,
Kropyvnytskyi, Ukraine
<https://orcid.org/0000-000-0997-9609>
e-mail: kalashnik_miroslava2014@ukr.net

МЕТОДИКА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОТДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

М.А. Калашник-Рыбалко

В статье предложена методика обеспечения функциональной устойчивости пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата на отдельных режимах полета, основанная на процедуре поддержания в валидном состоянии баз знаний отдельных модулей распределенной системы через организацию динамической верификации таких баз знаний при их применении. Кроме того, представлены основные механизмы обеспечения функциональной устойчивости работы средств навигации ЛА в условиях деструктивного воздействия на них гелиогеофизических возмущений.

Ключевые слова: пилотажно-навигационный комплекс, дестабилизирующие факторы, функциональная устойчивость.

METHODOLOGY OF PROVIDING THE FUNCTIONAL STABILITY OF THE FLYING AND NAVIGATION COMPLEX OF THE FLYING APPARATUS ON SEPARATE FLIGHT MODES

M. Kalashnyk-Rybalko

In the article were considered methodological foundations for ensuring of the functional stability of aircraft flight and navigation complex. They include a set of scientific methods and mathematical models, approaches and mechanisms to solve the above-mentioned scientific problem. The basis for ensuring of the functional stability of aircraft flight and navigation complex in the article are procedures for maintaining of the separate modules knowledge bases of the distributed system in the valid condition which is solved through the organization of the dynamic verification of such knowledge bases during their application. The diagnosis of aircraft flight and navigation complex refusal according to the method proposed in the article is based on the principle of probabilistic diagnostic core, which includes: performing tests in flight and navigation complex system, which takes into account the random structure of diagnostic connections, the accumulation of diagnostic information in the memory of flight and navigation complex elements, the determination of the sufficiency of diagnostic information for performing its analysis, decoding of diagnostic information to determine the condition of the flight and navigation complex information modules. Based on the verification of the flight and navigation complex information modules a recovery management is formed and, based on the conditions for satisfying the main task of the flight and navigation complex, the probability of performing the full target during the flight on the route or at other flight modes is determined.

To solve the problem of ensuring the steady functioning of the aircraft navigation aids system in the conditions of perturbed space weather, a general complex model of the functioning of satellite navigation system (SNS) under the influence of destabilizing heliogeophysical perturbations is considered. The main mechanisms of functional stability of aircraft navigation means in conditions of destructive influence on them of perturbed space weather are defined.

Keywords: flight and navigation complex, destabilizing factors, functional stability.