

УДК 629.564.7

В.І. Богом'я

Національний авіаційний університет, Київ

СПОСІБ ІДЕНТИФІКАЦІЇ СТАНЦІЇ УПРАВЛІННЯ

Незважаючи на те, що сучасний стан розвитку наземного автоматизованого комплексу управління космічними апаратами знаходиться на досить високому рівні, конкретні науково-технічні пропозиції щодо покращення ефективності перспективного НАКУ відсутні. Наведені у даній статті дослідження особливостей функціонування перспективних НАКУ за допомогою розробленого способу ідентифікації станції управління космічними апаратами визначає можливість практичної реалізації розроблених науково-технічних рекомендацій.

Ключові слова: космічні апарати, наземний автоматизований комплекс управління космічними апаратами, ідентифікація станції управління.

Введення

Постановка проблеми. Відомі способи ідентифікації станцій управління [1-4] використовують методи ідентифікації із використанням цифрового підпису. Відповідно цього методу, до інформаційних послань, які передаються на борт космічного апарата (КА), приєднується цифровий підпис, який є цифровою послідовністю, отриманою в результаті застосування до повідомлення, яке передається спеціального алгоритму, з використанням цифрового ключа.

Недоліком відомих способів є те, що сучасні цифрові обчислювальні засоби та алгоритми здатні за відносно короткі проміжки часу визначити значення цифрового ключа в найпростішому випадку порушити цілісність інформації, що передається на борт, в найгіршому це може призвести до відмови з боку КА наземним засобам управління в доступі.

Метою статті є розробка способу, в основу якого покладено завдання створити спосіб ідентифікації командних радіоліній, який шляхом використання навігаційного приймача та включення в кадр інформації, що передається на борт, номер наземного пункту управління дає можливість забезпечити більший ступінь ідентифікації інформації, що проходить командними радіолініями, підвищити ефективність функціонування наземного автоматизованого комплексу управління КА в умовах однопунктної технології управління.

Основна частина

Суть запропонованого способу полягає у наступному: зі зростанням потужності обчислювальних засобів задачі «злому» цифрових ключів, які використовуються для ідентифікації інформації спрощуються. Основним способом підвищення захищеності на даний час є збільшення розрядності

цифрового ключа. Космічні цифрові радіолінії мають значні обмеження в енергетичному плані через обмеження на масу, габаритні розміри та енергоспоживання бортового передавача, які лімітують його потужність. Основна особливість супутникових ліній - наявність великих втрат, обумовлених затуханням (ослабленням та розсіянням) його енергії.

Окрім основного затухання в просторі на сигнал в супутникових лініях діє велика кількість інших факторів таких як: поглинання в атмосфері, рефракція, деполяризація і та інші.

З іншої сторони на приймальні пристрої КА та наземних станцій крім власних флуктуаційних шумів діють різного роду перешкоди в вигляді випромінювання Космосу, Сонця і планет.

Це накладає значні обмеження на пропускну здатність командних радіоліній, як наслідок, використання цифрових ключів великої розрядності стає неефективним, через те, що значно знижується об'єм корисної інформації, що передається на борт космічного апарата.

Тому пропонується ввести додаткову процедуру авторизації, яка не знижує продуктивність командної радіолінії.

В кадр інформації, що передається на борт при авторизації вноситься додаткові біти кодування наземних пунктів управління.

В умовах однопунктної технології управління це складає 1-2 біт.

Алгоритм функціонування бортової обчислювальної машини буде наступним. Перед початком проведення сеансу зв'язку апаратура супутникової навігації формує рішення навігаційної задачі та формує вектор

$$\bar{K}_g = (KX_g, KY_g, KZ_g, KVx_g, KVy_g, KVz_g)^T,$$

координат та швидкостей космічного апарату (КА) у Гринвічській рухомій системі координат (ГРСК),

яка вводиться наступним чином: початок системи відліку у центрі Землі, вісь OX лежить у площині екватора та направлена на Гринвіцький меридіан, вісь OZ по осі обертання Землі, вісь OY доповнює систему до правої.

