

УДК 621.396.946: 629.783
DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.5/09>

Явіся В.С.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Лисенко О.І.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Новіков В.І.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Кисельов В.Б.

Таврійський національний університет імені В.І. Вернадського

Гуйда О.Н.

Таврійський національний університет імені В.І. Вернадського

СИСТЕМНИЙ ТЕХНІКО-ЕКОЛОГО-ЕКОНОМІЧНИЙ ПІДХІД ДО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГЛОБАЛЬНОГО НАНОСУПУТНИКОВОГО ЗВ'ЯЗКУ ТА НАВІГАЦІЇ

У статті розглянуто системний техніко-еколого-економічний підхід до забезпечення глобального наносупутникового зв'язку та навігації. Для створення системи супутникового зв'язку та навігації актуальним стає використання космічного апарату у вигляді розподіленого супутника, який складається з угруповання надмалих космічних апаратів, відомих під назвою наносупутник. Для визначення структури розподіленого супутника пропонується розглянути найбільш відому низькоорбітальну систему супутникового зв'язку Iridium.

Створення системи супутникового зв'язку та навігації на базі наносупутників, на думку авторів, можливе лише у випадку рішення завдання забезпечення стабільного та керованого положення наносупутників на орбіті. Завдання орієнтації та стабілізації вирішується пасивними й активними методами.

Вказано, що важливим етапом створення, підтримання та оновлення системи супутникового зв'язку і навігації є процес виведення супутників на орбіту, який зазвичай відбувається за допомогою ракетноносіїв, у тому числі багаторазового використання. Зазначений спосіб виведення є досить вартісним, тому в роботі пропонується альтернативний спосіб виведення супутників на орбіту – повітряний старт, який передбачає запуск космічних апаратів з повітряних суден горизонтального зльоту. Такі переваги, як зменшення маси, сили протидії та вартості ракети-носія, дозволяють у кілька разів знизити витрати на запуск. Сьогодні саме українські літаки АН-124-100 «Руслан» та АН-225 «Мрія» можуть бути задіяні для виконання цієї місії.

За рахунок використання розподіленого супутника та повітряного старту ефективність супутникового сегменту на базі наносупутника виявляється значно вищою в порівнянні з існуючими системами супутникового зв'язку та навігації. Використання наносупутників вирішить проблему космічного сміття, оскільки наносупутники будуть знаходитись на низькій орбіті та після закінчення своєї місії будуть повністю згорати в земній атмосфері.

Ключові слова: система супутникового зв'язку та навігації, наносупутники, повітряний старт, Iridium, розподілені супутники, супутниковий сегмент.

Постановка проблеми. За допомогою супутникових систем можна здійснювати дослідження земної поверхні та верхніх шарів атмосфери, прогноз землетрусів, екологічний моніторинг, а також будувати системи супутникового зв'язку та навігації (далі – ССЗН). Однак створення супутнико-

вих систем різного призначення стикається з проблемою космічного сміття, яка з кожним роком стає все більш актуальною.

На навколосезонній орбіті, за інформацією від різних джерел, знаходяться понад 750 тисяч об'єктів, які являють собою ніщо інше, як космічне сміття.

У переважній більшості це – різні гайки, болти і частки фюзеляжу, які рухаються зі швидкістю понад 28 тисяч км/год. Серед них є і величезні старі супутники з ядерними елементами та розгінні блоки, які зазвичай відправляють на спеціальну орбіту поховання.

Існує кілька офіційних орбіт поховання. «Класична» розташовується на 200 км вище геостационарної орбіти, де знаходяться тисячі навколосупутникових супутників. На цю орбіту відправляються відпрацьовані орбітальні апарати для зменшення ймовірності їх зіткнення з робочими об'єктами.

Ще одна найбільша сміттєва орбіта для великих супутників знаходиться на висоті від 600 до 1 000 км. На цю орбіту відправляються військові розвідувальні супутники з ядерною енергетичною установкою. Вважається, що частини супутників зможуть перебувати на низькій сміттєвій орбіті понад 2 тисячі років, після чого гравітація Землі поступово притягне активні реактори. Однак знаходження навіть на цій орбіті вимагає періодичної корекції траєкторії супутників, без якої їх перебування там може становити серйозну небезпеку і труднощі в подальшому дослідженні космосу.

Зараз тільки 10% усіх об'єктів космічного сміття фіксуються наземними станціями, а траєкторія їхнього руху відома. На навколосупутникових орбітах постійно відбувається так званий ефект Кесслера, коли одні шматочки сміття постійно стикаються з іншими, що призводить до абсолютно неконтрольованого поділу цих об'єктів. Згідно з математичними розрахунками зіткнення двох космічних частин сміття призводить у середньому до появи ще шести-семи невеликих об'єктів. Учені вважають, що в майбутньому, якщо людство продовжить із такою швидкістю виводити об'єкти в космос, у тому числі на геостационарну орбіту, рано чи пізно станеться каскадний ефект: один космічний об'єкт зіткнеться з іншим, після чого він досить сильно змінює орбіту і стикається з іншими штучними об'єктами, які знаходяться на своїх орбітах. Гіпотетично це може буквально за кілька днів знищити або вивести з ладу всі супутники, створені людьми [1]. Крім того, деякі великі космічні об'єкти, в яких повністю закінчується термін експлуатації, навмисно підривають для того, щоб надалі їхні невеликі уламки притягувалися Землею і згорали в атмосфері. Однак існують десятки прикладів, коли шматки сміття залишалися на орбітах, як у разі зіткнення двох штучних супутників «Космос-2251» та Iridium 339 у лютому 2009 року або тестування Індією своїх протисупутникових гармат у березні 2019 року.

Постановка завдання. Натепер поки не існує дієвих технологій для боротьби з космічним сміттям, крім відправки супутників на орбіту поховань.

Безліч учених працюють над створенням систем для утилізації космічного сміття. В основному такі проекти пропонують два рішення проблеми. Перше дозволяє збільшити термін керуваного перебування супутників або їхніх частин, які відпрацювали свій ресурс, на сміттєвій орбіті, але очевидно, що цей термін колись закінчиться. Друге рішення передбачає створення роботів-збирачів сміття, які будуть його виводити з орбіти Землі. Розвиток таких способів боротьби з космічним сміттям стримується необхідністю значних інвестицій на їх реалізацію, а також відсутністю законодавчої бази в даній сфері на міжнародному рівні.

Питання про чистоту у власному будинку ми вирішуємо дуже просто: зібрали сміття і винесли на смітник. Однак є альтернативне рішення забезпечення чистоти, яке впливає з давно знайомого постулату: «Чисто не там, де прибирають, а там, де не сміять». Стосовно космосу це означає, що всі об'єкти, виведені на навколосупутникову орбіту, не будуть там кинуті, а після виконання своєї місії будуть утилізовані.

Для забезпечення ефективного використання штучних апаратів висока вартість їх створення і виведення в космос, як правило, компенсується досить тривалим періодом експлуатації. Крім технічних вимог до розташування супутників на певній висоті, це є одною з причин використання середніх і високих орбіт – чим вище орбіта, тим довше на ній може знаходитися супутник. Низькі навколосупутникові орбіти не можуть забезпечити тривале перебування супутників у космосі без коригування траєкторії руху внаслідок їх досить швидкого зниження, яке викликане гальмуванням апаратів частинками атмосфери, які присутні на таких орбітах. Однак саме низька орбіта здатна забезпечити самоочищення космосу, коли супутники після виконання своєї місії будуть опускатися в атмосферу природним чином і згоряти в ній. Такий підхід вимагає перегляду самих принципів побудови космічних апаратів (далі – КА), оскільки нині в переважній більшості це – великогабаритні об'єкти, які не зможуть повністю згоріти під час входу в атмосферу.

У даному випадку для створення ССЗН актуальним стає використання КА у вигляді розподіленого супутника, який складається з угруповання надмалих КА, відомих під назвою наносупутник (НС).

Виклад основного матеріалу дослідження.

Для визначення структури розподіленого супутника пропонується розглянути найбільш відому низькоорбітальну ССЗ *Iridium*. У ній функціонують понад 70 супутників, 66 з яких є активними. Вони розміщуються на 6-ти приполярних орбітах. Розроблений для цієї мережі механізм міжсупутникових зв'язків дозволяє передавати сигнал з одного супутника на інший без ретрансляції цього сигналу на Землю. У наземний сегмент входять дві центральні станції управління і контролю. Вони здійснюють управління орбітальним угрупованням КА, забезпечують синхронізацію ССЗ, організують групові тракти передачі. Всього наземний сегмент включає 20 базових станцій сполучення і управління зв'язком. Супутники *Iridium* перебувають на висоті 780 км над поверхнею Землі. Термін їх експлуатації становить 7–10 років [2; 3].