Підсистема зв'язку в комплексі із підсистемою орієнтації та стабілізації визначає кути напрямку до наземних засобів, які посилають запит на авторизацію та похилу дальність до них.

Для визначення відповідності запиту визначаються координати наземної прийомної станції у системі відліку, що пов'язана з центром космічного апарату.

Для цього послідовно виконуються наступні переходи.

1. Переведення координат КА із ГРСК до абсолютної екваторіальної системи координат (АЕСК), яка вводиться наступним чином: початок системи відліку у центрі Землі, вісь OX лежить у площині екватора та направлена на точку весняного рівнодення, вісь OZ колінеарна осі обертання Землі, вісь OY доповнює систему до правої.

Для того, щоб сумістити осі ГРСК та АЕСК, достатньо зробити один поворот на кут S , що дорівнює зоряному часу на Гринвіцькому меридіані в заданий момент часу в UTC.

Вектор

$$\bar{K}_a = (KX_a, KY_a, KZ_a, KVx_a, KVy_a, KVz_a)^T,$$

координат та швидкостей в абсолютній Гринвіцькій екваторіальній системі координат, із урахуванням переносної швидкості центру мас КА та обертання Землі із швидкістю ω , розраховуються за допомогою наступних формул

$$KX_a = KX_g \cdot \cos S - KX_g \cdot \sin S;$$

$$KY_a = KX_g \cdot \cos S - KY_g \cdot \cos S;$$

$$KZ_a = KZ_g;$$

$$KVx_a = KVx_g \cdot \cos S - KVy_g \cdot \sin S - \omega KY_a;$$

$$M = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega & \cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega & \sin u \sin i \\ \sin u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega & -\sin u \sin \Omega + \cos i \cos u \cos \Omega & \sin i \cos u \\ \sin u \sin \Omega & -\sin i \cos \Omega & \cos u \end{bmatrix}.$$

Далі проводиться розрахунок параметрів наведення антени (космічного апарату) на наземну прийомну станцію.

Дальність від КА до наземної станції знаходиться наступним чином

$$D = \sqrt{PX_0^2 + PY_0^2 + PZ_0^2}.$$

Азимут A відраховується в площині YOZ орбітальної системи координат від позитивного напрямку осі OY та змінюється від 0 до 360°

$$KVy_a = KVx_g \cdot \sin S + KVy_g \cdot \cos S - \omega KY_a;$$

$$KVz_a = KVz_g.$$

2. Переведення координат наземної станції управління $\bar{P}_g = (PX_g, PY_g, PZ_g)$ із ГРСК до АЕСК (\bar{P}_a) здійснюється за допомогою наступних формул

$$PX_a = PX_g \cdot \cos S - PX_g \cdot \sin S;$$

$$PY_a = PX_g \cdot \sin S + PY_g \cdot \cos S;$$

$$PZ_a = PZ_g.$$

3. Проводиться розрахунок координат наземної станції в орбітальній системі координат (ОСК), яка вводиться наступним чином: початок системи відліку співпадає з центром мас КА, вісь OX направлена по радіусу-вектору супутника (проведеному із центру Землі), вісь OY паралельна транс-версальній складовій швидкості, вісь OZ доповнює систему до правої.

Для визначення складових в орбітальній системі координат необхідно послідовно виконати повороти на кути Ω (пряме сходження висхідного вузла орбіти), ℓ (нахилення орбіти), u (аргумент широти супутника).

Кути Ω , i , U обчислюються із елементів вектору \bar{K}_a відповідно до методики, що викладена в [4, 5].