Антенні системи КА *Iridium NEXT* формують 48 парціальних променів, які створюють загальну зону покриття діаметром понад 4000 км. Одна зона має діаметр близько 700 км [4]. Для виключення дублювання від сусідніх космічних апаратів частина променів виводиться з активного режиму роботи. Так, із загальної кількості 3168 променів у поточний момент часу активні лише 2150, тобто в середньому кожен апарат створює близько 32-х парціальних променів (сот). При цьому потужність, що споживається одним апаратом, становить близько 2,2 кВт [4; 5].

Середня пропускна здатність у разі використання смуги частот 10,5 МГц для зв'язку між мобільним терміналом і супутником становить понад 110 каналів на одну соту поверхні Землі [5]. Для обслуговування абонентів можливості апарата дозволяють створити до 5700 телефонних каналів, але їх реальна кількість становить близько 3840. Враховуючи таке обмеження, в мережі на супутниках *Iridium NEXT* можливе одночасне обслуговування 253 440 абонентів.

Пропонується створити НС угруповання, яке буде складатись із кластерів. Кожен кластер за об'ємом виконуваних функцій буде аналогічним супутнику сис-

теми *Iridium*. За таких умов для створення глобальної системи супутникового зв'язку необхідно буде розташувати на шести орбітах мінімум 66 кластерів НС (по 11 на кожній орбіті).

Склад кластеру із НС може бути неоднорідним з погляду на функції, що виконуються окремими апаратами: основна частина НС може використовуватися для зв'язку з абонентськими терміналами, інші – для концентрації та комутації навантаження всередині кластеру, зв'язку із сусідніми кластерами НС, які розташовані на власній та суміжних орбітах, а також для зв'язку з наземними станціями. Оскільки відстань між НС кластеру становить лише кілька десятків метрів, взаємодія між ними може здійснюватися за допомогою *Wi-Fi* або оптичного сигналу [3]. Склад кластеру пояснює рис. 1.

Мінімальна кількість НС в одному кластері визначається так. Для зв'язку з абонентськими терміналами, за умови формування одним НС одного парціального променя, потрібно 32 апарати. Функцію концентрації і комутації навантаження всередині кластеру буде виконувати один НС (бажано з дублюванням). Для зв'язку з іншими кластерами на власній та суміжних орбітах – чотири НС, для зв'язку з наземними

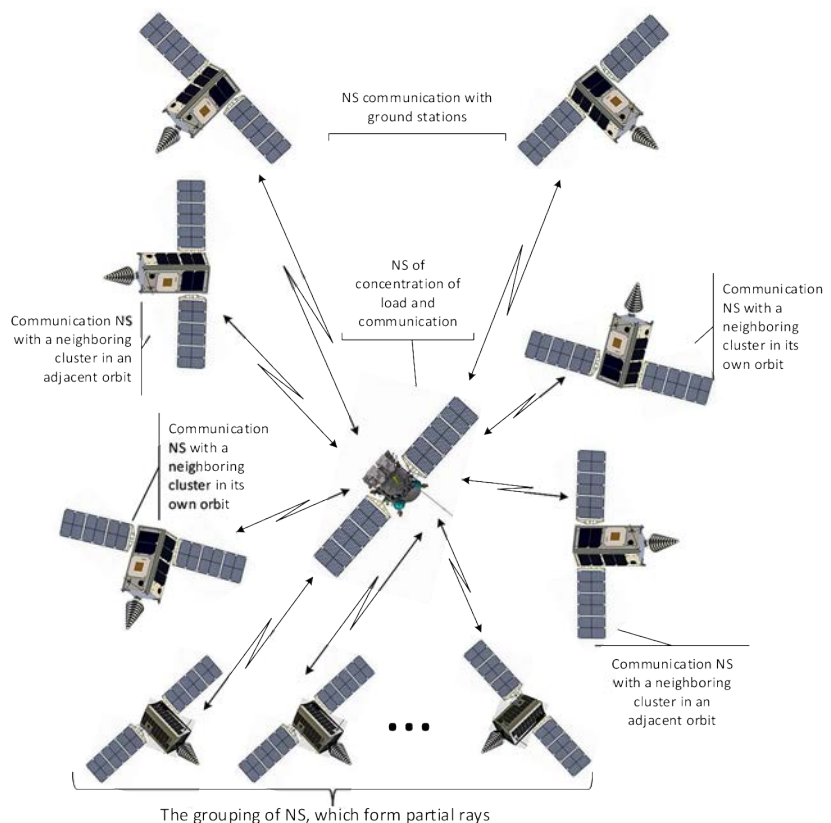


Рис. 1. Склад кластеру із НС

станціями – два НС. Таким чином, для виконання функцій, аналогічних за обсягом тим, що виконує супутник *Iridium NEXT*, у кластері повинно бути не менше 40 НС.

У разі побудови ССЗ на базі кластерів НС, яка є схожою на систему *Iridium* та має лише шість орбіт, потрібно зазначити, що вони повинні знаходитись на висоті близько 350 км. За менших висот унаслідок кривизни Землі неможливо забезпечити покриття діаметром 4000 км, а тому необхідно збільшувати кількість орбіт, що призведе до збільшення вартості системи та ускладнення управління нею.

Для формування діаграми спрямованості, яка забезпечить обслуговування території, що за площею співвідноситься із зоною обслуговування одного парціального променя супутника *Iridium NEXT*, можна використати фазіровану антенну решітку або параболічну антену. Але такий підхід виявляється неприйнятним у випадку застосування НС унаслідок значних вагогабаритних показників зазначених антен, тому пропонується використовувати спіральну конічну антену [3; 6].

За умови знаходження НС на висоті 350 км для покриття зони діаметром 700 км, залежно від розташування такої зони відносно кластеру НС необхідна антена із шириною діаграми спрямованості θ від 30° до 60° . Для середньої частоти взаємодії НС і абонентського терміналу 1,6 ГГц та діаметрі спіралі $d = 6$ см за $\theta = 60^\circ$ довжина антени $l = 13$ см, її підсилення становить $G = 7-8$ дБ. У згорнутому стані така антена являє собою пружину, що займатиме об'єм близько $V = 8$ см³, тобто 0,8% від загального об'єму НС формату *CubeSat-1*.

Анени НС, що формують парціальні промені на межі зони обслуговування кластеру, повинні забезпечити ширину діаграми спрямованості до $\theta = 30^\circ$, при цьому підсилення становить $G = 13-15$ дБ, але довжина антени збільшиться до $l = 56$ см за того ж діаметру. Тоді у складеному вигляді об'єм антени збільшиться майже в 4 рази [3; 7].

Такий підхід дозволяє вирішити питання створення спрямованої діаграми для НС за мінімальних вагогабаритних показників антенної системи.

Створення ССЗН на базі НС можливе тільки у випадку рішення завдання забезпечення стабільного та керованого положення НС на орбіті.

Завдання орієнтації та стабілізації вирішується двома методами [8; 9]: пасивним та активним. На відміну від активних, пасивні методи (гравітаційний, аеродинамічний, метод тиску сонячних променів, обертання) не вимагають витрат енергії, яку необхідно запасати на борті супутника. Активні методи стабілізації реалізують за допомогою двигунів-махо-

виків, моментного магнітоприводу або реактивних двигунів (далі – РД). Причому РД вимагають наявності на борту значних запасів палива, тому останнім часом широко застосовують іонні двигуни (далі – ІД), для роботи яких необхідна на порядок менша кількість палива, ніж для звичайних РД.

Можливість застосування однієї з перерахованих систем стабілізації залежить від сукупності вимог до НС, які випливають з його призначення.

Коли НС вирішує завдання, не пов'язані з необхідністю змінювати просторове розташування протягом усього строку експлуатації, доцільно впроваджувати пасивні методи. В інших випадках, наприклад у разі використання НС як елемента системи супутникового зв'язку, обґрунтованим буде застосування активних методів, оскільки вони, окрім стабілізації, здатні забезпечити зміну орієнтації всього НС або його зовнішніх конструктивних елементів упродовж коротких інтервалів часу. Таким чином, система орієнтації телекомунікаційного або навігаційного НС повинна будуватись на активних методах.

Для оцінки ефективності активних методів орієнтації зробимо ряд уточнень. НС стандарту *CubeSat* являє собою куб з ребром $R = 0,1$ м та масою близько $m_{nc} = 3$ кг. Під час використання двигунів-маховиків на одній осі розташовуються два маховики, які працюють синхронно. Під час реалізації моментного магнітоприводу для орієнтації по одній осі необхідне застосування двох котушок, розташованих під прямим кутом одна відносно іншої. ІД розташовуються на краю поверхні певних сторін *CubeSat*. Оскільки для системи на двигунах-маховиках зміна швидкості обертання маховиків відбувається майже миттєво, в розрахунках цей час можна не враховувати. У свою чергу робота систем з моментним магнітоприводом та з ІД фактично відбувається у два однакові за тривалістю етапи – на першому відбувається розгін до певної кутової швидкості обертання, а на другому – гальмування [9; 10].

Тоді можна показати, що кут повороту НС навколо певної осі для різних систем орієнтації визначають такі вирази:

– для системи на двигунах-маховиках:

$$\alpha_{nc}(t) = 3 \frac{m_m r^2}{m_{nc} R^2} \omega_m t, \quad (1)$$

де m_m – маса маховика; r – радіус диска маховика; ω_m – швидкість обертання маховика;

– для системи з моментним магнітоприводом:

$$\alpha_{nc}(t) = \frac{3IpSB}{2m_{nc}R^2} t^2, \quad (2)$$

де I – струм котушки; p – число витків котушки; S – площа рамки котушки; B – індукція магнітного поля Землі;

– для системи з ІД:

$$\alpha_{nc}(t) = \frac{3F}{4m_{nc}R} t^2, \quad (3)$$

де F – сила, що розвивається, ІД.

Зазначимо, що для системи на двигунах-маховиках кут обертання є лінійною функцією часу, а для систем з моментним магнітоприводом та з ІД – залежність квадратична. Для порівняння активних систем були вибрані такі значення параметрів, що входять до формул (1–3): $m_m = 0,02$ кг, $r = 0,03$ м, $\omega_m = 1,16$ рад/с (у середньому 4000 обертів за хвилину), $I = 0,43$ А, $p = 100$, $S = 0,005$ м², $B = 30$ мкТл, $F = 100$ мкН.

Часова залежність величини кута повороту для певної системи з урахуванням зазначених вище допущень представлена на рис. 2.

Виходячи з характеристик, які наведені на рис. 2, можна заключити, що всі три системи мають приблизно однакові можливості на інтервалі часу до 15 с, упродовж якого кутове положення НС змінюється майже на 0,7 рад або на 4 градуси. Причому добір параметрів та аналіз проведений за умови, що системи мають близькі вагогабаритні характеристики та показники енергоспоживання. Повний оберт навколо певної осі відбудеться менш ніж за дві хвилини. Зазвичай такої швидкодії системи орієнтації для телекомунікаційного або навігаційного НС цілком достатньо. Але кожна із систем має певні недоліки: системи на двигунах-маховиках потребують періодично здійснювати їх розвантаження; системи з моментним магнітоприводом не забезпечують одночасну тривісну орієнтацію, що пов'язано зі структурою магнітного поля Землі; системи з ІД мають ресурс роботи, який обмежений запасами палива.

З погляду на це обґрунтованим буде одночасне використання хоча б двох систем. Наприклад, орієнтацію може забезпечувати система на двигунах-маховиках, а їх розвантаження буде виконуватись моментним магнітоприводом. Однак лише компактні іонні прискорювачі дозволять НС змінювати орбітальну позицію або утримуватись на ній тривалий час.

Також двигуни малої тяги можуть використовуватись для керованого сходу з орбіти ушкоджених НС. Це змусить їх згоряти в атмосфері Землі й частково вирішить проблему космічного сміття. Оскільки системи орієнтації на двигунах-маховиках та магнітних виконавчих органах не дозволяють здійснювати зміну орбіти НС, найбільш

доцільним буде використання комбінованої системи, яка може бути реалізована у двох варіантах. У першому вона складається з двигунів-маховиків та ІД, у другому – з магнітних котушок та ІД. Двигуни-маховики або магнітні котушки дозволяють вирішувати завдання стабілізації та орієнтації. ІД у першому варіанті реалізації будуть задіяні в основному для періодичного розвантаження двигунів-маховиків, у другому – для допомоги системі з моментним магнітоприводом виконувати одночасну тривісну орієнтацію. Але в обох варіантах ІД забезпечать можливість зміни орбіти НС, що в цілому дозволить значно збільшити їхній термін служби, а також здійснювати плановий відхід з орбіти після закінчення експлуатації [9; 10].

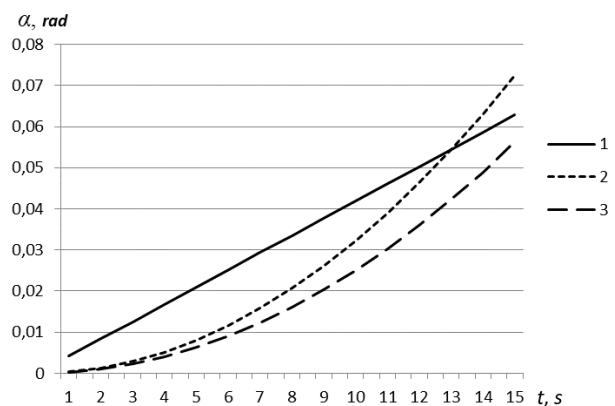


Рис. 2. Часова залежність величини кута повороту НС: 1 – для системи на двигунах-маховиках, 2 – для системи з моментним магнітоприводом, 3 – для системи з ІД

Безперервне функціонування НС потребує певного енергозабезпечення. Зазвичай основними споживачами є приймально-передаюче обладнання та система орієнтації НС.

Загасання для ідеальної ізотропної антени у вільному просторі визначається:

$$L = 32,4 + 20 \lg(f) + 20 \lg(d), \quad (4)$$

де f – частота в МГц, d – відстань у км.

Тому на межі зони обслуговування кластеру (відстань понад 1500 км) загасання становить $L=160$ дБ.

Чутливість сучасних приймачів терміналів персонального супутникового зв'язку – близько 118 дБ. Враховуючи підсилення антени до $G = 15$ дБ, втрати, що пов'язані з формуванням спіральною антеною сигналу із круговою поляризацією, – порядку 3 дБ, а також можливі втрати в атмосфері до 3 дБ, потужність випромінювання із «запасом» у 3 дБ повинна становити:

$$P = 160 - 118 - 15 + 3 + 3 + 3 = 36 \text{ дБ}, \quad (5)$$

тобто 4 Вт. Коефіцієнт корисної дії (ККД) передавача, як правило, не перевищує 30%, що відповідає потужності споживання 14 Вт. Додатково для роботи приймача потрібно 5 Вт.

Необхідне взаємне розташування променів НС у кластері можна забезпечити лише за керованого польоту НС. Гібридна система орієнтації та стабілізації споживає близько 4–8 Вт. При цьому необхідно врахувати той факт, що частина електричної потужності витрачається на підзарядку акумулятора, який забезпечує роботу НС під час знаходження його в тіні Землі. З огляду на це сонячна батарея повинна забезпечити потужність живлення на рівні 45 Вт [3; 11].

Потужність потоку сонячного випромінювання на вході в атмосферу Землі становить близько 1366 ват на квадратний метр [12]. Сьогодні переважна більшість виробників сонячних батарей представляють продукцію з коефіцієнтом корисної дії (ККД), що не перевищує 20%, хоча є заяви про нові гелієві сонячні панелі, виготовлені із застосуванням нанотехнологій та нових напівпровідникових матеріалів з ККД до 35% [3; 13].

За умов розташування поверхні сонячної батареї НС перпендикулярно напрямку поширення сонячних променів (із допуском на незначне відхилення до 15 градусів) електрична потужність, яка виробляється, може бути знайдена:

$$P = 1366 \times \eta \times S, \quad (6)$$

де η – ККД сонячної батареї; S – площа поверхні сонячної батареї.

Для отримання необхідної потужності живлення площа поверхні сонячної батареї повинна бути не меншою ніж:

$$S = \frac{P}{1366 \times \eta}, \quad (7)$$

тобто $S = 0,165 \text{ м}^2$. Стандартний розмір НС формату *CubeSat-1* – куб зі стороною 10 см. За умови використання двох симетричних батарей, одна сторона якої дорівнює зазначеним 10 см, інша, за умови округлення розрахункового значення в більший бік, кратний 10 см, повинна мати довжину 90 см.

З огляду на це та враховуючи необхідність наявності акумулятора в конструкції НС, його формат можна визначити як *CubeSat-2*, коли в одному кубі будуть розташовані елементи енергоустаткування (сонячні батареї та акумулятор), а в іншому – обладнання відповідно до функціонального призначення.

Важливим етапом створення, підтримання та оновлення ССЗН є процес виведення супутни-

ків на орбіту, який зазвичай відбувається за допомогою ракет-носіїв, у тому числі багаторазового використання. Наприклад, останній запуск для поповнення угруповання системі *Iridium* відбувся 11.01.2019 року з космодрому База Ванденберг. За допомогою ракети-носія *Falcon 9* було виведено десять супутників *Iridium NEXT*, вагою 860 кг кожен. Всього протягом 2017–2019 років відбулось вісім запусків *Falcon 9*, що дозволило здійснити виведення 75-ти апаратів [14]. Зазначений спосіб виведення є досить вартісним, тому лише держави з потужною економікою мають власні ракети-носії. <http://ecospace.me/>

Альтернативний спосіб виведення супутників на орбіту – повітряний старт, який передбачає запуск космічних апаратів з повітряних суден горизонтального зльоту. Таки переваги, як зменшення маси, сили протидії та вартості ракети-носія, дозволяють у кілька разів знизити витрати на запуск. Нині саме українські літаки АН-124-100 «Руслан» та АН-225 «Мрія» можуть бути задіяні для виконання цієї місії (див. рис. 3, 4, 5) [15].

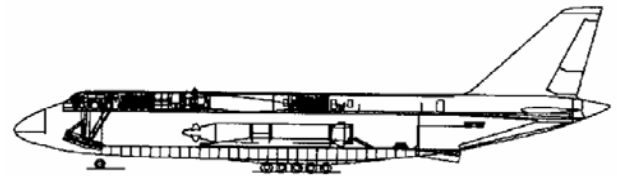


Рис. 3. Аерокосмічна система «Оріль» на базі літака АН-124-100 «Руслан»

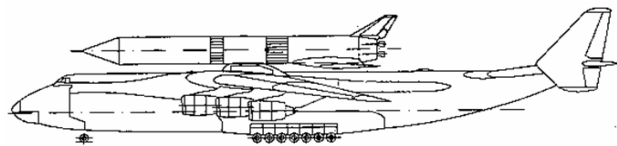


Рис. 4. Аерокосмічна система «Світязь» на базі літака АН-225 «Мрія»

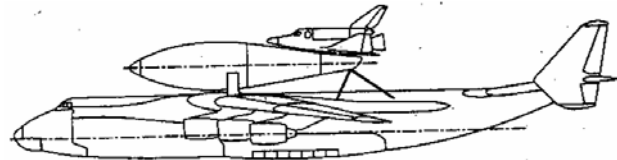


Рис. 5. Аерокосмічна система «МАКС» на базі літака АН-225 «Мрія»

Висновки. За рахунок використання розподіленого супутника та повітряного старту ефективність супутникового сегменту на базі НС виявляється значно вищою в порівнянні з існуючими ССЗН. Окрім того, запропоноване рішення в цілому підвищує надійність усієї системи, оскільки втрата або

вихід з ладу окремих НС незначним чином вплине на характеристики угруповання, а у випадку часткового резервування НС у кластері такі події можуть бути повністю нівельовані. Немаловажним є і той факт, що з'являється можливість поетапного

оновлення космічного сегменту. Використання НС вирішить проблему космічного сміття, оскільки НС будуть знаходитись на низькій орбіті та після закінчення своєї місії будуть повністю згорати в земній атмосфері.

Список літератури:

1. Иванов С. Орбита захоронения: почему над Землей летают тысячи никому не нужных спутников. URL: <https://hightech.fm/2019/08/26/orbita-satellite>
2. SatcomDV. Информация о системах спутниковой связи. URL: http://www.satcomdv.ru/informaciya_o_sistemah_sputnikovoj_sa
3. Monitoring system and fixed communication on the basis of nanosatellites / A. Lysenko et al. 2018 5th International Scientific-Practical Conference Problems of Infocommunications. Science and Technology (PIC S&T). October 10-13, 2018. Kyiv, Ukraine, 2018. P. 495–498.
4. Wind-sail, сайт компании. Космический сегмент спутниковой связи Иридиум. URL: <https://wind-sail.ru/equipment/svyaz/sistema-mobilnoj-sputnikovoj-svjazi-iridium/>
5. Satlink. Технические характеристики спутниковой системы связи Iridium. URL: http://www.satlink.ru/Sputnikovaia_sviyaz/Iridium/Tehnicheskie_harakteristiki.html
6. Явісія В.С., Лисенко О.І. Антенні пристрої для наносупутникової системи фіксованого зв'язку : XI Науково-практична конференція «Пріоритетні напрямки розвитку телекомунікаційних систем та мереж спеціального призначення. Застосування підрозділів, комплексів, засобів зв'язку та автоматизації в операції Об'єднаних сил». Доповіді та тези доповідей. Київ : ВІТІ, 2018. С. 241.
7. Неганов Н.А., Ключев Д.С., Табаков Д.П. Устройства СВЧ и антенны. Теория и техника антенн. Москва : Едиториал УРСС, 2016. Ч. 2. 728 с.
8. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. Москва : Наука, 1980. 512 с.
9. Yavisiya V.S., Bendasiuk N.M. Analysis of Methods fo Orientation and Stabilization of Nano-Satellites : 4th International Conference methods and systems of navigation and motion control (MSNMC-2016), October 18-20, 2016. Kyiv, Ukraine, 2016. P. 158–161.
10. Явісія В.С. Гібридна система орієнтації телекомунікаційних наносупутників : Тринадцята міжнародна науково-технічна конференція «Перспективи телекомунікацій». Матеріали конференції. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. С. 273–275.
11. Явісія В.С. Енергетичний розрахунок телекомунікаційних наносупутників : Тринадцята міжнародна науково-технічна конференція «Перспективи телекомунікацій». Матеріали конференції. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. С. 276–278.
12. Энциклопедия по машиностроению XXL. URL: <http://mash-xxl.info/info/495944>
13. Солнечные батареи в космическом пространстве. URL: <http://solarb.ru/solnechnye-batarei-v-kosmicheskom-prostranstve>
14. Все спутники связи. Каталог. URL: <http://ecoruspace.me>
15. Підхід до побудови космічного сегменту системи супутникового зв'язку CLEAR SPACE / В.С. Явісія та ін. : Тринадцята міжнародна науково-технічна конференція «Перспективи телекомунікацій». Матеріали конференції. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. С. 22–26.

Yavisiya V.S., Lysenko O.I., Novikov V.I., Kyselov V.B., Guida O.H.

SYSTEM TECHNICAL-ECOLOGICAL-ECONOMIC APPROACH

TO ENSURING GLOBAL NANOS-SATELLITE COMMUNICATION AND NAVIGATION

The article dears with a systematic technical-ecological-economic approach to providing global nanosatellite communication and navigation. To create a satellite communication and navigation system, it is important to use a spacecraft in the form of a distributed satellite, which consists of a group of ultra-small spacecraft known as a nanosatellite. To determine the structure of a distributed satellite, it is proposed to consider the most well-known low-orbit satellite communication system, Iridium.

According to the authors, the creation of a satellite communication and navigation system based on nanosatellites is possible only if the problem of ensuring a stable and controlled position of nanosatellites in orbit is solved. The task of orientation and stabilization is solved by passive and active methods.

It is stated that an important step in creating, maintaining and updating a satellite communication and navigation system is the process of launching satellites into orbit, which usually takes place with the help of launch vehicles, including reusable ones. This method of launch is quite expensive, so the paper proposes an

alternative way of launching satellites into orbit - air launch, which involves the launch of spacecraft from aircraft horizontal takeoff. Advantages such as a reduction in mass, resistance and cost of the launch vehicle, allow several times to reduce launch costs. Today, it is the Ukrainian aircraft AN-124-100 "Ruslan" and AN-225 "Mriya" that can be used to fulfill this mission.

Due to the use of a distributed satellite and air launch, the efficiency of the nanosatellite-based satellite segment is significantly higher than existing satellite communications and navigation systems. The use of nanosatellites will solve the problem of space debris, as nanosatellites will be in low orbit and at the end of their mission will burn completely in the Earth's atmosphere.

Key words: *satellite communication and navigation system, nanosatellites, air launch, Iridium, distributed satellites, satellite segment.*