Для подальших розрахунків складові швидкості в ОСК не використовуються. Координатні складові вектора

$$\bar{P}_0 = (PX_0, PY_0, PZ_0, PVx_0, PVy_0, PVz_0)^T$$

в ОСК визначаються наступним чином

$$\begin{bmatrix} PX_0 \\ PY_0 \\ PZ_0 \end{bmatrix} = M \cdot \begin{bmatrix} PX_a - KX_a \\ PY_a - KY_a \\ PZ_a - KZ_a \end{bmatrix},$$

де M – матриця переходу, яка розраховується наступним чином

$$A = \begin{cases} \arcsin\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right), & \text{при } PY_0 > 0, PZ_0 < 0 \\ \arcsin\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right) + 180^\circ, & \text{при } PY_0 < 0 \\ \arcsin\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right) + 360^\circ, & \text{при } PY_0 > 0, PZ_0 > 0 \end{cases}.$$

Кут місця γ відраховується від площини YOZ та змінюється від -90° до $+90^\circ$ (позитивним вважається відлік кута в бік позитивного напрямку осі OX)

$$\gamma = \arctg \left(\frac{PX_0}{\sqrt{PY_0^2 + PZ_0^2}} \right).$$

Розраховані кути та похила дальність порівнюються із вимірними підсистемою зв'язку в комплексі з підсистемою орієнтації та стабілізації з урахуванням похибок вимірювання, перевіряється вірність цифрового підпису та ключа, після чого авторизується наземна станція управління [5, 6].

ВИСНОВОК

Таким чином, наведений спосіб ідентифікації станції управління, який полягає в тому, що в сеансі зв'язку космічний апарат проводить авторизацію наземного пункту управління за підписом, цифровим ключем та додатково із використанням навігаційного приймача визначаються координати наземного передавача і порівнюються із записаними до постійного запам'ятовуючого пристрою на борту космічного апарата відповідно номеру та приймається рішення про оброблення повідомлень від наземних засобів, відрізняється від існуючих тим, що при авторизації наземної станції перевіряється відповідність її координат записаним на борту космічного апарата.

Застосування розробленого способу дозволяє підвищити ефективність функціонування наземного автоматизованого пункту управління космічними апаратами за рахунок забезпечення захисту каналів командне-програмного радіозв'язку.

СПОСОБ ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ

В.И. Богомья

Несмотря на то, что современное состояние развития наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами находится на достаточно высоком уровне, конкретные научно-технические предложения относительно улучшения эффективности перспективного НАКУ отсутствуют. Приведенные в данной статье исследования особенностей функционирования перспективных НАКУ с помощью разработанного способа идентификации станции управления космическими аппаратами определяет возможность практической реализации разработанных научно-технических рекомендаций.

Ключевые слова: космические аппараты, наземный автоматизированный комплекс управления космическими аппаратами, идентификация станции управления.

METHOD OF AUTHENTICATION OF THE MANAGEMENT STATIONS

V.I. Bogomia

Not looking on that modern development of the surface automated complex of management status space vehicles is at high enough level concrete scientific and technical suggestions absent in relation to the improvement of efficiency of perspective NSAU. The researches over of features of functioning of perspective NSAU brought in this article by means of the worked out method of authentication of the management station possibility of practical realization of the worked out scientific and technical recommendations determines space vehicles.

Keywords: space vehicles, surface automated complex of management by space vehicles, authentication of the management station.

Список літератури

1. Управление космическими полетами: учеб. пособие в 2 ч. / В.А. Соловьев, Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский; под общ. ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана., 2009. – Ч.1. – 476 с.

2. Моделирование и оценка эффективности применения космических систем. Часть 2 / Под общей ред. Пастушенко Н.С. и Деденка В.П. – Харьков: ХВУ, 1997. – 150 с.

3. Ханцеверов Ф.Р., Остроухов В.В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.

4. Лебедев А.А., Нестеренко О.П. Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.

5. Богом'я В.І. Пат. № 38812, Україна, МПК G05B 17/00. Спосіб захисту командних радіоліній космічних апаратів./ Богом'я В.І., Загорулько О.М., Ожинський В.В. – № u2008 06746; заявл. 16.05.2008; опубл. 26.01.2009, Бюл. № 2. – 6 с.

6. Богом'я В.І. Пат. № 25020, Україна, МПК B64G 1/24. Спосіб установлення зв'язку космічним апаратом з наземною станцією керування./ Богом'я В.І., Загорулько О.М., Моргун О.А., Козелкова К.С. – № u200702302; заявл. 03.03.2007; опубл. 25.07.2007, Бюл. № 11. – 4 с.

Надійшла до редколегії 5.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф. Є.Т. Скорік, ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ.