

Інститут технічної механіки
Національна академія наук України
Державне космічне агентство України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ШАМАХАНОВ ВЛАДИСЛАВ КОСТЯНТИНОВИЧ

УДК 629.78

ДИСЕРТАЦІЯ

**Моделі та методи для аналізу динаміки та керування розгортанням
космічного радара на базі офсетної антени**

151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

15 Автоматизація та приладобудування

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

_____ В. К. Шамаханов

Науковий керівник Хорошилов Сергій Вікторович
доктор технічних наук, професор

Дніпро – 2025

АНОТАЦІЯ

Шамаханов В. К. Моделі та методи для аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології». – Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, 2025.

Дисертаційна робота присвячена розв'язанню актуальної науково-прикладної задачі підвищення якості аналізу динаміки та керування процесами розгортання трансформованих конструкцій космічного призначення, зокрема космічного радару з офсетною антеною, з використанням сучасних методів аналізу динаміки систем зв'язаних тіл, комп'ютерного моделювання та інтелектуального керування.

Метою дослідження є підвищення якості аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени.

Об'єкт дослідження – космічний радар на базі офсетної антени.

Предмет дослідження – моделі та методи для аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени.

Методи дослідження. При проведенні досліджень використано методи теоретичної механіки, теорії гнучкості, систем зв'язаних тіл, теорії автоматичного керування, навчання з підкріпленням та комп'ютерного моделювання.

У вступі обґрунтовано актуальність застосування офсетних антен, що розгортаються для малих супутників дистанційного зондування Землі, наведено приклади існуючих конструкцій та аналіз причин не розкриття, яке може виникнути під час розгортання, зумовлених динамічними факторами розгортання.

У першому розділі виконано аналітичний огляд особливостей трансформованих космічних конструкцій, їхніх типів, конструктивних схем та особливостей функціонування в умовах мікрогравітації. Конструкції розглянуто за

класифікацією їх різновидів: пружних, стрижневих, ножичних, телескопічних та секційних систем. Детально описано переваги та недоліки кожного типу конструкцій у контексті їхнього розгортання в умовах мікрогравітації, а також аналізується доцільність їх використання в сучасних супутникових місіях. Особливу увагу приділено конструкціям з композитних матеріалів, які мають перевагу у вигляді малої маси та високої жорсткості. Розглянуто принципи побудови антен, що трансформуються, включаючи сітчасті рефлектори з опорною фермою та еластичним полотном, і окреслено вимоги до точності та надійності їх функціонування. Висвітлено методи динамічного моделювання, а також проблеми, пов'язані з точністю прогнозування поведінки великих сітчастих антен у процесі розгортання. Обґрунтовано вибір моделей та методів для подальшого дослідження. Сформульовано завдання дисертаційного дослідження.

У другому розділі розроблено математичну модель динаміки офсетної антени з урахуванням ножичних елементів, сітки з відбивного полотна та тросово-шківної системи (ТШС). Виконано формалізацію впливу сил тертя у шківках, асиметрії конструкції та деформацій гнучких елементів. Детально викладено алгоритми побудови комп'ютерної моделі в середовищі динамічного моделювання, наведено початкові умови для імітаційного моделювання. Визначено вплив різних параметрів на динаміку розгортання: маса сітки, жорсткість шарнірів, момент інерції антени, тощо. Окрему увагу приділено аналізу динаміки з використанням двох типів систем розгортання: ферми з тросами і ножичного механізму. Отримано числові результати щодо часу розгортання, нерівномірності переміщень і внутрішніх напружень у конструктивних елементах. Проведено порівняльний аналіз кількох компоновок таких систем. Проведено моделювання та аналіз розподілу зусиль і переміщень при асинхронному розгортанні, а також досліджено вплив геометричних і силових параметрів на кінематичну точність і надійність системи.

У третьому розділі вперше запропоновано використання методів навчання з підкріпленням для керування розгортанням стрижневих конструкцій. Проблему керування сформульовано як задачу оптимального прийняття рішень у стохастичному середовищі, де динаміка системи визначається як детермінованою частиною (кінематика механізму), так і випадковими чинниками (коливання, похибки, затримки). Реалізовано агент на основі архітектури «актор-критик», що здатен генерувати оптимальні сигнали керування залежно від поточного стану конструкції. Агент здатний адаптивно реагувати на зміну умов моделі та мінімізувати похибки розгортання. Навчання здійснено за допомогою симуляції розгортання в середовищі моделювання. Визначено вплив структури нейромережі, типу оптимізатора та параметрів навчання на керування. Показано, що агент здатен адаптуватися до змін конфігурації системи, неспівпадіння моделі та реального об'єкта, забезпечуючи при цьому зменшення випадкових перевантажень і рівномірний хід розгортання. Проведено експерименти зі змінною структурою агента, різними типами функцій винагороди, параметрами оптимізації. Наведено графіки траєкторій, помилок керування та часу стабілізації.

У четвертому розділі досліджено динаміку та керування процесом відцентрового розгортання багатосекційної штанги у складі мінісупутника. Представлено конструкцію з трьох з'єднаних трубчастих секцій, які розгортаються під дією відцентрових сил при обертанні апарата. Побудовано динамічну модель з урахуванням гравітаційного поля Землі, масового розподілу штанги та силових взаємодій у шарнірах. Модель дозволяє оцінити розкриття при просторовому обертанні апарата, визначити критичні режими та умови стабілізації після розгортання. Запропоновано підхід до корекції положення супутника після розгортання шляхом зміни моменту інерції. Проведено серію числових експериментів для різних значень кутової швидкості, маси секцій та кута між осями. Визначено критичні умови для забезпечення повного розкриття штанги без зіткнення з корпусом апарата. Зроблено оцінку точності позиціонування після

завершення розгортання та запропоновано рекомендації для майбутніх місій з подібною конфігурацією.

У висновках наведено основні результати наукової роботи у відношенні до поставлених наукових задач дослідження. За результатами дослідження отримано такі наукові результати:

1. Розроблено закони керування розгортанням офсетної антени при асинхронній намотці тросів, що дозволяє відмовитись від синхронізуючих шарнірів і підвищити надійність системи.

2. Вперше запропоновано використання навчання з підкріпленням для керування динамікою розгортання стрижневих конструкцій у космосі.

3. Удосконалено моделі динаміки антени з урахуванням тертя, пружності елементів і несиметрії конструкції, що забезпечує вищу точність прогнозування поведінки конструкції.

4. Модифіковано підхід до відцентрового розгортання штанг, що забезпечує зменшення маси та підвищення ефективності систем розгортання.

Практичне значення роботи полягає у підвищенні точності розрахунків і ефективності конструкцій розгортання космічних антен, зниженні витрат на експериментальні дослідження та спрощенні систем керування.

Ключові слова: антени, що трансформуються; офсетна антена; космічний радар; моделювання динаміки; навчання з підкріпленням; стрижнева конструкція; тросово-шківна система; відцентрове розгортання.

ABSTRACT

Shamakhanov V. K. Models and Methods for Dynamics Analysis and Deployment Control of a Space Radar Based on an Offset Antenna. – Qualification scientific work as a manuscript.

Dissertation submitted for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 151 "Automation and Computer-Integrated Technologies". – Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Dnipro, 2025.

The dissertation is devoted to solving an urgent scientific and applied problem of improving the quality of dynamics analysis and control of deployment processes in space-deployable structures, in particular a space radar with an offset antenna, by using modern methods of analysis of the dynamics of systems of connected bodies, computer modelling and intelligent control.

The aim of the research is to enhance the quality of dynamics analysis and deployment control of a space radar with an offset antenna.

Object of research: a space radar based on an offset antenna.

Subject of research: models and methods for dynamics analysis and deployment control of a space radar with an offset antenna.

Research methods: The study employs methods of theoretical mechanics, elasticity theory, multibody system dynamics, automatic control theory, reinforcement learning, and computer modeling.

The introduction substantiates the relevance of deployable offset antennas for small Earth observation satellites. It presents examples of existing structures and analyzes deployment failure causes linked to dynamic factors.

Chapter 1 provides a comprehensive analytical review of deployable space structures, their types, configurations, and specific features in microgravity conditions. Structures are classified into flexible, rod-like, scissor-type, telescopic, and sectional systems. Advantages and disadvantages of each type in terms of deployment efficiency

and structural integrity are detailed. Special attention is paid to composite-material-based constructions due to their low weight and high stiffness. The principles of deployable antenna construction, including mesh reflectors with supporting trusses and elastic membranes, are considered. The chapter also discusses dynamic modeling methods and challenges in accurately predicting large mesh antenna behavior during deployment. A rationale is given for selecting specific models and methods for further investigation. The research objectives are clearly formulated.

Chapter 2 develops a mathematical model of the offset antenna dynamics, incorporating scissor elements, reflective mesh surfaces, and a cable-pulley deployment system. The influence of friction in pulleys, constructional asymmetry, and deformation of flexible elements is formalized. Algorithms for building a computer model in a dynamic simulation environment are described, and initial simulation conditions are provided. The effect of parameters such as mesh mass, joint stiffness, and antenna moment of inertia on deployment dynamics is studied. Two deployment systems are analyzed in detail: truss with cables and scissor mechanisms. Quantitative results include deployment time, displacement asymmetry, and internal stress distribution in structural components. Comparative analysis of various system configurations is conducted. Special focus is given to force distribution and displacement patterns under asynchronous deployment, with evaluation of how geometric and mechanical parameters influence kinematic accuracy and system reliability.

Chapter 3 introduces, for the first time, the application of reinforcement learning methods for the control of rod deployment structures. The control problem is framed as an optimal decision-making task in a stochastic environment, where the system dynamics are governed by both deterministic (kinematics) and random (vibrations, delays, uncertainties) components. An agent based on an actor-critic architecture is implemented to generate optimal control actions depending on the structure's current state. The agent is capable of adapting to modeling inaccuracies and minimizing deployment errors. The training is conducted in a simulation environment. The impact of neural network

architecture, optimizer type, and training parameters on control performance is analyzed. The agent demonstrates adaptability to system configuration changes and model-reality discrepancies, achieving smoother and more reliable deployment. Experiments with varying agent structures, reward functions, and optimization parameters are performed. Control error graphs, deployment trajectories, and stabilization times are presented.

Chapter 4 investigates the dynamics and control of centrifugal deployment of a multi-section boom in a mini-satellite. The structure consists of three connected tubular sections that unfold under centrifugal forces during satellite rotation. A dynamic model is developed, accounting for Earth's gravity, mass distribution, and joint interactions. The model allows assessment of deployment behavior during spatial rotation, identification of critical regimes, and conditions for post-deployment stabilization. A control approach is proposed to adjust the satellite's orientation after deployment via moment of inertia modification. Numerical experiments are performed for different angular velocities, section masses, and inter-axis angles. Critical conditions are determined to ensure complete deployment without structural collision. The accuracy of post-deployment positioning is assessed, and recommendations for future missions with similar configurations are provided.

The conclusions summarize the main scientific findings in relation to the research objectives. The key scientific contributions include:

1. Development of deployment control laws for offset antennas under asynchronous cable winding, eliminating the need for synchronizing joints and increasing system reliability.
2. First-time application of reinforcement learning for deployment control of rod-like space structures.
3. Enhancement of antenna dynamics models with friction, flexibility, and asymmetry factors, leading to more accurate behavioral predictions.
4. Modification of the centrifugal deployment approach for booms, enabling mass reduction and improved efficiency.

The practical significance lies in improving the accuracy of deployment simulations, increasing reliability and efficiency of deployable space antenna systems, reducing experimental costs, and simplifying control systems.

Keywords: deployable antennas; offset antenna; space radar; dynamics modeling; reinforcement learning; rod structure; cable-pulley system; centrifugal deployment.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА

Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати:

1. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Vasyliiev V.V. Modeling of centrifugal deployment of three-section minisatellite boom // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2021 p. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
2. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Martyniuk S.E., Sushko O.Y. Modelling of Space Antenna Deployment using Open Source Software // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2022 p. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
3. Shamakhanov V.K., Khoroshylov S.V. Modeling cable-pulley deployment systems of transformable rod structures // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2023 p. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
4. Khoroshylov S.V., Martyniuk S.E., Medzmariashvili E., Tserodze S., Shamakhanov V.K. Deployment modeling and analysis of mesh antenna consisting of scissor-like and V-folding elements // CEAS Space Journal, 2024 p. (Q2 Scopus, Web of Science).
5. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Особливості створення та використання космічних стрілоподібних конструкцій, що трансформуються // Журнал «Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка» № 1, 2025 p., с. 3 – 20. – ДНУ ім. Олеся Гончара – Дніпро (фахове видання категорії Б).
6. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K. Deployment control of transformablerod structures using reinforcement learning // Журнал «Технічна механіка» № 1, 2025 p. ., с. 63 – 76. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).

Опубліковані праці апробаційного характеру:

7. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Моделювання розгортання антени космічного застосування з використанням програмного забезпечення з відкритим

кодом // Матеріали XXIV міжнародної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 25-27 травня 2022 р., м. Дніпро, С. 54.

8. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В., Мартинюк С.Є., Сушко О.Ю. Застосування програмного забезпечення з відкритим кодом для моделювання розгортання космічної антени // Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції Інформаційні Технології та Комп'ютерне Моделювання – 15-16 грудня 2022 р., м. Івано-Франківськ, С. 206-213.

9. Shamakhanov V., Khoroshylov S. Deployment Simulation and Analysis of Space Mesh Antenna // Матеріали Міжнародної науково-технічної конференції Інформаційні Технології в Металургії та Машинобудуванні, 22 березня 2023 р., м. Дніпро, С. 106-108.

10. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Martyniuk S.E., Sushko O.Y., Medzmariashvili E., Tserodze S., Beitsun V.S. Dynamics modelling and analysis of the deployable reflector antenna for SAR mini-satellites // Матеріали 41st ESA Antenna Workshop on Large Deployable Antennas, 25-28 September 2023, Noordwijk, The Netherlands.

11. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В., Моделювання тросової системи розгортання стрижневих конструкцій, що трансформуються, міжнародна наукова конференція «Актуальні Проблеми Механіки - 2023» до 145-річчя від дня народження С.П.Тимошенка, 14 - 16 Листопада 2023 р., м. Дніпро, С. 196-197.

12. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Керування Розгортанням Сітчастої Антени Космічного Застосування, XXVII Міжнародна Конференція «Автоматика» 2024, 20–22 Листопада 2024 р., м. Дніпро, С. 211-212.

Особистий внесок здобувача. Усі наукові результати дисертації одержано автором самотійно. У працях, опублікованих у співавторстві, автору належать:

[2] – виконано моделювання відцентрового розгортання трисекційної штанги на мінісупутнику, що дозволяють зробити висновок - реалізація представленої

стратегії розгортання для мінісупутника, який може виконувати швидкі маневри повороту навколо трьох осей орбітальної системи відліку, є доцільною, якщо рівень надійності розгортання стріли та фіксації з'єднання з мінімальним навантаженням на конструкцію є гарантованим; [169] – запропоновано використовувати програмні пакети з відкритим кодом для моделювання механічних систем та процесу їх розгортання, отримано модель рефлекторної антени у її згорнутому та розгорнутому станах, а також у графічному вигляді були отримані зміни напруги, що з'являється у діагональних стрижнях секцій, та різниці кутів між горизонтальними секціями протягом розгортання антени; [170] – розроблено спрощений метод моделювання тросових систем розгортання, що забезпечує розрахунок натягу троса та вузлових рушійних сил з урахуванням тертя та інших особливостей ТШС; показано, що якщо трос намотувати з постійною швидкістю, він може значно втрачати натяг або навіть провисати на певному інтервалі часу, що може призвести до втрати контакту троса зі шківом та збоїв у розгортанні; для усунення можливого провисання тросів, запропоновано намотувати їх зі змінною швидкістю, використовуючи отримані залежності для визначення натягу тросу по вимірам кутів між елементами секцій антени; [32] – отримано повномасштабну модель космічної антени в якій враховано властивості сіток та стяжок між ними, відбивного полотна, та ТШС за допомогою методів комп'ютерного та математичного моделювання, із використанням спеціального програмного забезпечення проведено симуляції розгортання комп'ютерної моделі антени, та запропоновано два сценарії, під час яких можна уникнути асинхронного розкриття секцій антени та провисання тросів ТШС; [171] – розглянуто сучасний стан стрілоподібних космічних конструкцій, що розгортаються; описано основні відомі типи таких конструкцій; розглянуто їх відмінності, недоліки та переваги кожного із типів, міцність, стійкість та методи вирішення задач з динаміки розгортання розглянутих конструкцій; виділено очевидні переваги використання методів математичного та комп'ютерного моделювання подібних конструкцій та показана

актуальність вивчення нових підходів для вже відомих задач; [172] – запропоновано використання навчання з підкріпленням для керування динамікою розгортання стрижневих конструкцій у космосі, що дозволяє подолати низку недоліків, притаманних традиційній методиці, адже навчання з підкріпленням дає змогу оптимізувати систему розгортання за допомогою моделей, отриманих за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення для моделювання динаміки систем зв'язаних тіл, враховуючи необхідні критерії та обмеження.

Апробація результатів дисертації.

Матеріали, основі положення та результати дисертаційної роботи доповідались і були опубліковані у збірниках доповідей та матеріалів науково-технічних конференцій та семінарів, а саме: Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос» (м. Дніпро, 2022); Міжнародна науково-практична конференція «Інформаційні Технології та Комп'ютерне Моделювання» (м. Дніпро, 2022); Міжнародна науково-технічна конференція «Інформаційні технології в металургії та машинобудуванні» (м. Дніпро, 2023); міжнародна конференція «41st ESA Antenna Workshop on Large Deployable Antennas» (м. Нордвейк, Нідерланди, 2023); міжнародна наукова конференція «Актуальні Проблеми Механіки - 2023» до 145-річчя від дня народження С.П.Тимошенка (м. Дніпро, 2023); XXVII Міжнародна Конференція «Автоматика» 2024 (м. Дніпро, 2024); на наукових семінарах Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ (витяги з протоколів семінарів відділу Системного аналізу та проблем керування, 2021 – 2025).

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ	2
СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА.....	10
ЗМІСТ	14
ВСТУП.....	16
РОЗДІЛ 1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ОСОБЛИВОСТЕЙ СТВОРЕННЯ ТА ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНИХ КОНСТРУКЦІЙ, ЩО ТРАНСФОРМУЮТЬСЯ.....	20
1.1.Огляд динамічного моделювання та аналізу сітчастих рефлекторних антен, що розгортаються	21
1.1.1. Конструкції сітчастих антен	22
1.1.2. Ферма.....	26
1.1.3. Конструкція сітка-полотно.....	31
1.1.4. Рушійні сили	33
1.1.5. Чисельні алгоритми та програмне забезпечення	34
1.1.6. Керування розгортання.....	36
1.1.7. Модальний аналіз.....	38
1.1.8. Аналіз розгортання	40
1.2.Особливості створення та штанг, що трансформуються.	44
1.2.1. Різновиди космічних конструкцій, що трансформуються.....	45
1.2.2. Конструкції з пружних композитних матеріалів	46
1.2.3. Композитні штанги із замкнутим перерізом	47
1.2.4. Тонкостінні циліндричні стрілові системи.....	49
1.2.5. Двошарові та багатошарові композитні системи	50
1.2.6. Стрижневі конструкції космічного призначення.....	52
1.2.7. Штанги із секційною структурою	54
1.2.8. Космічні конструкції ножичного типу	57
1.2.9. Телескопічні системи, які розгортаються.....	58
1. 3. Висновки до першого розділу.....	61
РОЗДІЛ 2 МОДЕЛЮВАННЯ КОСМІЧНОЇ АНТЕНИ, ЩО ТРАНСФОРМУЄТЬСЯ	66
2. 1. Модель опорної ферми та системи полотно-сітка.....	66
2. 1. 1. Конструкція антени.....	67
2. 1. 2. Модель космічної антени.	69
2. 1. 3. Комп'ютерна модель.	74
2. 1. 4. Початкові дані системи та результати моделювання.	79
2. 2. Моделювання тросових систем розгортання	81
2. 2. 1. Модель тросової системи розгортання	82
2. 2. 2. Результати моделювання.....	87

2. 3.	Аналіз результатів комп'ютерного моделювання процесів розгортання антени.	89
2. 3. 1.	Дизайн КАТ	90
2. 3. 2.	Динамічна модель	91
2. 3. 3.	Дані системи	99
2. 3. 4.	Результати та обговорення	100
2. 4.	Висновки до другого розділу	110
РОЗДІЛ 3 КЕРУВАННЯ РОЗГОРТАННЯМ СТРИЖНЕВИХ КОНСТРУКЦІЙ З ВИКОРИСТАННЯМ НАВЧАННЯ З ПІДКРІПЛЕННЯМ.....		113
3. 1.	Використання глибокого навчання для керування розгортанням стрижневих конструкцій	113
3. 2.	Постановка проблеми	115
3. 3.	Керування на основі навчання з підкріпленням	118
3. 4.	Результати моделювання	123
3. 5.	Висновок до третього розділу	129
РОЗДІЛ 4 КЕРУВАННЯ ВІДЦЕНТРОВИМ РОЗГОРТАННЯМ ТРИСЕКЦІЙНОЇ ШТАНГИ МІНІСУПУТНИКА		131
4. 1.	Мінісупутники з великими приєднаними елементами, що трансформуються	131
4. 2.	Опис системи та постановка задачі	133
4. 3.	Математична модель	134
4. 4.	Керування положенням МС	139
4. 5.	Результати моделювання	140
4. 6.	Висновок до четвертого розділу	144
ВИСНОВКИ.....		146
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ		148
ДОДАТОК А		169
ДОДАТОК Б.....		171

ВСТУП

Актуальність теми. В даний час все більший інтерес викликає використання малих супутників. Одним із таких прикладів є створення міні-супутника (МС) з радіолокатором із синтезованою апертурою (РСА) [12]. Недорогі системи на базі малих супутників мають можливість розширити область РСА і зробити їх більш привабливими з комерційної точки зору.

При створенні підходу МС з РСА виникає необхідність використання рішень, відмінних від тих, які традиційно використовуються для більших КА. Одним із таких перспективних підходів є використання замість традиційної антени з фазованою антенною решіткою рефлекторної антени, що розгортається (РАР) [13], позиціонованої за допомогою трансформованої штанги. Оскільки розгортання РАР є складним нелінійним динамічним процесом, можуть виникати відмови та аномалії. Результати досліджень відмов розгортання космічних апаратів [12] дозволяють зробити висновок, що неточне або неадекватне моделювання/аналіз середовищ та динамічного навантаження може призвести до відмов при розгортанні космічних конструкцій. Тому вкрай важливо точно прогнозувати поведінку РАР під час розгортання шляхом точного аналізу нелінійних факторів, таких як гнучкість, тертя, натяг сітки та інші. Складністю проведення натурних експериментів в умовах Земної гравітації спонукають інженерів та дослідників все більше використовувати методи математичного та комп'ютерного моделювання для аналізу подібних конструкцій.

Для перетворення енергії електродвигунів у рушійні сили для розгортання РАР зазвичай використовується ТШС. Однак рушійні сили згасають, оскільки трос проходить через шків з тертям. Згасання рушійної сили призводить до асинхронного розгортання секцій ферм, що призводить до додаткового навантаження на їх елементи [5]. Для зменшення асинхронності використовуються різні синхронізуючі механізми [6], які ускладнюють конструкцію та збільшують її масу, але тим не менш не забезпечують повністю синхронного розгортання. Таким

чином актуальним є пошук рішень для зменшення маси та підвищення надійності розгортання РАР.

Доцільно також розглянути можливість зниження маси штанги за рахунок відмови від сервоприводів в системі її розвертання. Перспективним є конструкція багатосекційної штанги з вуглепластикових труб, розкриття якої забезпечується за рахунок відцентрових сил при повороті КА [15]. В даний час є успішний досвід використання таких штанг у складі КА, стабілізованих обертанням [16]. Тем не менш, у зв'язку з тим, що особливості функціонування таких супутників суттєвим чином відрізняються від МС дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), представляє інтерес дослідити доцільність використання відцентрового розкриття для апаратів такого класу.

Тому обґрунтованою є тема дисертаційної роботи, у якій вирішується науково-прикладна задача розробки моделей та методів для аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Наукові і практичні результати роботи оформлено у вигляді науково-технічних звітів фундаментальних наукових тем ІТМ НАНУ і ДКАУ.

Дослідження даної дисертаційної роботи виконувалися відповідно до планів науково-дослідних робіт ІТМ НАНУ і ДКАУ: "Розробка та вдосконалення методів системного аналізу, керування та дослідження динаміки, спрямованих на створення об'єктів космічної техніки" (тема фундаментальних досліджень III-110-21, № ДР 0121U100542).

Мета і завдання дослідження. Метою дослідження є підвищення якості аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени.

Для досягнення цієї мети в дисертації було сформульовано і вирішено такі завдання:

1. Провести аналіз сучасного стану існуючих моделей та методів для аналізу динаміки та керування розгортанням конструкцій космічного призначення та визначити можливості їх використання та вдосконалення з урахуванням особливостей космічного радару на базі офсетної антени.
2. Розробити модель динаміки офсетної антени, що містить ножичні елементи та елементи, що ламаються.
3. Отримати залежності рушійних сил як функцій швидкості руху тросу системи розгортання офсетної антени.
4. Розробити закони керування розгортанням офсетної антени при асинхронній намотці тросів.
5. Розробити закони керування розгортанням стрижневих конструкцій космічного призначення на базі методології навчання з підкріпленням (НЗП).
6. Провести моделювання процесів відцентрового розкриття багатосекційної штанги та визначити можливість використання такого способу при розгортанні космічного радару на базі офсетної антени.

Об'єкт дослідження – космічний радар на базі офсетної антени.

Предмет дослідження – моделі та методи для аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радару на базі офсетної антени.

Методи дослідження. При проведенні досліджень використано методи теоретичної механіки, теорії гнучкості, систем зв'язаних тіл, теорії автоматичного керування, навчання з підкріпленням та комп'ютерного моделювання.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше запропоновано закони керування розгортанням офсетної антени при асинхронній намотці силових тросів.
2. Вперше розроблено закони керування розгортанням стрижневих конструкцій космічного призначення, що ґрунтуються базі парадигмі навчання з підкріпленням .

3. Отримали розвиток методи моделювання динаміки офсетної антени у частині визначення рушійних сил як функцій швидкості руху тросу системи розгортання та врахування властивостей металевго полотна, що відбиває.

4. Удосконалено спосіб відцентрового розкриття багатосекційної штанги у частині застосування швидких просторових обертань космічного апарата.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Вдосконалені моделі динаміки офсетної антени дозволяють більш точно прогнозувати поведінку та визначати критичні характеристики антени при її розгортанні, що забезпечує можливість зменшити кількість необхідних кошовних експериментальних досліджень.

2. Закони керування розгортанням офсетної антени при асинхронній намотці силових тросів дозволяють спростити конструкцію антени та підвищити її надійність, оскільки в цьому випадку усі лебідки системи розгортання фіксовані на та не потребують застосування шарнірів ковзання .

3. Запропонована методологія НЗП для керування розгортанням стрижневих конструкцій космічного призначення дозволяє подолати низку недоліків, властивих традиційній методології. Зокрема, НЗП дає змогу оптимізувати систему розгортання, використовуючи моделі, отримані за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення для динамічного моделювання систем зв'язаних тіл, враховуючи необхідні критерії та обмеження. У випадках, коли динамічні властивості моделі та реальної конструкції суттєво відрізняються, інтелектуальний агент (ІА) може бути точно налаштований. Цю операцію можливо реалізувати шляхом розгортання реальної структури, оскільки ІА вимагає значно менше спроб для точного налаштування, ніж для попереднього навчання.

4. Удосконалений спосіб відцентрового розкриття багатосекційної штанги має потенціал забезпечити зниження маси штанги за рахунок відмови від сервоприводів у системі її розгортання.

РОЗДІЛ 1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ОСОБЛИВОСТЕЙ СТВОРЕННЯ ТА ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНИХ КОНСТРУКЦІЙ, ЩО ТРАНСФОРМУЮТЬСЯ

В розділі наведено аналіз публікацій, присвячених розробці нових та вивченню вже існуючих моделей та методів дослідження космічних конструкцій, що трансформуються, особливу увагу приділено їх різновидам, перевагам та недолікам, а також міцності таких конструкцій. Проаналізовано поточний стан досліджень у задачах моделювання динаміки розгортання космічних конструкцій, що трансформуються. Визначено тенденції та труднощі у застосуванні наявних методів для вирішення наведених задач, сформульовано наукову задачу та обґрунтовано вибір методу дослідження.

Метою дослідження для цього розділу є визначення та систематизація конструктивних особливостей, переваг і недоліків, а також методів моделювання динамічних і статичних характеристик космічних конструкцій, що трансформуються (ККТ). Особлива приділена систематизації даних щодо динаміки розгортання та поведінки конструкцій у космічних умовах. Дослідження також висвітлює методи, що використовуються для аналізу інших аспектів застосування таких конструкцій. Узагальнення існуючих підходів дозволяє не лише зрозуміти існуючі проблеми, але й сформувати базу знань для подальших досліджень в цьому напрямку. Результати вирішення такої задачі мають потенціал виявити найефективніші рішення для різних типів космічних місій завдяки систематизації сучасних досягнень і визначити прогалини у сучасних дослідженнях та сприяти розвитку сучасної методології для створення ефективних і надійних ККТ, що відповідають сучасним викликам космічної галузі.

1.1. Огляд динамічного моделювання та аналізу сітчастих рефлекторних антен, що розгортаються

Анени, що розгортаються, широко використовуються в космічній галузі для різних космічних місій, таких як супутниковий зв'язок, дистанційне зондування Землі та дослідження далекого космосу [77, 156, 157]. Дослідники і практики покращують характеристики існуючих космічних конструкцій і досліджують нові концепції. Серед широко використовуваних космічних антен сітчасті антени привертають велику увагу завдяки своїй високій точності, малій масі, великому співвідношенню об'єму розгорнутого/прибраного стану та термічній стабільності [126,164].

Трансформація конструкції великогабаритної антени з початкового згорнутого стану до повністю розгорнутого робочого стану в умовах космічної мікрогравітації є складним процесом, який включає в себе сполучений жорстко-гнучкий рух [113]. Різноманітні нелінійні фактори, такі як гнучка сітка, зазори в з'єднаннях, тертя, гнучкість стрижня і теплові змінні середовища, ускладнюють аналіз динаміки ШСД. Розгортання рефлектора космічної антени є складним процесом переходу від системи зв'язаних тіл з відносними рухами між її компонентами до системи з гнучкою структурою. Це також один з найнебезпечніших етапів польоту відповідного космічного апарата.

Крім того, динаміка РАР пов'язана з керуванням положенням космічного апарату і може впливати на стабільність і продуктивність космічного апарату.

Хоча багато великомасштабних космічних антен були успішно запущені [68, 120, 160], розгорнуті та експлуатувалися на орбіті, було багато випадків, коли весь проект зазнав невдачі через невдале розгортання антени [161].

Однією з причин невдачі, ймовірно, було те, що динамічні особливості процесу розгортання не були точно спрогнозовані. Тому необхідно моделювати процес розгортання рефлектора антени на етапі проектування, щоб отримати глибоке уявлення про динаміку розгортання. Тому тема динаміки розгортання рефлекторів

космічних антен привертає велику увагу інженерів космічних конструкцій через свою важливість і складність.

Невдале розгортання придатків космічних апаратів є однією з головних причин початкових відмов супутників і зниження їхніх можливостей. У роботі [68] зроблено висновок, що в середньому одна така відмова відбувається кожні два роки.

Отримання обґрунтованої і розв'язуваної моделі є важливою передумовою і основою для аналізу динамічних характеристик антени.

Гнучке моделювання системи зв'язаних тіл є перспективним методом для вивчення динаміки розгортання великих сітчастих антен і допомоги в розробці відповідних важливих механізмів [121]. Однак виконання повномасштабного моделювання розгортання сітчастої антени є настільки складним завданням, що його рідко можна знайти в літературі. На нашу думку, вузьким місцем у моделюванні деяких сітчастих антен є багатомасштабна фізика, в основному пов'язана з тросовими системами, які часто використовуються для передачі зусиль на великі відстані. Традиційна модель тросової антени базується на контактному методі, який передбачає дрібну сітку, велику кількість виявлення контактів і малий часовий крок для чисельного інтегрування, що призводить до низької ефективності розрахунків.

Мета цього розділу - підкреслити прогрес, досягнутий у динамічному моделюванні та аналізі розгорнутих антен з сітчастими рефлекторами.

1.1.1. Конструкції сітчастих антен

Рефлекторна антена є найпопулярнішою в антенних системах космічних апаратів через свою структурну простоту і малу вагу. В основному, існує три різних типи розгорнутих рефлекторних антен: сітчасті антени, антени з твердою поверхнею і надувні антени.

У сітчастих антенах відбита поверхня складається з в'язаної легкої металевої сітки, яка натягується за допомогою несучої конструкції. За типом несучої

конструкції сітчасті антени можна розділити на параболічні фермові, кільцеві фермові рефлектори і радіальні реберні розгортаються рефлектори.

Параболічна ферма-антена формує поверхню, що відбиває, за допомогою металевої сітки, яка закріплюється на несучій фермі необхідної форми як показано на Рисунку Б.1. Сітка розтягується на дрібні площини, які апроксимують поверхню, що відбиває, а її точність визначається точністю несучої ферми. Наприклад, в роботі [129] запропоновано модульну ферму пропонується модульна ферма-антена, що розгортається, на основі гексагональної симетричної конструкції.

Кільцевий фермовий рефлектор складається з розбірної ферми у вигляді кільця, передньої і задньої сіток, металевої сітки, прикріпленої до передньої сітки, і натяжних стяжок, які прикладають зусилля до сіток для підтримки їх параболічної форми, що представлено на Рисунку Б.2.

Розбірна ферма рефлектора AstroMesh складається з десятків паралелограмних прольотів, як показано на Рисунку Б.3. Кожна бухта складається з лонжеронних, діагональних та батенових труб. Верхня діагональна труба трохи тонша за нижню і може рухатися в ній за допомогою ТШС. Для синхронізації руху сусідніх відсіків використовується пара шестерень.

Хоча ферма AstroMesh - це конструкція, яка найчастіше згадується в наукових публікаціях, існують також різні конструкції кільцевих ферм.

В роботі [104] пропонується квадратна елементарна комірка кільцевої ферми з двома стержнями по діагоналі, обмежена за допомогою поворотного шарніра, розміщеного в середній точці діагоналі. Цей шарнір необхідний для отримання компактної укладеної конфігурації з хорошим співвідношенням висота/діаметр без використання телескопічних труб або призматичних з'єднань, які збільшують сили тертя. На Рисунку Б.4 показано розгорнуте і напівскладений положення фермових прогонів цього типу.

В роботі [115] представлено розбірну кільцеву ферму, яка базується на наборі плоских шестибалочних зв'язків і має дуже високе співвідношення

розгорнута/покладена. В роботі [103] представлена ферма, що приводиться в рух набором шестибалочних в'язей така ферма приводиться в рух тросами під час розгортання антени. Як показано на Рисунку Б.5, два троси і кривошипно-повзункові механізми використовуються на верхньому і нижньому кінцях вертикальних стержнів для приведення в рух V-подібних стержнів для розгортання ферми.

У роботі [115] такий самий тип ферми приводиться в рух пружинами, а для забезпечення її плавного розгортання використовуються троси, що видно на Рисунку Б.6.

Ножицеподібні (НПЕ) та V-подібні (ВПЕ) елементи використано в роботі [51] для проектування космічних антен, що трансформуються (КАТ) для космічних радіолокаторів з синтезованою апертурою. [51, 52] для створення нового КАТ для космічних РЛС із синтезованою апертурою. Такий підхід до проектування не вимагає синхронізаторів для сусідніх відсіків, зменшує спад рушійної сили і деформації пучка, а також мінімізує кількість ковзних з'єднань, як видно з Рисунку Б.7.

Для підвищення міцності конструкції та точності форми рефлекторів, що розгортаються, пропонується механізм двокільцевої ферми на основі тетраедричних, як видно з Рисунку Б.8, або гексаедричних елементів [140]. В роботі [166] запропоновано двонаправлене розгортання двокільцевої ферми і продемонстровано більший коефіцієнт накопичення і жорсткість порівняно зі звичайною антенною AstroMesh.

У [114] представлено концепцію рефлектора антени з 13-метровою апертурою, який побудовано шляхом комбінування 14 модулів. Модуль діаметром 4,8 метра [105] складається з сітчастого рефлектора і розбірної фермової конструкції, яка включає центральну вісь і шість радіальних ребер, що показано на Рисунку Б.9. Кожне ребро складається з чотирьох стержнів зв'язку та діагонального стержня. Верхній і нижній бруси зв'язки підтримуються паралельними під час розгортання

за допомогою синхронізатора. Довжина центральної осі змінюється під час розгортання. Рушійна сила забезпечується поступальною пружиною, що з'єднує повзун і центральну вісь, а також моментними пружинами перетині нижньої планки і центральної осі. Система сіток складається з трьох шарів: поверхневого, стяжного і заднього тросів, виготовлених з кевлару, що можна побачити на Рисунку Б.10.

У роботах [109, 119] розглядається велика тросово-реберна структура антени, що розгортається, з радіальними ребрами і натягнутими тросами. Кожне ребро має середній шарнір, який дозволяє складати ребро. Рефлектор використовує механізм центральної втулки для розгортання ребер і точного формування необхідної форми поверхні рефлектора шляхом натягу сітки, як показано на Рисунку Б.11. Ця структура має переваги високого співвідношення жорсткість/маса, що підходить для побудови великомасштабних антен, що розгортаються.

Обручно-реберна ферма розгортається шляхом заміни параболічного ребра на механізм ножиць з нерівномірною довжиною, який зображено на Рисунку Б.12.

Інноваційний спосіб розгортання відбивача парасолькового типу представлено в роботі [82]. Відбивач містить шістнадцять ґратчастих спиць, виготовлених з вуглепластику, відбиваючу сітку, трансформований обід і карданну систему синхронізації розгортання спиць, як зображено на Рисунку Б.13. Обод, що трансформується, виконаний у вигляді композитної тонкостінної тороїдальної оболонки з вирізами. Частини оболонки з вирізами працюють як пружні шарніри, що дозволяють складати обід. Енергія, накопичена в шарнірах складеного обода, використовується для розгортання спиць.

Розгорнутий рефлектор в роботі [162] складається з ребер обертання, металевої сітки і бічних тросів, що видно з Рисунку Б.14. Корінь кожного ребра закріплений на центральній втулці антени, а металева сітка натягнута і пришта до верхнього краю ребра. У порівнянні з рефлектором зі складними ребрами, рефлектор з обгортками має такі переваги, як легка вага, проста конструкція, високий коефіцієнт

зберігання і можливість розгортання за рахунок потенційної енергії пружності ребер.

1.1.2. Ферма.

Методи Лагранжа, Ньютона-Ейлера, Д'Аламбера, Кейна та інші підходи використовуються в публікаціях для побудови динамічних моделей складних механічних систем, таких як розгорнуті антени.

Двокільцева ферма моделюється в роботі [146] як жорстка система зв'язаних тіл, а динамічні характеристики аналізуються за допомогою рівнянь Ньютона-Ейлера та теорії гвинтів.

У роботі [128] рівняння Лагранжа другого типу використано для побудови гнучкої динамічної моделі системи зв'язаних тіл антени, зібраної з геометрично узгоджених паралелограмних фермових комірок. Гнучкі тіла дискретизовано за допомогою методу Релея-Рітца. Поступальні та обертальні рухи вважаються очищеними в гіпотетичному полі переміщень, що гарантує, що рух гнучкого тіла відносно рухомої системи координат є унікальним. Для обчислення переміщень, швидкостей і прискорень вузлів ферми отримано рекурсивні рівняння кінематики.

В роботі [49] представлено динамічну модель кільцевої фермової антени, що розгортається, яка побудована на основі методу Лагранжа з використанням абсолютних узагальнених координат і врахуванням дисипативних і чистих сил попереднього натягу та крутних моментів пружин шарнірів. Також створено загальну модель кінематики розгортання для отримання положення, швидкості та прискорення будь-якої точки конструкції.

В роботі [139] використано формулу Лагранжа-Ейлера для моделювання явища асинхронного розгортання, яке спостерігалось в експерименті, проведеному компанією Astro Aerospace.

У роботі [69] формулювання абсолютних вузлових координат (ФАВК) використовується для моделювання розгортання рефлектора, який поділяється на безліч квазістатичних конфігурацій. Рівноважний стан квазістатичної конфігурації

вивчається з використанням принципу мінімуму потенційної енергії, а розгортання антени аналізується з урахуванням усіх конфігурацій.

У багатьох випадках дослідники аналізують розгортання антени, нехтуючи гнучкими деформаціями ферми. Однак такі деформації суттєво впливають на натяг сітки. В роботі [101] показано, що гнучкі деформації ферми суттєво впливають на напрям рушійної сили, і ферма зазнає нерівномірних деформацій через нерівномірний натяг сітки.

В роботі [103] представлено новий метод моделювання динаміки гнучких тіл - ФАВК, який має матрицю постійних мас і не враховує силу Коріоліса та доцентрову силу. На основі цього методу в роботі [103] створено динамічну модель опорного кронштейна рефлектора та розроблено алгоритм інтегрування динамічного рівняння. Крім того, за допомогою декількох експериментів отримано лінійний рушійний момент, який повністю розгортає кронштейн.

У роботі [126] використано ФАВК для аналізу динаміки гнучких тіл розгортання конструкцій за різних температур. Отримано динамічні рівняння скінченного елемента в температурному полі. Проаналізовано характеристики розгортання спеціального чотиришарнірного механізму як базового модуля обручевої фермової розгортальної антени при різних температурах для оцінки динамічних характеристик розгортальної антени в космічному середовищі. Результати моделювання показують, що на динаміку розгортання впливають такі фактори, як структурна форма, властивості матеріалу, геометричні параметри і планування розгортання в навколишньому і тепловому/вакуумному середовищах.

В роботі [62] всі вертикальні стійки моделюються повними балковими елементами всі вертикальні стійки моделюються повним балковим елементом ФАВК, а всі горизонтальні та діагональні стійки - елементом ФАВК. Необхідно застосувати три типи обмежень. Револьверні шарніри з'єднують саму горизонтальну стійку з вертикальною, ковзаючі шарніри з'єднують верхню діагональну стійку з нижньою, а синхронні шарніри (або зубчасті шарніри)

обмежують кут розгортання лівої та правої частин вертикальної стійки до тотожності.

Для аналізу руху положення антени використовується повна динамічна модель ШС з гнучкими відростками [65]. КА з двома гнучкими сонячними батареями моделюється з використанням природної координатної постановки та компонентного модального синтезу Крейга-Бемптона. У той же час ФАВК використовується для виведення динамічних рівнянь великої розгортаємої кільцевої фермової антени. Обидва підходи привели до рівнянь з матрицею постійної маси без відцентрових і коріолісових сил.

Метод специфікаційних матриць запропоновано в роботі [143] для усунення рівнянь обмежень між НПЕ в рамках ФАВК. Внутрішні та граничні вузлові координати матриць характеристик елементів можуть бути ефективно розділені, і ці матриці можуть додаватися наскрізно по колу. Таким чином, динамічна модель має зменшену розмірність і може бути зібрана без обмежувальних рівнянь.

Віртуальний експериментальний модальний аналіз використовується в роботі [118] для оцінки впливу зазору в з'єднаннях і гнучкості ланок на динаміку розгортання космічних конструкцій. На основі динамічного аналізу перехідних процесів отримано часову історію збуджень і реакцій. Результати показують, що величина зазору в шарнірах і сила тяжіння сильно впливають на динамічні характеристики космічних конструкцій.

В роботі [124] використовується принцип еквівалентного ефекту для моделювання кругової сітчастої антени, що складається з повторюваної пучкоподібної решітки, як суцільної консольної циліндричної оболонки, яка затиснута з одного боку оболонки вздовж осьового напрямку. Нелінійні керуючі рівняння руху отримані з використанням принципу Гамільтона та теорії оболонки першого порядку деформації зсуву і нелінійної залежності деформації від переміщення фон Кармана. Для перетворення цих диференціальних рівнянь у

частинних похідних у систему звичайних диференціальних рівнянь використано підхід Гальоркіна.

Вплив теплового збудження і демпфування на нелінійні коливання і біфуркації еквівалентної оболонки проаналізовано в роботі [125] з використанням удосконаленої розширеної теорії Мельникова для неавтономної нелінійної системи. Теоретичні передбачення Мельникова узгоджуються з результатами чисельного моделювання.

Для полегшення аналізу складних процесів розгортання антени в роботі [127] представлено три динамічні моделі: 1) Динамічна модель з декількома жорсткими тілами для моделювання зміни тензора інерції протягом усього процесу розгортання; 2) Композиційна гнучка динамічна модель для аналітичного опису гнучких структурних параметрів на етапі розгортання стріли; 3) Набір моделей для декількох вибраних типових станів для вирішення проблеми зміни структурних параметрів у часі на етапі розгортання рефлектора.

У роботі [145] запропоновано складну балочно-кільцеву структуру, що складається з двох балок і кільця, для моделювання кільцевої фермової антени. Керуючі рівняння та граничні умови для складеної балочно-кільцевої структури отримано з використанням принципу Гамільтона.

У роботі [131] рефлектор супутника, що розгортається, представлений як гнучке тіло, а його опорна структура змодельована як спіральна пружина. Переміщення рефлектора виражається як сума пружного переміщення і переміщення жорсткого тіла, спричиненого обертанням пружини. Динамічне рівняння отримано за допомогою методу Лагранжа. Показано, що власні частоти антени залежать від моменту і-ої моди та моменту інерції рефлектора. Ці параметри можна використати як індикатори, щоб визначити, які моди суттєво впливають на точність антени.

В роботі [133] побудовано еквівалентну динамічну модель попередньо напруженої антенної ферми за допомогою методу статичної конденсації.

Запропоновано еквівалентну анізотропну балочну модель Тимошенка складної ферми з жорсткими з'єднаннями для просторового повторюваного елемента, що складається з балок і тросів. Переміщення просторових повторюваних елементів визначено за допомогою розкладання в ряд Тейлора.

Рівняння руху багатоланкової гнучкої конструкції отримано в роботі [136] на основі принципу Гамільтона. Гнучкість конструкції та замикання шарнірів проаналізовано методами скінченних елементів та балансу імпульсів, відповідно.

Нелінійна динамічна модель, що описує пружно-теплові динамічні властивості сітчастого рефлектора, розроблена в роботах [137, 138] з використанням розширеного принципу Гамільтона. Для аналізу вібрацій і керування зі зворотним зв'язком цю модель лінеаризовано навколо рівноважної конфігурації. Запропоновано квазістатичну стратегію для динамічного аналізу сітчастих рефлекторів при циклічному тепловому навантаженні.

Нелінійна динамічна модель жорсткої тросової пантографічної конструкції, що розгортається, описана в роботі [74]. Модель враховує ефекти спільного попереднього натягу та пасивного натягу тросу через еквівалентні коефіцієнти жорсткості та демпфування. Ця модель точно прогнозує резонансні частоти перших 4-х мод. Вона також прогнозує модальне демпфування з хорошою точністю, за умови, що немодельовані ступені вільності не збуджуються.

В роботі [142] аналізується розгортання плоскої опорної конструкції з використанням рівняння Кейна, яке допомагає отримати криву зміни рушійного моменту в часі.

Аналітична модель представлена в роботі [144] для прогнозування моменту тертя відриву в прецизійному з'єднанні з попередньо навантаженими радіально-упорними підшипниками. Модель базується на трибологічній моделі тертя Тодда/Джонсона в кулькових підшипниках і включає ефекти кулонівського мікропроковзування між компонентами підшипника та гістеретичного демпфування матеріалу. Розроблено новий безрозмірний параметр для кількісної

оцінки впливу попереднього натягу підшипника, геометрії та властивостей матеріалу. Аналітично показано, що тертя в підшипниках можна мінімізувати для певного кута контакту підшипників, враховуючи як тертя кочення, так і тертя ковзання.

1.1.3. Конструкція сітка-полотно

Аналіз розгортання конструкцій тросових систем є необхідним для розрахунку сили розгортання, і в той же час він також надає цінні рекомендації для проектування тросових систем.

Вплив натягу тросу на процес розгортання часто ігнорується або оцінюється на основі емпіричних правил [158,159].

У роботі [168] тросова система поділяється на набір частинок, а процес розгортання розглядається як серія часових кроків. Рівняння сили та переміщення для кожного вузла формулюються та збираються шляхом застосування топологічного для формування динамічної моделі системи. В роботі [101] описано параметричний аналіз розгортання тросових систем з урахуванням геометричної нелінійності, топологічної різноманітності та натягу тросу. Визначальні рівняння сформульовано з використанням теорії матричних перетворень, а для їх розв'язання застосовано алгоритм довірчих областей. Жорсткість троса залежить від стану провисання або натягу елементів сітки. Зв'язок між розгортанням ферми та рухом сітки моделюється шляхом оновлення координат граничних вузлів на кожному часовому кроці.

ФАВК використовується в роботах [69, 112] для прогнозування великих деформацій сітки під час розгортання антени. Для дискретизації сіток вибирається елемент стрижня з дефіцитом градієнта, де враховуються лише координати положення[110]. Щоб визначити стан натягу троса і дозволити йому плавно переходити від стану провисання до стану натягу, в роботі [111] побудовано перехідну функцію у вигляді полінома п'ятого порядку, який плавно зростає від 1

$\times 10(-6)$ до 1. Ця функція гарантує, що трос має дуже малу жорсткість у стані провисання і, таким чином, запобігає вільному спливанню необмеженої конструкції.

Кінетична та потенційна енергії системи використовуються в роботі [103] для формування повного рівняння динаміки системи Лагранжа з багатьма тілами, включаючи силу тертя для гнучкої сітки. Порівнюючи різні методи планування розгортання, визначено оптимальне планування розгортання системи. Метод аналізу натягу сітки під час розгортання антен запропоновано в роботі [116]. Для моделювання натягнутої/слабкої сітки використовується пружний елемент троса, а для розрахунку форми і натягу кожного троса для кожного миттєвого стану застосовується метод оптимізації. Залежна від часу крива натягу сітки отримується шляхом синтезу дискретних миттєвих результатів, а потім застосовується до динамічної моделі антени як зовнішнє навантаження.

В роботі [117] представлено підхід до динамічного аналізу композитної конструкції з розгортаємої ферми і системи трос-сітка, яка дискретизована пружними елементами троса. Гнучка модель динаміки антени побудована у вигляді рівняння Лагранжа, що враховує кінетичну енергію, потенціальну енергію пружності, а також геопотенціальну енергію тросової структури сітка-полотно та розгортаємої ферми.

В роботі [90] зроблено висновок, що при моделюванні розкриття необхідно враховувати властивості сіток і металевої сітки, оскільки нехтування останніми призводить до результатів, які характеризуються значно більш синхронними змінами кутів розкриття бухт і меншою деформацією конструкції, ніж при випробуваннях.

1.1.4. Рушійні сили

Механізми розгортання можуть бути оснащені активними приводами [146, 147] або пасивними пружинними демпферами [104]. Пасивні демпфери або активне керування вібраціями необхідне для гасіння коливань на орбіті [148].

Традиційний підхід моделювання системи зв'язаних тіл, заснований на формулюванні Лагранжа [149, 150], призводить до надзвичайно низької ефективності розрахунків, коли він застосовується для моделювання тросових систем з декількома шківками, оскільки для правильного виявлення контакту він вимагає, щоб розмір елементів тросу був того ж масштабу, що і розмір шківки [73].

Цей недолік можна подолати на основі довільного лагранжево-ейлерового (ЛЕ) формулювання [151]. У роботі [61] загальну кількість узагальнених координат системи було значно зменшено за рахунок введення елемента стрижня змінної довжини.

В роботі [121] уникнення виявлення контакту досягається шляхом поділу тросу на контактні та безконтактні сегменти, які є сітчастими на основі формули ЛЕ. Контактний сегмент розглядається як невидима частина, що обмежує елемент троса змінної довжини на шківі, межа якого динамічно визначається відносною конфігурацією між шківом і тросом. Точність і ефективність запропонованого методу було підтверджено чисельно, а потім він був використаний для оцінки і проектування нового механізму синхронізації для антени типу AstroMesh.

Для підвищення ефективності розгортання в синхронний шарнір може бути вмонтована торсіонна пружина для попереднього розгортання кільцевої ферми до певного початкового кута розгортання.

В роботі [112] використовується еквівалентна механічна модель для включення ефекту пружини кручення в динамічні рівняння розкриття ферми і аналізується вплив пружини кручення і змінного в часі ослаблення рушійної сили на процес розкриття ферми.

В роботі [123] запропоновано і розроблено пасивний актуатор, який складається з пружини кручення і опуклого кулачка. Цей актуатор має нелінійні криві сила-переміщення, щоб задовольнити специфічні вимоги розгортання сітчастих антен, де потенційна енергія залишається низькою на початковій стадії розгортання і різко зростає на завершальній стадії. Профіль кулачка теоретично сформульовано як оптимізаційну задачу, розв'язок отримано за допомогою алгоритму послідовного квадратичного програмування.

В роботі [90] в якості керуючих входів КПС використовуються переміщення тросів, що спрацьовують, в якості керуючих сигналів. Цей підхід легше реалізувати апаратно порівняно з силами або моментами спрацьовування, оскільки останні, як правило, важко отримати точно після моторного редуктора. Подовження тросових прольотів знайдено на основі квазістатичного аналізу, оскільки трос має невелику масу і рухається повільно, а отже, його інерцією можна знехтувати.

1.1.5. Чисельні алгоритми та програмне забезпечення

Для розв'язування диференціально-алгебраїчних рівнянь (ДАР) було запропоновано багато алгоритмів чисельного інтегрування [153-155]. Наприклад, метод інтегрування за часом Ньюмарка та ітераційні методи Ньютона-Рафсона [137] часто використовують для розв'язування ДАР з багатьма тілами, але вони можуть страждати від проблем розбіжності. В роботах [62, 143] застосовано узагальнений- α метод, який може затухати на високих частотах і зберігати низькочастотну характеристику. Показано, що вдосконалена обчислювальна схема працює, і реалістичний рух добре зберігається, незважаючи на розсіювання високочастотної енергії.

Метод декомпозиції області введено в роботі [61] для розділення гнучкої системи зв'язаних тіл на кілька незалежних підсистем, а потім внутрішні узагальнені координати і множники Лагранжа кожної підсистеми усуваються за допомогою методу Шура. Скінченно-елементна сітка, зібрана за збереженими

граничними змінними підсистем, може бути додатково розбита на основі підходу багаторівневої декомпозиції для підвищення ефективності обчислень і масштабованості. Якщо загальна кількість ступенів свободи перевищує 10^8 , то ефективність обчислень запропонованого алгоритму ($O(N^{1.5})$) значно вища, ніж у паралельного алгоритму системи зв'язаних тіл, запропонованого в роботі [152].

В роботі [134] детальну реалізацію структурного аналізу для космічних конструкцій, що розгортаються, з використанням динамічного розв'язувача систем зв'язаних тіл MSC/ADAMS. Чотири тестові задачі використовуються для оцінки руху механізму, фрикційних контактів і геометрично нелінійних великих деформацій. Обговорення стосуються збіжності розв'язувача, відстеження внутрішньої сили, швидкості та прискорення різних частин у кожній моделі, а також порівняння результатів з розв'язками в замкненій формі, якщо такі існують.

Для перевірки розгортання механізму було розроблено віртуальну модель [104] з використанням комерційного програмного забезпечення Adams для роботи з багатьма тілами. Всі ланки були з'єднані за допомогою обертальних шарнірів, а до центрального обертального шарніра восьми комірок були додані системи пружинних демпферів. Контакти були введені в модель за допомогою функції Contact для відтворення зіткнень між тілами під час симуляції розгортання.

В роботі [108] аналіз динаміки розгортання тетраедричного фермового рефлектора виконано за допомогою ADAMS. Для ефективного усунення надмірних обмежень в аналітичній моделі були використані примітивні шарніри та гнучкі стійки.

В роботі [135] досліджується функціональність, продуктивність і масштабованість обчислювальної системи Sierra Solid Mechanics на прикладі набору тестових задач розгортання космічних структур, які втілюють ключові явища в структурних концепціях, що нас цікавлять. Sierra включає в себе неявні та явні нелінійні розв'язувачі скінченних елементів з фрикційним контактом,

геометрично нелінійні великі рухи, нелінійність матеріалу, а також використовує паралельні обчислювальні середовища.

В роботі [102] результати АЧХ, отримані з аналітичної моделі, підтверджуються за допомогою симуляцій в ANSYS Workbench. Для динамічного аналізу розрахункова модель, спочатку створена в SolidWorks, була перенесена в ANSYS Workbench для аналізу АЧХ. Частота, отримана в результаті аналізу ФАБК, знаходиться в межах допустимого діапазону відсоткової похибки (1,624%), що підтверджує правильність аналітичного динамічного аналізу. Посилання [163] описує поточний стан розробки коду Wire-FEM на замовлення Європейського космічного агентства. Це програмне забезпечення спеціально розроблене для моделювання в'язаних металевих сіток. Сильні сторони Wire-FEM полягають у спеціальному скінченному елементі Wire та спеціальній контактній стратегії, оптимізованій для моделювання металевих сіток.

1.1.6. Керування розгортання

В роботі [1] використовується фільтр для розділення сигналу зворотного зв'язку на жорсткі та гнучкі коливання. Жорсткий і гнучкий контролери призначені для розділених сигналів зворотного зв'язку. Жорсткий контролер забезпечує розгортання антени вздовж заданої траєкторії, а гнучкий контролер має справу з гнучкими коливаннями.

У роботі [69] спочатку торсіонні пружини розгортають антену до певного початкового стану, а потім троси з серводвигуном приводять її в остаточну задану конфігурацію [106]. Залежна від часу зміна кута розгортання призначена для того, щоб зробити розгортання антени плавним [69].

Оскільки розгортання антени зазвичай відбувається повільно і плавно, і триває кілька або навіть десятки годин, цей процес можна аналізувати у квазістатичній постановці, коли швидкість і прискорення вузлів настільки малі, що інерційними і демпфуючими елементами можна знехтувати [104]. Процес розгортання

дискретизується на безліч квазістатичних конфігурацій, а потім рівняння рівноваги для конкретної конфігурації в заданий момент часу отримують, використовуючи принцип мінімуму потенційної енергії.

Симплексне миттєве оптимальне керування (МОК) представлено в роботі [63] для стискання/розгортання конструкцій, що приводяться в рух ковзними тросами, які представлені у вигляді системи кінематичних обмежень в рамках динаміки багаточастинкового тіла. Вихідна неперервна задача керування апроксимується серією обмежених МНК-задач на кожному часовому інтервалі із застосуванням симплектичного формату дискретизації, розробленого на основі принципу Лагранжа-д'Аламбера та принципу дискретних варіацій. Запропонований метод забезпечує нову стратегію керування для вирішення більш загальних проблем керування розгортанням структури з меншою кількістю актуаторів.

Метод, керований силою, представлено в [115], і отримано залежність між рушійною силою і запланованим рухом розгортання. Динаміка розгортання кільцевої фермової антени аналізується з урахуванням жорсткості пружин кручення, демпфування в шарнірах, сили тяжіння і чистої сили натягу.

Інтегрований підхід до керування та структурного проектування розгорнутих антен запропоновано в роботі [82]. Змінні проектування, мета, обмеження структури, траєкторії і підсистеми керування всебічно розглядаються для побудови інтегрованої моделі проектування. Для забезпечення динамічних характеристик розгортання структурний дизайн розглядається як багатостадійна оптимізація, де аналізуються структурні властивості розгорнутого і згорнутого станів, а також динамічні характеристики декількох "критичних положень" під час розгортання.

В [67] представлено стратегії намотування тросу для розгортання антени AstroMesh. Рушійна сила виводиться на основі принципу збереження енергії, враховуючи натяг сітки і сили тертя. Стратегія намотування тросу оптимізується, мінімізуючи рушійну силу двигуна, використовуючи параметри кривої Безьє довжини намотування тросу як розрахункові змінні.

1.1.7. Модальний аналіз

Частота першої власної моди рефлектора є ключовим параметром конструкції. Ця частота повинна бути вищою за смугу пропускання системи керування положенням та орбітою (зазвичай близько 1 Гц), щоб уникнути збудження конструкції від керуючих впливів. Цей ключовий конструктивний параметр залежить від жорсткості та маси конструкції.

Вплив натягу сітки на власні частоти рефлектора досліджено в роботі [122]. Початкову конфігурацію рефлектора з натягнутою сіткою визначено в результаті аналізу формоутворення. Модальний аналіз показує, що натяг сітки збільшує жорсткість рефлектора, а отже, і його власні частоти.

В роботі [128] аналізується динамічна поведінка космічного рефлектора з гнучкими шарнірами. Гнучкі шарніри моделюються у вигляді вуглецевих пластин прямокутного перерізу. Попереднє напруження конструкції не враховується, оскільки воно лише незначно змінює частоту першої моди, але вимагає значно довших обчислень для розрахунку натягу сітки. Моделювання також показує, що натяг тросу суттєво впливає на першу власну частоту, оскільки він може збільшити жорсткість конструкції без додавання маси.

Власні частоти та форми мод теоретично розраховано в роботі [145] шляхом розв'язання лінійних частин визначальних рівнянь та умов шляхом розв'язання лінійних частин визначальних рівнянь і граничних умов після застосування методу розділення змінних. Власні частоти перевірено шляхом порівняння трьох моделей за однакових параметричних умов. Власні частоти складеної балочно-кільцевої конструкції чутливі до кута згину, довжини балки, радіуса та жорсткості кільцевої ферми.

В роботі [132] показано, що власні частоти розгорнутої антени залежать від параметра, який обчислюється з модального моменту i -ої моди і моменту інерції рефлектора. Параметр представляє величину відносного внеску i -ої моди в загальну

поведінку структури і допомагає визначити моди, які необхідно враховувати для прогнозування точності керування.

В роботі [137] розглядаються дві різні статичні конфігурації рефлектора: 1) конструкція зі спотвореною поверхнею внаслідок теплового впливу; 2) конструкція збалансована під дією зовнішніх навантажень, і робоча форма поверхні зберігається. Для цих двох нелінійних статичних рівноваг побудовано лінеаризовані моделі, а потім розраховано власні частоти. Результати показують, що власні частоти першої конфігурації зростають зі збільшенням температури, і ця залежність може бути негладкою. Однак для другої конфігурації власні частоти плавно зменшуються при підвищенні температури структури.

Динамічні реакції концептуальних конструкцій великих антен на прикладені зусилля були оцінені в роботі [61]. Антена з коробчастою фермою продемонструвала відмінні характеристики відгуку при виконанні вимог місії і значно перевершила три інші концепції. Три інші концепції - обруч-колона, чотиригранна ферма і радіальна ребриста антена - вимагають або підвищеного структурного демпфування, або активного керування для придушення вібраційного відгуку.

Вплив властивостей з'єднання, таких як жорсткість, демпфування, розташування, кількість, зазор і контактна жорсткість на динаміку з'єднаних конструкцій систематично проаналізовано в роботі [141]. Результати аналізу показують, що частоти з'єднаної системи різко знижуються, коли в місцях з'єднання виникають пікові форми режимів, а на формах режимів присутні випуклості. Частоти системи зростають, коли демпфірування шарнірів збільшується. Нелінійні ефекти вільного ходу та гістерезису змушують динамічні характеристики переходити з однієї резонансної частоти на іншу, коли амплітуда перевищує демаркаційні значення. Жорсткість контакту шарнірів визначає ступінь нелінійності системи, в той час як рівень збуджуючої сили, зазор і сила ковзання впливають на амплітуду динамічного відгуку.

В роботі [74] досліджуються нелінійні коливання пантографічних конструкцій, що розгортаються, з жорсткими тросами, які в кінці розгортання перебувають у стані повного попереднього напруження. Цей стан попереднього напруження збільшує жорсткість і тертя з'єднань пантографа, а також демпфірування тросу. Показано, що резонансні частоти перших 4-х мод мають тенденцію до зниження при збільшенні амплітуди збудження, тоді як зміна модального демпфування є немонотонною.

Частоти власних коливань ДРА, який закріплений в точках розділу, і РАР у вільній конфігурації зі стрілами наведені в роботі [81]. Достовірність моделі РАР перевіряється шляхом порівняння власних частот, отриманих з характеристичного рівняння, з частотами, отриманими за допомогою комерційного інструменту для скінченно-елементного моделювання. Оскільки реальні власні частоти можуть відрізнятися від розрахованих за допомогою ФАВК-моделі, ці параметри пропонується ідентифікувати на орбіті за допомогою адаптивних режекторних фільтрів.

1.1.8. Аналіз розгортання

Стратегія розгортання двох різних типів кільцевих ферм АМ-2 вивчається в роботі [167] за допомогою аналізу ступенів свободи. Результати показують, що ступені свободи фермової конструкції можна зменшити, застосовуючи синхронні обмеження. З результатів також видно, що ферма з довжиною діагоналі має вищу стійкість і надійність ніж ферма зі змінною довжиною діагоналі.

Посилання [102] показує, що деякі троси можуть бути більш натягнутими, ніж інші, коли рефлектор укладений в сховище. Найбільше зусилля розгортання спостерігається незадовго до завершення розгортання. Правильний розподіл поступальних і обертальних пружин може забезпечити ефективне зусилля розгортання.

Результати моделювання, наведені в роботі [103], показують, що при розгортанні антенної стріли вона зазнає частотних коливань показують, що опорна стріла антени завжди зазнає високочастотних коливань під час її розгортання. Вібрація опорного плеча зростає зі збільшенням швидкості розгортання, а частота зменшується зі збільшенням довжини стріли.

Завдяки оптимальному плануванню розгортання антену можна плавно розгортати, а ефект зчеплення між супутниковою шиною та антеною можна мінімізувати.

Чисельне моделювання в роботі [104] підтвердило, що восьмикутний механізм може бути успішно розгорнутий. Більше того, моделювання показало, що центральний шарнір повинен бути врівень з поверхнею, щоб запобігти коливанням і зворотним рухам діагональних стрижнів. Ці симуляції були використані для визначення оптимальних параметрів пружин і демпферів механізму розгортання.

В роботі [61] особлива увага приділяється кутам розгортання та пружній деформації кільцевої ферми під час її розгортання. Чисельні результати показують, що пружна деформація гнучких тіл спричиняє явище асинхронізації під час розгортання антени. Сили натягу в сітці можуть зменшити коливання кутів розгортання і деформацію ферми на останньому етапі розгортання.

В роботі [61] змодельовано та проаналізовано явище асинхронного розгортання, при якому антенні відсіки поблизу двигуна розгортаються швидше, ніж далеко від нього. Ці результати кількісно підтверджують, що гнучкість ферми суттєво впливає на динаміку розгортання. Крім того, збільшення коефіцієнта передачі тросово-шківної системи може суттєво зменшити максимальне рушійне зусилля. Однак коефіцієнт передачі має обмежений вплив на зменшення максимального згинального моменту, доки не буде повністю усунуто асинхронне розгортання.

Результати роботи [62] показують очевидний несинхронний характер цього явища показують очевидне несинхронне явище через гнучкість конструкції і

затухання рушійної сили. Вертикальна стійка зазнає найбільшого напруження в найвіддаленішому від двигуна відсіку в кінці розгортання. Максимальне напруження середніх горизонтальних стійок має таку ж тенденцію, і середньоквадратичне відхилення кутів розгортання.

Явища несинхронного розгортання через структурну гнучкість і затухання рушійної сили досліджуються в [65], і результати показують, що ці явища можуть збільшити напруження, яких зазнає обручева ферма, що слід враховувати при проектуванні великої розгортаємої обручево-фермової антени.

У роботі [115] синхронізація розгортання кільцевого механізму реалізована за допомогою замкненого троса і подвійного повзунково-кривошипного механізму, який забезпечує єдиний ступінь свободи для кільцевого механізму.

В роботі [165] представлено асинхронну схему розгортання із замкненим ланцюгом ферм, що розгортаються, з декількома DOF. Проаналізовано динамічні характеристики синхронної та асинхронної схем розгортання, і результати показують, що опір тросу і вплив кінетичної енергії ферми при асинхронній схемі розгортання є незначними, а розгортання антени є більш простим.

В роботі [111] показано, що як нелінійний скінченно-елементний, так і аналітичний прогнози розгортання ребра з однією складкою є досить точними. Аналітична модель може надати результати за лічені секунди, а не години, що є значною перевагою для оптимізаційних досліджень.

З результатів, отриманих в роботі [112], спостерігається явище несинхронізованого розгортання під час останньої фази, що є наслідком ослаблення рушійної сили, спричиненої ефектом тертя шківа. Крім того, зі збільшенням кута розгортання збільшується натяг тросової сітки при коливаннях. Крім того, на натяг тросової сітки впливає сила удару, замковим механізмом.

Вплив натягу полотна-сітки на антенну ферму розглянуто в роботі [117]. Для практичного застосування, оскільки сили, викликані натягом сітки на антенну ферму, є нерівномірними, ферма зазнає незбалансованих навантажень наприкінці

розгортання, що ускладнює проектування траєкторії розгортання і системи керування. Крім того, застосування різних топологічних, матеріальних і геометричних параметрів створює різну структуру тросової системи, яка може мінімізувати вплив розгортання.

Поверхнева густина і жорсткість розгортаємої структури з різною кількістю елементів оцінені в роботі [119] для перевірки придатності запропонованої розгортаємої структури для побудови великомасштабних розгортаємих антен. Крім того, запропоновано метод структурної оптимізації на основі динамічної моделі та генетичного алгоритму для досягнення максимального співвідношення жорсткість/маса при обмеженні на власну частоту

Моделювання методом Монте-Карло використано в роботі [120] для аналізу невизначеності властивостей маси приладу SMAP для аналізу невизначеності властивостей маси приладу SMAP з метою визначення кількості випадків, які задовольняють обмеженням на ефективний добуток інерції та властивості центру мас. Показано, що розгорнута модель задовольняє вимогам мінімальної частоти і вимозі частотного розділення між першими двома модами.

В роботі [130] демонструється плавний і стабільний процес розгортання конструкцій з ножицеподібними шарнірами, що приводяться в рух пружинами

У роботі [140] зроблено висновок, що двокільцева ферма є єдиним механізмом, і для її розгортання потрібен лише один привід без додавання додаткових блоків синхронізації. Двокільцева ферма має вищу міцність конструкції, ніж однокільцева, і всі кінематичні пари уникають ризику заклинювання під час її розгортання, що може підвищити її надійність.

В роботі [136] проаналізовано вплив поперечного зсуву та інерції обертання на розгортання багатоланкової гнучкої балки з фіксацією. Реакції після фіксації сильно змінюються в залежності від коефіцієнта тонкості.

В роботі [108] показано, що розгортання чотиригранного фермового рефлектора з пружинною системою приводу є швидким процесом і неминуче має

великий вплив на КА. Для тетраедричного фермового рефлектора з вільною границею процес розгортання має три стадії, які включають стадію повільного розгортання, стадію швидкого розгортання і стадію формування параболічної поверхні. Для мінімізації впливу та оптимізації конструкції було використано максимальну осьову силу кожної стійки.

1.2. Особливості створення та штанг, що трансформуються.

Із розвитком ракетно-космічної техніки все частіше знаходять застосування великі космічні конструкції різного цільового призначення. Різноманітність великих просторових конструкцій у космосі є дуже великою – від сонячних панелей [1] до космічних антен [2-7] та пружних штанг [8-11] різної конструкції. Але через обмежений простір під обтічником ракети-носія існує потреба виводити такі конструкції на орбіту у складеному стані, після чого вже розгортати їх до потрібної космічній місії конфігурації. Не є поодинокими випадки не розгортання таких конструкцій у космосі, що пов'язано, насамперед, зі складністю самих конструкцій та складністю проведення натурних експериментів в умовах Земної гравітації. Таким чином, різні типи ККТ, а також методи розгортання таких конструкцій, спонукають інженерів та дослідників поглиблювати свої дослідження у цій сфері, а проблема використання таких конструкцій все ще залишається дуже актуальною.

Зокрема, дуже актуальною та цікавою є тема космічних антен різної конфігурації, а також штанг, на яких ці антени можуть бути закріпленими. Одним із різновидів штанг, що викликає інтерес, є космічні маніпулятори, що можуть бути реалізовані у вигляді механічної системи, яка складається із стрижнів поєднаних між собою шарнірними з'єднаннями.

Щоб забезпечити надійність, стабільність і точність розгортання космічної конструкції, важливо враховувати аспекти її механіки складання, статичні та динамічні характеристики, структурну оптимізацію, а також стратегії керування

конфігурацією конструкцією. З урахування наведеного вище актуальним є аналіз сучасного стану проблеми створення та використання стрілоподібних ККТ.

1.2.1. Різновиди космічних конструкцій, що трансформуються

Щоб задовільнити вимоги різноманітних космічних місій, зокрема місій із мінісупутниками, було розроблено велику кількість різних конфігурацій ККТ. З ціллю розміщення конструкцій в обмеженому просторі під обтічником ракети-носія, інженерам та дослідникам вдалось досягти значних успіхів у конструюванні, наприклад, космічних телескопів [12], сітчастих антен [13], тонкостінних штанг із композитних матеріалів [14], стрічкоподібних штанг [15], а також різноманітних фермові конструкцій [16], та конструкцій ножичного типу. Узагальнюючи, в залежності від унікальних особливостей та механіки процесу трансформації конструкції прийнято поділяти на три категорії: пантографічні конструкції, еластично деформовані конструкції, а також надувні конструкції. Основні категорії та типи ККТ можна побачити на Рисунку Б.15.

Дослідження ККТ було започатковано ще у 1960-х роках, та перші розробки були націлені насамперед на аерокосмічну галузь. Щоб забезпечити вимоги тієї чи іншої космічної місії інженери на початку обирали механізми, що складались із жорстких стрижнів, шарнірів та тросів, з яких здебільш будувались несучі конструкції, наприклад розбірні антени та штанги у вигляді пантографічних ККТ [18]. В такому типі конструкцій кожен елемент розгортається поступово для досягнення бажаної конфігурації за допомогою поступального руху розсувних компонентів та обертання стрижнів навколо шарнірів [19-21]. В основному такі системи приводяться до руху механічними моторизованими системами.

Розповсюдженням також є використання еластичних елементів для збудження руху в ККТ [22-25]. В таких конструкціях застосовується пружна механіка розгортання, де пружні елементи використовуються як опорні так і для рушійні. Таким чином пружні елементи деформуються у межах діапазону пружності для

накопичення енергії пружної деформації, щоб при подальшому вивільненні її керувати процесом розгортання. Такі конструкції зазвичай простіші, адже складаються із меншої кількості елементів, на відміну від пантографічних конструкцій, які до того ж важчі за пружно-деформовані конструкції. Однак матеріал таких конструкцій буде страждати від непружних деформацій та, у разі тривалого перебування у згорнутому положенні, втомних пошкоджень.

Клас надувних конструкцій, що розгортаються, застосовується для місій, які не потребують великої точності розгортання, але водночас вимагають мінімальної ваги. Такі конструкції вимагають дуже багато уваги та при цьому низьку точність, передбачуваність і стабільність, що робить їх менш затребуваними ніж пантографічні та пружно-деформовані конструкції. Тому далі більшу увагу ми будемо приділяти саме цим двом категоріям ККТ. Крім того, враховуючи те, що існують вже статті, які присвячено огляду космічних антен [26-31], основний фокус зроблено на космічних стрілоподібних конструкціях.

1.2.2. Конструкції з пружних композитних матеріалів

Сучасні космічні ККТ, такі як штанги й стрілові системи, все частіше виготовляються із пружних композитних матеріалів, оскільки ці матеріали забезпечують легкість, високу міцність та можливість компактного зберігання до розгортання. Конструкції на основі пружно-деформованих матеріалів можуть складатися й розгортатися завдяки накопиченій пружній енергії, що дозволяє використовувати їх для великих антен, сонячних панелей та інших компонентів космічних апаратів з обмеженим простором у вантажному відсіку. Такі ККТ дедалі більше використовуються в космічній техніці, а деякі з їх різновидів наведено на Рисунку Б.16.

Згідно з сучасними дослідженнями, пружно-деформовані конструкції для космічних апаратів класифікують на кілька основних типів: композитні штанги із закритим перерізом, тонкостінні циліндричні стрілові системи, двошарові та

багатошарові композитні системи, розгортальні мембрани й панелі, кожен з яких має унікальні конструкційні характеристики та обмеження. Кожен тип потребує специфічних підходів до дослідження, оцінки розгортання та методів контролю. ККТ з пружних композитів мають значні перспективи в космічних місіях завдяки легкості, жорсткості та зручності транспортування. Проте основними викликами залишаються точне керування розгортанням, мінімізація деформацій і підвищення довговічності матеріалів.

1.2.3. Композитні штанги із замкнутим перерізом

Композитні штанги із замкнутим перерізом є розповсюдженим типом пружних ККТ, для використання в космічних місіях. Їхня основна конструктивна особливість — можливість складання до дуже компактних розмірів та ефективне розгортання в космосі без потреби в складних механічних приводах, а саме завдяки використанню пружної енергії, накопиченої під час згортання. Послідовність згортання конструкцій такого типу зазвичай виглядає як зображено на Рисунку Б.17.

Композитні штанги із замкнутим перерізом зазвичай мають трубчасту, як видно на Рисунку Б.18а, або призматичну форму, що забезпечує жорсткість і стійкість до деформацій. Приклади інших форм поперечних перерізів наведено на Рисунку Б.18б. Для створення таких конструкцій застосовуються спеціальні багатошарові композити, які мають високу жорсткість та здатність зберігати форму після багаторазових згинань [33-35]. Вибір матеріалів для таких штанг варіюється від класичних вуглецевих волокон до сучасних полімерних матеріалів, які дозволяють досягти оптимального співвідношення між міцністю та вагою. Замкнутий переріз, як правило, забезпечує підвищену жорсткість до крутіння порівняно з незамкнутими перерізами, що особливо важливо для конструкцій, які мають стабільно утримувати форму під час впливу космічного середовища. Наприклад, двошарові або багатошарові композити на основі матриць із різними модулями пружності та жорсткості дозволяють покращити стабільність

розгортання, адже внутрішня еластична напруга сприяє збереженню форми конструкції після розгортання.

Однією з важливих характеристик таких конструкцій є їхня динаміка розгортання. Композитні штанги зберігають накопичену пружну енергію, яка забезпечує процес розгортання, однак точне керування швидкістю й кінцевим положенням конструкції є складним завданням. Вибір конфігурації перерізу й матеріалу впливає на те, як штанга розгортається та набуває заданої форми в космічному середовищі, де відсутні атмосферні фактори, що можуть впливати на процес розгортання. Динамічні моделі, засновані на методах кінцевих елементів, допомагають у визначенні оптимальних параметрів для стійкого розгортання, а також для мінімізації небажаних коливань.

Ключовими викликами при розробці композитних штанг із закритим перерізом є забезпечення точності розгортання, особливо з огляду на можливість виникнення деформацій під час складання або в процесі розгортання. Для підвищення точності особливу увагу приділяють контролю форми й положення штанг після розгортання. Наприклад, спеціальні датчики можуть допомогти скоригувати незначні відхилення шляхом зміни внутрішніх сил у матеріалі. У деяких випадках для підвищення точності використовуються додаткові електромеханічні системи, що забезпечують мікрокоригування форми в процесі розгортання. При цьому для штанг із замкнутим перерізом важливою характеристикою є довговічність, адже космічне середовище ставить жорсткі вимоги до матеріалів. Тести на міцність, зокрема, розраховані на багаторазові цикли згортання і розгортання, дозволяють визначити максимальне навантаження, яке може витримати конструкція, а також виявити слабкі місця, схильні до утворення мікротріщин. Зокрема, вплив температурних коливань у космосі на шаруваті композити є критичним аспектом, оскільки кожен шар може реагувати на температурні зміни по-різному, що може призвести до розтріскування або втрати цілісності конструкції з часом.

1.2.4. Тонкостінні циліндричні стрілові системи

Окрім штанг закритого перерізу доволі розповсюдженим є використання для космічних місій тонкостінних циліндричних стрілових систем, особливо в системах антен, сонячних панелей і наукових приладів, де необхідно забезпечити надійність, стабільність та компактність. Завдяки своїй простій геометрії, ці системи можуть складатися у вигляді рулону для транспортування і розгортатися в космосі під впливом накопиченої пружної енергії, що робить їх привабливими для використання в умовах обмеженого простору та відсутності доступу до складних механізмів для розгортання.

Тонкостінні циліндричні стріли виготовляються із легких композитних матеріалів, таких як вуглепластики та полімери, що дозволяє поєднувати високу жорсткість і міцність при мінімальній вазі. Завдяки їхній циліндричній формі такі конструкції можуть витримувати значні осьові навантаження, а тонкостінна структура забезпечує достатню гнучкість для компактного згортання. Крім того, різні шари композитів у стінці циліндра можуть бути підібрані для покращення міцності до конкретних навантажень, наприклад, на вигин або кручення, що дозволяє оптимізувати такі штанги для певних космічних умов і задач.

Динаміка розгортання тонкостінних стрілових систем залежить від матеріальних і конструкційних властивостей, таких як товщина стінки, геометрія та розподіл жорсткості. Один з основних викликів при використанні цих систем у космосі полягає в уникненні неконтрольованих коливань під час розгортання, оскільки без стійкого керування вони можуть викликати деформації або навіть руйнування конструкції. Для того щоб забезпечити необхідні характеристики таких систем під впливом екстремальних умов космічного середовища, такі як вакуум, великі температурні перепади та космічне випромінювання, використовують методи комп'ютерного та математичного моделювання. Широкого використання при дослідженні тонкостінних стрілових систем набули методи скінченних елементів та систем зв'язаних тіл, які дозволяють прогнозувати поведінку системи

під час розгортання та визначати оптимальні параметри для контролю стійкості та точності кінцевої конфігурації. Через малу товщину стінок ці конструкції можуть бути вразливими до утворення тріщин або вм'ятин під дією повторюваних навантажень під час запуску та експлуатації. Використання багатошарових композитів із різною жорсткістю дозволяє підвищити стійкість до цих навантажень, однак необхідні додаткові дослідження для оптимізації структури матеріалів, аби забезпечити достатню довговічність та уникнення мікротріщин. Для підвищення надійності розглядаються різні методи, наприклад зміцнення за рахунок використання спеціальних покриттів і розробка композитів з високою стійкістю до зношування. Такі заходи можуть мінімізувати ймовірність деградації матеріалів у космосі й забезпечити належний рівень надійності протягом тривалих місій. Для забезпечення точності кінцевої форми розгортання застосовуються сенсори, які дозволяють фіксувати поточну форму та положення елементів конструкції. Це особливо важливо для великих прямолінійних конструкцій або панелей, де точність позиціонування має критичне значення для ефективності роботи космічної апаратури. Деякі дослідження пропонують доповнення штанг системами активного контролю, які допомагають компенсувати непередбачувані відхилення шляхом корекції геометрії у режимі реального часу.

1.2.5. Двошарові та багатошарові композитні системи

Задля вирішення проблем міцності та довговічності інженери та дослідники приділили багато уваги системам із двома або більше шарами композитних матеріалів. Вирішення таких задач призвело до того, що двошарові та багатошарові композитні системи почали виділяти в окремий від тонкостінних стрілових систем тип конструкцій, головною відмінністю якого стала саме багатошарова структура конструкції, її механічних особливостях, а також у способі забезпечення стабільності та довговічності конструкцій в умовах космосу. Використання багатошарової структури дозволяє комбінувати шари з різними механічними

характеристиками, що допомагає покращити стійкість до деформацій, здатність витримувати значні навантаження та захистити конструкцію від негативних впливів космічного середовища.

Двошарові та багатошарові композити складаються з декількох шарів матеріалів, кожен з яких може мати унікальні механічні й термічні властивості, що дозволяє створювати конструкції з високими показниками жорсткості й гнучкості одночасно. Зазвичай внутрішні шари виконують функцію несучої основи, що забезпечує жорсткість та міцність конструкції, тоді як зовнішні шари можуть виконувати захисну роль, покращуючи стійкість до радіаційного випромінювання, температурних коливань та інших екстремальних факторів космічного середовища. Вуглецеві волокна, скловолокно та полімерні матриці є найпоширенішими матеріалами для таких композитів, адже вони дозволяють досягти оптимального балансу між міцністю й вагою. Види багатошарових композитних штанг зображено на Рисунку Б.19.

Задача розгортання таких конструкцій також є складнішою за розгортання тонкостінних штанг, описаних в минулому підрозділі. Оскільки кожен шар матеріалу може мати різні фізико-механічні властивості, що впливають на загальну жорсткість і гнучкість конструкції, тому для аналізу динамічних характеристик потрібно, зазвичай, більше розрахунків. Різні властивості матеріалів створюють потенційні проблеми з керуванням розгортання, особливо під час згортання й розгортання в умовах мікрогравітації, коли накопичена внутрішня напруга може призвести до мікротріщин або порушень у структурі. Для вирішення цих проблем застосовуються чисельні моделі на основі методу скінченних елементів, які допомагають оптимізувати шари композиту для рівномірного розподілу навантажень під час розгортання і зменшення внутрішніх напружень, які можуть вплинути на кінцеву форму й стійкість конструкції.

Однією з ключових переваг багатошарових композитів є їхня стійкість до зовнішніх впливів, зокрема до температурних коливань, радіаційного

випромінювання та мікрометеоритних ударів, що є особливо важливим для космічних місій тривалого терміну. Шари композиту можуть виконувати різні окремі функції: захист від радіації, термічна стійкість або механічна жорсткість. Це підвищує стійкість до довготривалих експлуатаційних умов, але також збільшує складність конструкції та потребу у випробуваннях на сумісність матеріалів між шарами. Проте багат шарові композити можуть бути вразливими до розтріскування або деламінації (відшарування між шарами), що знижує загальну довговічність конструкції. Для вирішення цих проблем використовуються спеціальні покриття, що підвищують міцність зв'язків між шарами, а також додаткове армування для зменшення ризиків утворення тріщини у процесі складання та розгортання. Багат шарові композити вимагають ретельного дослідження їхніх структурних характеристик, зокрема шляхом натурних випробувань і чисельного та комп'ютерного моделювання. Особливу увагу приділяють аналізу поведінки матеріалу при зміні температури та оцінці розподілу напружень під дією зовнішніх факторів. Дослідження показують, що багат шарові композити є перспективними матеріалами для створення надійних і легких конструкцій, які можуть витримати тривалі космічні місії. Однак для частішого їх впровадження для створення ККТ необхідні додаткові та доволі складні експерименти для визначення оптимальних комбінацій матеріалів та їхніх структурних характеристик.

1.2.6. Стрижневі конструкції космічного призначення

Ще з середини минулого сторіччя інженери та дослідники у галузі космічних технологій велику увагу приділяли саме стрижневим конструкціям, які й до сьогодення мають великий спектр застосування та відіграють значну роль в успіху космічних місій. Окремо потрібно виділити різноманіття таких конструкцій [36-38], яке й далі збільшується, але у цьому розділі цієї роботи хотілося б приділити увагу саме опорним ККТ. Цей тип ККТ включає, зокрема, фермові конструкції, наведені

на Рисунку Б.20а, маніпулятори, наведені на Рисунку Б.20b, стріли, наведені на Рисунку Б.20с, та штанги, що можна побачити на Рисунку Б.20d, які відіграють важливу роль у розгортанні космічних апаратів, позиціюванні корисного навантаження, а також у проведенні складних операцій у відкритому космосі, таких як, наприклад, маніпуляції з космічним сміттям чи збирання та обслуговування обладнання на орбіті. Розвиток космічних стрижневих конструкцій привів до широкого спектру їх підвидів, включаючи штанги із секційною структурою, приклади яких наведено на Рисунку Б.20, конструкції ножичного типу [39, 40], гнучкі маніпулятори зі змінною геометрією, телескопічні штанги та стрілоподібні ККТ [42]. Кожен з підвидів має унікальні характеристики, що визначають їхню ефективність і практичність для конкретних завдань. Наприклад, телескопічні системи часто використовуються для точного позиціонування важких інструментів або пристроїв.

Також, стрижневі конструкції поділяють на підвиди залежно від способу яким система приводиться до руху, наприклад, розгортання за допомоги електромоторів, або ж за допомоги тросових систем [44].

Основні виклики в дослідженні та проектуванні стрижневих конструкцій космічного призначення пов'язані з необхідністю оптимального балансування міцності, жорсткості та здатності до розгортання в умовах низької гравітації[43-45]. Методи комп'ютерного моделювання і математичного аналізу відіграють вирішальну роль у визначенні механічних характеристик таких конструкцій і прогнозуванні їхньої поведінки під час експлуатації [46-50]. Широко використовуються методи скінченних елементів, динамічне моделювання, а також моделювання у вигляді системи пов'язаних тіл, що дозволяють деталізувати внутрішні напруги й деформації, зокрема під час процесу розгортання [52-53]. Із розвитком комерційних космічних проектів і зростанням інтересу до далеких місій зростає потреба у високо адаптивних маніпуляторах для ефективного виконання цілей космічних місій. Стрижневі конструкції дозволяють забезпечити високу

функціональність без необхідності в значних ресурсах, що є критично важливим у умовах космосу. Окрім того, ці системи значно підвищують автономність операцій, знижуючи залежність від людського втручання і полегшуючи керування складними завданнями на відстані.

З огляду на важливість цих конструкцій у сучасній космічній галузі, їхнє вдосконалення і подальше дослідження є не лише технологічним, але й економічним пріоритетом, що дозволить підвищити надійність і ефективність космічних місій.

1.2.7. Штанги із секційною структурою

Штанги із секційною структурою є невід'ємною частиною багатьох космічних апаратів завдяки високій міцності та здатності забезпечувати точне позиціонування великих об'єктів на орбіті. Цей тип конструкцій здатний витримувати значні навантаження при збереженні стабільності форми, що є особливо важливим у складних космічних умовах. Такі системи використовуються для виконання задач з точного позиціонування великих елементів космічних апаратів, таких як антени, телескопи, панелі сонячних батарей тощо.

Секційні штанги набули широкого використання як модулі великих орбітальних конструкцій, роботизованих системах, що обслуговують інші апарати, та для позиціонування космічних антен. Перевагою таких конструкцій є здатність до тривалого зберігання у компактному вигляді та швидкому розгортанні, яке забезпечується надійними шарнірними з'єднаннями між секціями. Штанги з секційною структурою складаються з кількох жорстких сегментів, які з'єднані шарнірами, що забезпечують підвищену жорсткість та стійкість конструкції у розгорнутому стані, як показано на Рисунку Б.21. Ці з'єднання часто створюються таким чином, щоб фіксувати кожен окремий сегмент після розгортання, забезпечуючи стабільну постійну жорсткість конструкції. Це дозволяє уникнути деформацій, що можуть виникнути під дією зовнішніх навантажень та зберігати

точність позиціонування, що є критично важливим для виконання задач в умовах відкритого космосу. В залежності від застосування, ККТ цього типу можуть мати поперечний переріз трикутної, круглої, трубчастої, квадратної, або іншої специфічної форми для досягнення потрібних механічних характеристик, зокрема максимальної жорсткості або мінімальної ваги.

Такі штанги знаходять широке застосування в космічних роботах та маніпуляторах, які потребують точної фіксації та стійкості, наприклад, при обслуговуванні супутників, виведення наукових інструментів у певне положення у відкритому космосі або встановленні нових елементів орбітальних станцій. Жорсткі секційні штанги також мають унікальну здатність інтегрувати в свою структуру троси для живлення та передачі даних, які безпечно захищені всередині секцій, що дозволяє здійснювати ефективне живлення сенсорів або інших підключених елементів, які потребують енергопостачання на орбіті.

Завдяки матеріалам високої міцності, таким як вуглепластикові та алюмінієві композити, жорсткі секційні штанги забезпечують високий рівень супротиву навантаженням та змінним температурним режимам космічного середовища. Вони стійкі до впливу космічної радіації та мають низьку схильність до деформацій, що значно підвищує їхню довговічність. Стійкість штанг особливо важлива під час тривалих космічних місій, де потрібно зберегти їхні функціональні властивості впродовж декількох років. Важливим аспектом є здатність таких штанг витримувати динамічні навантаження, які можуть виникати при запуску або маневруванні космічного апарата. Тому для забезпечення стійкості штанг у конструкцію можуть вноситися додаткові стабілізуючі компоненти, такі як демпфери чи спеціальні елементи, що гасять коливання.

Розгортання секційних штанг відбувається у кілька етапів за допомоги, наприклад, пружинних або моторизовані систем розгортання, що забезпечують керування процесом розгортання секцій. Процес розгортання секційних штанг, які представлено на Рисунку Б.22, включає кілька етапів: зберігання конструкції в

компактному вигляді під час старту, як видно з Рисунку Б.22а, поступове розгортання, яке видно на Рисунку Б.22б, та фіксацію секцій у заданому положенні, що наведено на Рисунку Б.22с. У компактному вигляді секції щільно складені одна до одної, а на орбіті вони розгортаються по черзі, фіксуючись у заданому положенні. Під час цього процесу важливим є мінімізація небажаних коливань, які можуть виникати через різкі рухи. Для їхнього контролю застосовують обмежувачі швидкості або активні системи керування, які стабілізують структуру в процесі розгортання. Розгортання із використанням активних систем, таких як, наприклад, тросові системи, є більш надійним, особливо для великих штанг, які потребують точного керування, але для зменшення енерговитрат можуть використовуватись і пасивні системи на основі пружинних механізмів, що розгортаються завдяки накопиченій енергії при складуванні. Шарнірні, що з'єднують елементи конструкції, забезпечують кероване розгортання кожної секції, що мінімізує ризик раптових коливань та забезпечує стабільні характеристики розгортання. Для зниження ймовірності непередбачених деформацій та розривів, розгортання зазвичай виконується поступово, з контролем положення кожного сегмента на етапі фіксації.

Аналіз секційних штанг потребує використання передових методів моделювання. Метод скінченних елементів дозволяє моделювати розподіл навантажень та передбачати поведінку сегментів під впливом екстремальних умов космічного середовища. Для оцінки динаміки розгортання застосовуються також чисельне моделювання для визначення оптимальної швидкості розгортання. Це моделювання враховує різні режими розгортання, сили тяжіння, і зовнішніх впливів. В цих дослідженнях часто використовуються такі методи, що дають можливість об'єднати моделювання механічних, теплових та радіаційних впливів. Це дозволяє оцінити довговічність та стійкість конструкцій. Застосування

зазначених методів досліджень, поряд з розвитком нових матеріалів і механізмів фіксації, дозволяє створювати стрижневі конструкції високої надійності, які здатні ефективно виконувати свої функції в умовах жорстких обмежень космічного простору.

1.2.8. Космічні конструкції ножичного типу

Конструкції ножичного типу побудовані на основі складних кінематичних ланцюгів із серій паралельних стрижнів, з'єднаних у формі ножиць, що забезпечує компактне складання і розгортання секцій до великих розмірів. При розгортанні кожен з цих сегментів рухається в синхронізованому порядку, утворюючи структуру, яка поступово нарощує довжину або розмір у процесі розгортання. Це забезпечує жорстку фіксацію положення елементів конструкції у розгорнутому стані. Такий механізм дозволяє створювати телескопічні стрілові системи, такі як наведено на Рисунку Б.23, сонячні панелі та антени, які можуть досягати великих розмірів при розгортанні.

Головною відмінністю таких конструкцій є саме форма їх секцій. Така доволі проста форма ножиць дозволяє мати велику кількість унікальних підтипів подібних конструкцій, залежно від особливих вимог тієї чи іншої місії. Наприклад, використовуючи просту форму ножиць можна скласти більш складні форми, що дозволяють зробити конструкцію більш стійкою, наприклад як зображено на Рисунку Б.24. Дослідження показують, що ці конструкції мають стійкість до циклічних навантажень, зокрема при температурних змінах і вібраціях, що виникають при маневрах космічного апарату. Це дозволяє знизити ризик збоїв та підвищити надійність всієї конструкції у складних умовах космосу.

Конструкції ножичного типу, завдяки використанню міцних і легких матеріалів, зберігають стабільність при розгортанні та забезпечують довговічність, а також високу передбачуваність, адже процес розгортання таких систем відбувається лінійно. Розгортання конструкцій ножичного типу відбувається, як і у

випадку конструкцій із жорсткою секційною структурою, за допомогою пружинних або моторизованих механізмів, які забезпечують контрольовану швидкість та плавність розгортання. Завдяки кінематичній синхронізації ланок, конструкція може розгортатися рівномірно і без значних коливань, що є важливим для забезпечення точного позиціонування в умовах космосу. Для запобігання небажаним коливанням або вібраціям, часто використовуються демпферні системи, що гасять різкі коливання під час розгортання. Але значним викликом при дослідженні таких систем є можлива асинхронність при розгортанні, дослідження якої в умовах земної гравітації дуже ускладнено.

1.2.9. Телескопічні системи, які розгортаються

Як й інші конструкції проаналізовані в цій роботі, телескопічні та стрілоподібні штанги, що розгортаються, є компонентами космічних систем, які дозволяють значно збільшувати розміри конструкцій після виведення їх на орбіту. Вони використовуються для створення виносних структур космічних апаратів, таких як антени, оптичні прилади та сонячні панелі. Конструктивні особливості цих штанг та їх динамічна поведінка мають вирішальне значення, оскільки вони повинні витримувати інтенсивні механічні навантаження та температурні зміни в космічному середовищі.

Телескопічні штанги складаються з циліндричних або багатокутних секцій, що щільно складені одна в одну, подібно до телескопа, і поступово розкладаються на орбіті, формуючи жорстку структуру, що зображено на Рисунку Б.25. Особливістю конструкції телескопічних систем є наявність механічних фіксаторів або спеціальних замків, які забезпечують жорстке з'єднання секцій після розгортання, що необхідно для запобігання небажаним коливанням. Дослідження показують, що така конфігурація дозволяє досягти значної жорсткості, однак саме місця стикування секцій є потенційними зонами виникнення деформацій під впливом

навантажень і зміни температури, що зумовлює потребу у використанні високоякісних матеріалів і ретельного моделювання на етапі проектування.

Стрілоподібні конструкції часто мають скелетну структуру, як видно з Рисунку Б.26., де елементи поєднані у вигляді жорстких з'єднань, що розтягуються для створення необхідної довжини. Для утримання стабільної розгорнутої форми частини конструкції утримуються тросами, або додатковими жорсткими з'єднаннями. Такі системи розгортаються за допомогою систем натягу та використовують ефект фіксованого натягу для забезпечення стабільності структури. Дослідження показали, що саме стрілоподібні конструкції є більш адаптивними до зовнішніх коливань, але потребують додаткових стабілізаційних механізмів, щоб компенсувати можливі деформації у разі впливу високих температур або мікрометеоритів. Обидва типи конструкцій виготовляються з легких і міцних матеріалів, таких як алюмінієві сплави або композити на основі вуглецевих волокон, що забезпечують високу міцність при мінімальній масі, що є критично важливим для космічних місій.

Важливим аспектом для таких конструкцій є висока жорсткість, необхідна для витримування динамічних навантажень під час маневрувань апарату або впливів космічного середовища, включно з температурними змінами та мікрометеоритними ударами.

Моделювання та дослідження телескопічних і стрілоподібних ККТ базуються на використанні комп'ютерних методів, зокрема чисельного моделювання за допомогою методу скінченних елементів. Цей підхід дозволяє моделювати потенційні деформації та визначити оптимальні параметри для розгортання без ризику перевантажень на критичних елементах конструкції. Для стрілоподібних конструкцій особливу роль відіграє дослідження тросових систем натягу, оскільки такі елементи вимагають точного розрахунку зусиль та довжини для уникнення коливань під час розгортання. Численне моделювання показало, що регулювання

натягу тросів на основі температурних і механічних навантажень може значно зменшити коливання під час розгортання

Особливу увагу приділяють розробці ефективних моделей для дослідження динаміки розгортання. Ці моделі включають аналіз коливань, які можуть виникати при запуску чи розгортанні конструкції. Зокрема, для телескопічних штанг враховується можливість "перескакування" секцій, що може призвести до надмірних коливань. Розповсюджено використання механізмів, які дають змогу контролювати процес розгортання, що дозволяє поступово збільшувати довжину штанги, зменшуючи при цьому коливання. Окрім того, конструкції оснащуються пасивними або активними демпферами, які ефективно зменшують небажані коливання при повному розгортанні.

Дослідження динаміки розгортання телескопічних стрілоподібних конструкцій демонструють, що сучасні методи моделювання дозволяють передбачити поведінку конструкції з високою точністю, зокрема враховуючи вплив космічних факторів, таких як вакуум, температура та випромінювання. Результати чисельних розрахунків показують, що при оптимізації розгортання та використанні демпферних механізмів коливання можна суттєво зменшити, що підвищує ефективність і надійність конструкцій, зменшуючи навантаження на базові елементи конструкції.

Стрілоподібні системи, які зазвичай є більш гнучкими, потребують врахування зусиль на тросах та можливих коливань елементів конструкції у процесі розгортання. Динамічні моделі розгортання показують, що налаштування натягу залежно від виявлених на місці змін температури та механічних коливань дозволяє значно покращити стабільність структури. Застосування нових адаптивних матеріалів у конструкції тросів також сприяє підвищенню надійності стрілоподібних конструкцій в умовах коливань на орбіті.

Для стрілоподібних конструкцій важливими аспектами є стійкість до нестабільних режимів при динамічних впливах. Оскільки такі системи часто

складаються з гнучких тросів, вони можуть бути чутливими до коливань і зміщень, що потребує складних активних та пасивних систем для стабілізації. Використання адаптивних елементів для контролю довжини та натягу тросів дозволяє уникнути коливань і забезпечити більш точне розгортання, що було підтверджено численними моделюваннями, які показали ефективність таких систем при запуску великих конструкцій на орбіту.

Таким чином, телескопічні стрілоподібні ККТ являють собою високоефективні структури, що здатні забезпечити необхідну жорсткість і стабільність космічних апаратів у компактному вигляді. Сучасні методи чисельного моделювання та досліджень дозволяють оптимізувати розгортання і мінімізувати коливання, забезпечуючи точне позиціонування конструкцій у космічному середовищі.

1. 3. Висновки до першого розділу

У цьому розділі розглянуто численні дослідження і технічні розробки, які сприяють розвитку технологій ККТ для космічних застосувань. Дослідники і практики запропонували різні конфігурації несучих конструкцій і механізмів розгортання з метою підвищення їхньої міцності, точності, можливості компактного розміщення, а також плавності і синхронності їхнього розгортання. Різноманітність конструкцій ККТ може вимагати різних підходів до їх динамічного моделювання і тестування для досягнення компромісу між точністю, часом розгортання і витратами.

Для аналізу динаміки розгорнутих космічних антен використовують різні підходи до моделювання. Модель ферми може бути отримана у вигляді рівнянь Лагранжа, Ньютона-Ейлера або Кейна. Для точного прогнозування поведінки розгортання антени модель слід представити вигляді гнучкої системи зв'язаних тіл. Гнучкі тіла можуть бути дискретизовані за допомогою методів Галеркіна або Релея-Рітца, але останнім часом автори частіше застосовують підхід ФАВК, який приводить до рівняння з постійною матрицею мас і добре підходить для

моделювання великих деформацій. Моделі також повинні враховувати вплив навколишнього середовища, наприклад, коливання температури, і властивості з'єднань, такі як жорсткість, демпфування, розташування, зазор.

Точне моделювання сітчасто-сітчастих конструкцій має важливе значення для розрахунку зусиль розгортання і допомоги в проектуванні сітки. Властивості як сіток, так і металевої сітки мають вирішальне значення для точного моделювання розгортання. Натяг тросу суттєво впливає на процес розгортання, але його часто не беруть до уваги. Еластичні елементи контактної мережі або елементи стрижня ФАВК з дефіцитом градієнта можуть бути використані для прогнозування форми і натягу сітки під час розгортання антени.

Механізми розгортання можуть використовувати як ТШС, так і пасивні пружинно-демпферні системи. Традиційний підхід моделювання систем зв'язаних тіл з використанням лагранжевої формули не є ефективним для моделювання тросових систем з шківками, оскільки для правильного виявлення контакту необхідно, щоб розміри елементів троса та шківки співпадали. Цю проблему можна вирішити за допомогою довільної лагранжево-ейлерової (ALE) формули, яка значно зменшує кількість узагальнених координат за рахунок створення елемента стрижня змінної довжини. Щоб уникнути виявлення контакту і обмежити тросовий елемент на шківі, трос може бути розділений на контактні і безконтактні сегменти. Переміщення тросів, що спрацьовують, краще розглядати як керуючі входи CPS, оскільки їх легше реалізувати апаратно порівняно з силами спрацьовування або моментами, що крутять. Коли трос рухається повільно, подовження прольотів тросу можна знайти на основі квазістатичного аналізу. Для підвищення ефективності розгортання до синхронних шарнірів можна додати торсіонну пружину.

Існує багато алгоритмів чисельного інтегрування для розв'язання ДАР моделі з багатьма тілами, але вони можуть страждати від проблем розбіжності. Узагальнений- α метод допомагає приглушити високі частоти при збереженні низьких частот, зберігаючи реалістичність руху. Для підвищення ефективності

обчислень можна використовувати метод доменної декомпозиції для розбиття гнучкої системи зв'язаних тіл на підсистеми, а також метод Щура для усунення внутрішніх координат і множників.

Запропоновано різні методи керування і стратегії намотування тросу для забезпечення плавного і надійного розгортання антени. Процес розгортання може бути проаналізований у квазістатичній постановці з рівняннями рівноваги, отриманими з використанням принципу мінімуму потенційної енергії. Методи, керовані силою, встановлюють зв'язок між рушійною силою і запланованим рухом розгортання. Симплексне миттєве оптимальне керування (МОК) може вирішувати більш загальні проблеми керування розгортанням конструкції з меншою кількістю приводів. Доцільно проводити спільне керування розгортанням і проектування конструкції, враховуючи змінні проектування, цілі, обмеження, траєкторію і підсистеми керування.

Частота першої власної моди рефлектора є важливим конструктивним параметром, оскільки вона впливає на смугу пропускання системи керування орієнтацією та орбітою і залежить від жорсткості та маси конструкції. Власні частоти і форми мод можуть бути розраховані за допомогою лінійних рівнянь і граничних умов. Натяг сітки впливає на частоту і динамічну поведінку космічних рефлекторів. Власні частоти розгорнутої антени залежать від параметра, який обчислюється з модального моменту i -ої моди і моменту інерції рефлектора. Властивості з'єднань можуть впливати на динаміку з'єднаних конструкцій. Наприклад, частоти зменшуються, коли в місцях з'єднання виникають пікові форми мод, і збільшуються, коли збільшується демпфування з'єднання. Нелінійні ефекти вільного ходу та гістерезису спричиняють динамічні реакції на зміну частоти перемикавання. Жорсткість контакту з'єднання визначає нелінійність системи, в той час як рівень збуджуючої сили, зазор і сила ковзання впливають на амплітуду динамічного відгуку.

На поведінку антени під час розгортання впливають різні фактори, включаючи натяг тросів, вібрації стріли, що підтримує антену, синхронізацію механізму ферми та інші. Найбільше зусилля розгортання спостерігається незадовго до розгортання. Оптимальне планування розгортання може мінімізувати ефект зв'язку між рухом супутникової шини і рухом антени. Явища несинхронного розгортання через гнучкість конструкції і згасання рушійної сили можуть збільшити навантаження на обручну ферму, що слід враховувати при проектуванні великої розгортаємої обручно-фронтонної антени. Гнучкість ферми суттєво впливає на динаміку розгортання, а збільшення коефіцієнта передачі може зменшити максимальну рушійну силу. Сили натягу в сітці можуть зменшити вібрації і деформації.

Вплив натягу сітки на антенну ферму, що може спричинити незбалансоване навантаження і ускладнити траєкторію розгортання та проектування системи керування. Різні топологічні, матеріальні та геометричні параметри можуть створювати різні структури тросових систем, мінімізуючи вплив розгортання.

Також в цьому розділі проведено аналіз різноманітних ККТ, зокрема стрілоподібних телескопічних, секційних, ножичних і композитних структур. Результати аналізу демонструють широке різноманіття підходів до вирішення завдань оптимізації об'єму та маси конструкцій. Кожен тип конструкції має свої унікальні переваги, недоліки та особливості динаміки розгортання, що залежать від структури, матеріалів і механізмів фіксації та контролю.

Різниця у методах моделювання й аналізу розгортання, таких як методи скінченних елементів і динамічне моделювання у вигляді системи зв'язаних тіл, підкреслює важливість глибокого вивчення динамічних характеристик кожного типу конструкцій у реальних умовах космосу. Критичними залишаються питання зносостійкості, довговічності, надійності та впливу космічних умов.

Подальші дослідження в цій галузі мають велике значення, оскільки постійне вдосконалення методів розгортання, дозволить значно підвищити ефективність та надійність космічних конструкцій. Це, в свою чергу, відкриє нові можливості для

майбутніх місій у далекому космосі, де надійність конструкцій є ключовою умовою успіху.

РОЗДІЛ 2 МОДЕЛЮВАННЯ КОСМІЧНОЇ АНТЕНИ, ЩО ТРАНСФОРМУЄТЬСЯ

2. 1. Модель опорної ферми та системи полотно-сітка

З минулого розділу можна було помітити, що автори стикаючись із завданням побудувати модель ККТ, зокрема антени космічного призначення, використовують для проведення досліджень спеціальний комп'ютерний код власної розробки. Хоча такий підхід, природно, є дуже гнучким, на розробку та валідацію цього коду витрачається багато часу, оскільки об'єкт моделювання є складною, багатоелементною гнучкою системою.

Інший запропонований в оглянутих роботах підхід полягає у використанні вченими комерційного програмного забезпечення для моделювання динаміки систем багатьох тіл, такого як Adams [48-50] та Ansys Motion [51, 52]. Незважаючи на те, що таке програмне забезпечення має хороші можливості, вони все ще обмежені методологією, яка використовувалася при його створенні. Крім того, ці програмні продукти доволі дорогі і недоступні для стартапів і невеликих груп дослідників.

Наразі існує невелика кількість програм з відкритим вихідним кодом для моделювання динаміки систем багатьох тіл, таких як MBDyn [53] та Hotint [55]. Вони є безкоштовними і потенційно можуть забезпечити гнучкість моделювання та скоротити час на розробку моделі, але, на жаль, бракує публікацій з прикладами їх застосування для моделювання космічних антен.

У роботах [51, 52] запропоновано нову конструкцію сітчастої антени. Ця конструкція антени рекомендована для міні-супутників. Пантографічна конструкція опорного кільця є найважливішою особливістю, яка відрізняє цей рефлектор від антени AstroMesh, яку було освітлено у попередньому розділі. Така пантографічна структура вважається дуже перспективним підходом до

проектування рефлектора, але публікацій про моделювання розгортання таких антен майже немає.

В цьому розділі було запропоновано розглянути особливості моделювання антени, що була представлена у роботах [51, 52] із використанням програм з відкритим вихідним кодом, а також вперше запропоновано свій підхід до моделювання тросової системи розгортання, що може використовуватись для моделювання розгортання подібних ККТ.

2. 1. 1. Конструкція антени.

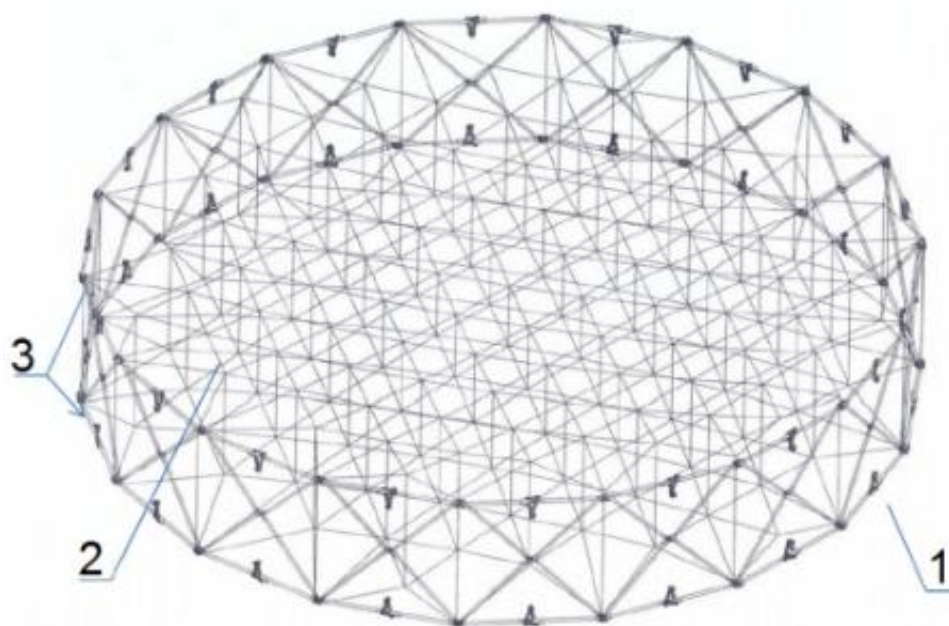


Рисунок 2.1 - Конструкція антени.

Основою конструкції антени (рис. 2.1) є опорне кільце (1), що трансформується. Дві сітки (2), які кріпляться до опорного кільця і стягуються стяжками, формують необхідну форму рефлектора. До однієї з сіток кріпиться відбивне полотно. Несуче кільце антени складається з 18 однакових секцій, з'єднаних шарнірними вузлами (3). Кожна секція сформована з діагональних і горизонтальних стрижнів трубчастого перерізу. Фрагмент опорного кільця антени

представлено на рис. 2.2. На рис. 2.3 показано частину А опорного кільця у збільшеному масштабі.

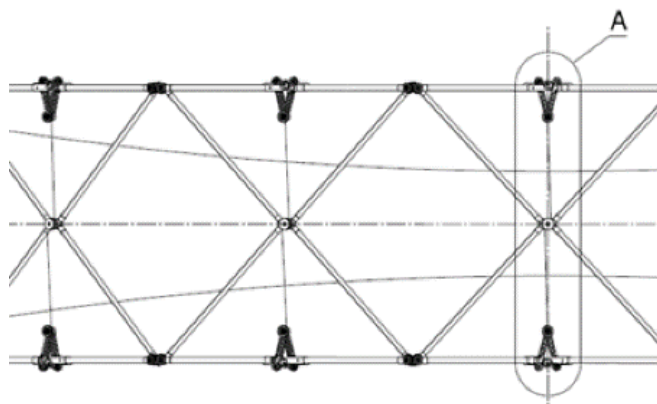


Рисунок 2.2 - Фрагмент опорного кільця

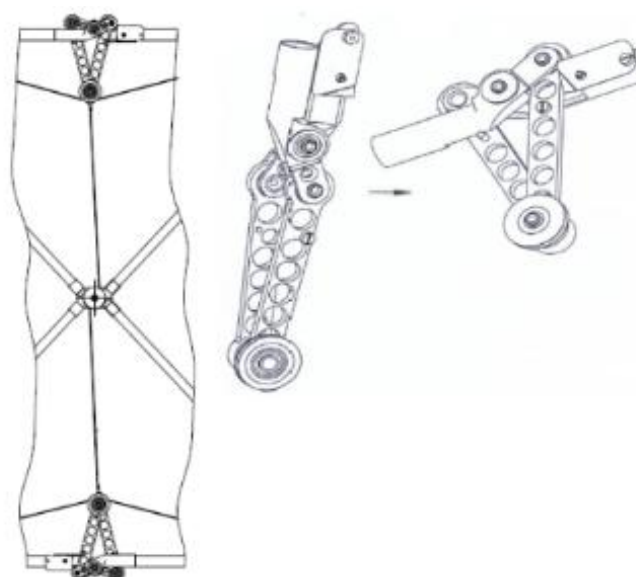


Рисунок 2.3 - V-подібний шарнір штанги

Діагональні стрижні з'єднані шарнірами, які забезпечують поворот одного стрижня відносно іншого. Діагональні стрижні також з'єднані з нижнім і верхнім горизонтальними стрижнями, які трансформуються за допомогою V-подібних шарнірів (рис. 2.3). Секції кільця також з'єднані шарнірними вузлами в місцях з'єднання діагональних і горизонтальних стержнів (рис. 2.4).

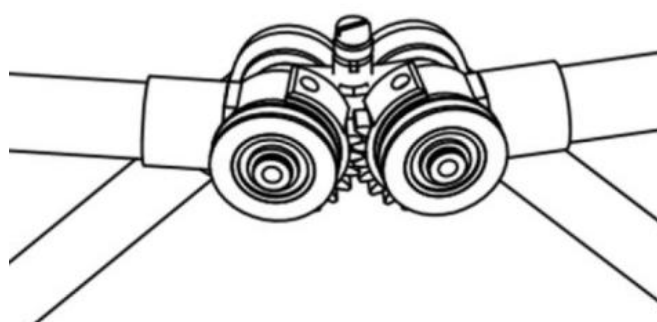


Рисунок 2.4 - Збірка перехресного шарніра.

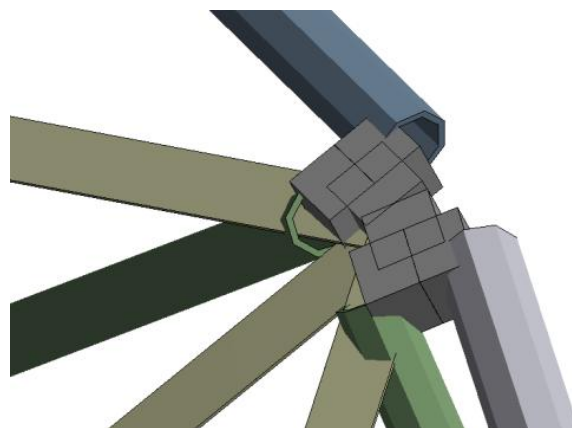


Рисунок 2.5 - Спрощене зображення вузла перехресного шарніра.

Всі шарнірні та з'єднувальні елементи виготовлені з алюмінію, а діагональні та горизонтальні стрижні - з вуглецевого волокна. Антена розгортається за допомогою ТШС, що складається із тросів, які проходять через систему шківів і приводяться в рух двома електродвигунами.

2. 1. 2. Модель космічної антени.

Через складність конструкції космічної антени були зроблені деякі спрощення для створення динамічної моделі конструкції, що розгортається, та її подальшої реалізації за допомогою відкритого програмного забезпечення.

Вуглепластикові стрижні моделюються за допомогою гнучких балочних елементів на основі ФАВК [53]. Ці скінченні елементи здатні моделювати великі деформації і можуть використовуватися як для статичних, так і для динамічних досліджень. Вони моделюють осьові, згинальні, зсувні та крутильні деформації стрижнів. ФАВК використовує вектори нахилу для параметризації орієнтації поперечного перерізу стрижня замість параметрів обертання.

Орієнтація поперечного перерізу стрижня описується за допомогою звичайної лінійної інтерполяції, а переміщення вздовж її осі інтерполюються за допомогою лінійних функцій форми. Вектори нахилу є похідними векторами по відношенню до системи відліку масштабованого лінійного базового елемента. Визначення пружності базується на формулюванні на основі механіки суцільного середовища для матеріалу Сен-Венана Кірхгофа [54] з використанням зв'язку між нелінійним тензором деформацій Гріна-Лагранжа та другим тензором напружень Піоля-Кірхгофа. Ступені свободи i -го вузла можуть бути задані наступним чином

$$q^{(i)} = \begin{bmatrix} u^{(i)T} & u_{\eta}^{(i)T} & u_{\zeta}^{(i)T} \end{bmatrix}^T, \quad (2.1)$$

де $u^{(i)}$ - вузлове переміщення; $u_{\eta}^{(i)}$, $u_{\zeta}^{(i)}$ - зміни векторів нахилу.

Кожен вузол має дев'ять ступенів свободи, таким чином, двовузловий елемент лінійної стрижня має 18 ступенів свободи.

Геометрично елемент гнучкої стрижня описується за допомогою вектора положення $r^{(i)}$ і двох векторів нахилу $r_{\eta}^{(i)}$ і $r_{\zeta}^{(i)}$ для кожного i -го вузла (рис. 2.6).

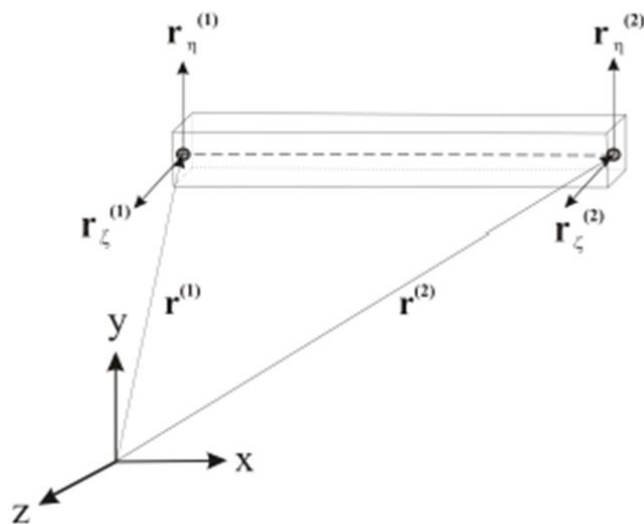


Рисунок 2.6 - Геометричний опис гнучкого стрижня.

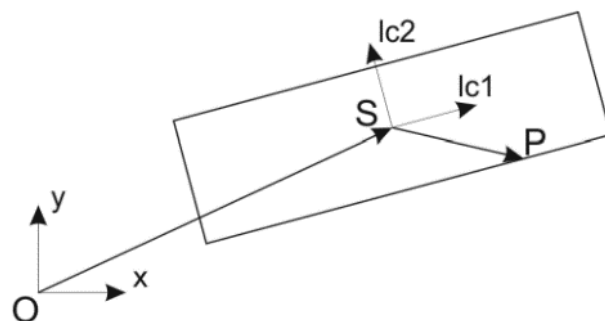


Рисунок 2.7 - Локальна та глобальна системи відліку для жорсткого елемента

Шарнірний вузол у спрощеному вигляді показаний на рис. 2.5. Алюмінієві шарнірні вузли моделюються як чотири шарніри обертання, з'єднані звичайними жорсткими елементами (рис. 2.7). Хоча реальна геометрія цих вузлів має іншу форму (рис. 2.4), таке представлення є виправданим, оскільки ці вузли мають значно більшу жорсткість, ніж стрижневі елементи конструкції, а їх напружено-деформований стан не досліджується. Основними модельованими властивостями цих шарнірних вузлів є жорсткість, розташування та напрямки осей обертання шарнірів.

На рис. 2.7 літерою S позначено центр мас жорсткого елемента, який визначається вектором положення в глобальній системі відліку (ГСВ). Центр мас також є початком локальної системи відліку (ЛСВ). Наприклад, ЛСВ

використовується для визначення положення точки P на рис. 2.7, яка необхідна для додавання шарнірів або датчиків.

Для того, щоб маса спрощеної моделі антени дорівнювала масі реальної конструкції, були використані додаткові точкові маси. Маси точок визначаються за трьома координатами положення.

Шарнір V-подібної штанги моделюється за допомогою регульованого карданного шарніра. Цей шарнір з'єднує два тіла (далі тіла i та j) і дозволяє обмежити шість відносних ступенів свободи, а саме рух вздовж трьох осей ЛСВ та обертання навколо цих осей. Рівняння кінематичних обмежень для цього типу з'єднання мають наступний вигляд:

$$A^T (x^i - x^j) = 0, \quad (2.2)$$

де x_1 та x_2 - положення точок з'єднання в ГСВ на тілах i та j відповідно;

$A = (e_x^i \ e_y^i \ e_z^i)$ - матриця повороту від ЛСВ з'єднання до ГСВ.

Кожне рівняння в системі (2) відповідає обмеженому напрямку, тому якщо всі напрямки обмежені, то вона спрощується наступним чином:

$$x_i - x_j = 0, \quad (2.3)$$

Якщо всі обертальні ступені свободи обмежені, то рівняння обертальних обмежень для тіл i та j має наступний вигляд:

$$\begin{pmatrix} e_y^j \cdot e_z^i \\ e_x^j \cdot e_z^i \\ e_x^j \cdot e_y^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (2.4)$$

Для випадків, коли обертання не обмежене навколо однієї з осей, рівняння (2.4) набуває наступного вигляду:

$$\begin{pmatrix} e_x^j \cdot e_z^i \\ e_x^j \cdot e_y^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} e_y^j \cdot e_z^i \\ e_y^j \cdot e_x^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} e_z^j \cdot e_y^i \\ e_z^j \cdot e_x^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

для осей x , y , z відповідно.

Діагональні стрижні з'єднані через шарнір обертання, який обмежує всі відносні ступені свободи між двома тілами, крім обертання навколо однієї локальної осі. Шарнір обертання еквівалентний карданному шарніру, в якому всі ступені свободи обмежені, окрім обертання навколо локальної осі x . Також шарнір обертання використовується для з'єднання горизонтальних і діагональних балок з шарнірними вузлами.

Жорсткі тіла з'єднуються за допомогою нерухомого з'єднання, яке обмежує всі ступені свободи елемента у визначеному локальному положенні. Нерухомий шарнір еквівалентний карданному шарніру, всі ступені свободи якого обмежені.

Антенна закріплена на штанзі, яка змодельована таким же гнучким срижневим елементом, як і стрижні секцій антени, але більшого діаметру і перерізу. Штанга являє собою вертикальний стрижень, яка з'єднана з шарнірними вузлами першої та вісімнадцятої секцій антенного кільця за допомогою жорсткого шарніра у верхній точці і ковзного шарніра в нижній точці. Ковзний шарнір забезпечує переміщення обраної точки одного тіла вздовж поздовжньої осі другого тіла. Вектор ступенів свободи шарніра ковзання (2.6) містить параметр ковзання, його похідну за часом і вектор параметрів Лагранжа. Перші три параметри лагранжіану представляють сили ковзання в СРГ, а останні три параметри - моменти ковзання відносно осей СРГ.

$$q = [s \quad \dot{s} \quad \lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \lambda_3 \quad \lambda_4 \quad \lambda_5 \quad \lambda_6] \quad (2.6)$$

Вектори положення мають наступний вигляд:

$$x^i = [x_1^i \quad x_2^i \quad x_3^i]^T, \quad x^j = [x_1^j \quad x_2^j \quad x_3^j]^T \quad (2.7)$$

де $x_1^{i(j)}$, $x_2^{i(j)}$, $x_3^{i(j)}$ - три координати векторів $x^{i(j)}$.

Під час ініціалізації одиничні вектори ГРФ переносяться в ЛРФ кожного тіла, таким чином отримуються вектори для першого тіла v_1^i, v_2^i, v_3^i і для другого тіла v_1^j, v_2^j, v_3^j . Рівняння обмежень на переміщення та прискорення відповідно (8) мають наступний вигляд:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}^i(\mathbf{x}^i) - \mathbf{r}^j(\mathbf{x}^j) \\ \frac{\partial \mathbf{r}^j(\mathbf{x}^j)}{\partial \mathbf{x}_1^j} \lambda \\ \mathbf{v}_2^j \mathbf{v}_3^i \\ \mathbf{v}_3^j \mathbf{v}_1^i \\ \mathbf{v}_2^j \mathbf{v}_1^i \end{bmatrix} = 0, \quad \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{r}^i(\mathbf{x}^i)}{\partial t} - \frac{\partial \mathbf{r}^j(\mathbf{x}^j)}{\partial t} - \frac{\partial \mathbf{r}^j(\mathbf{x}^j)}{\partial \mathbf{x}_1^j} \dot{\mathbf{s}} \\ \frac{\partial \mathbf{r}^j(\mathbf{x}^j)}{\partial \mathbf{x}_1^j} \lambda \\ \dot{\mathbf{v}}_2^j \mathbf{v}_3^i + \mathbf{v}_2^j \dot{\mathbf{v}}_3^i \\ \dot{\mathbf{v}}_3^j \mathbf{v}_1^i + \mathbf{v}_3^j \dot{\mathbf{v}}_1^i \\ \dot{\mathbf{v}}_2^j \mathbf{v}_1^i + \mathbf{v}_2^j \dot{\mathbf{v}}_1^i \end{bmatrix} = 0 \quad (8)$$

Моделювання антенних решіток гнучкими променевими елементами призводить до високої обчислювальної складності. Тому ефект натягу розтягнутих сіток моделюється за допомогою пружин. Подовження пружини задається наступним чином (9):

$$\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{p}^{(1)} - \mathbf{p}^{(2)})^T \bar{\mathbf{d}} - l_0, \quad (2.9)$$

де l_0 - довжина пружини; $\mathbf{p}^{(1)} = \begin{bmatrix} p_x^{(1)} & p_y^{(1)} & p_z^{(1)} \end{bmatrix}^T$ і $\mathbf{p}^{(2)} = \begin{bmatrix} p_x^{(2)} & p_y^{(2)} & p_z^{(2)} \end{bmatrix}^T$ - координати точок кріплення кінців пружини; $\bar{\mathbf{d}}$ - вектор напрямку, який визначається наступним чином:

$$\bar{\mathbf{d}} = \frac{\mathbf{p}^{(1)} - \mathbf{p}^{(2)}}{\sqrt{(p_x^{(1)} - p_x^{(2)})^2 + (p_y^{(1)} - p_y^{(2)})^2 + (p_z^{(1)} - p_z^{(2)})^2}}. \quad (2.10)$$

Результуюче зусилля пружини визначається наступним чином:

$$\mathbf{f} = k\Delta \mathbf{x} + d\mathbf{v}, \quad (2.11)$$

де d - коефіцієнт демпфування; $\mathbf{v} = (\dot{\mathbf{p}}^{(1)} - \dot{\mathbf{p}}^{(2)})^T \bar{\mathbf{d}}$ - швидкість пружини;

$\dot{\mathbf{p}}^{(1)} = \begin{bmatrix} \dot{p}_x^{(1)} & \dot{p}_y^{(1)} & \dot{p}_z^{(1)} \end{bmatrix}^T$, $\dot{\mathbf{p}}^{(2)} = \begin{bmatrix} \dot{p}_x^{(2)} & \dot{p}_y^{(2)} & \dot{p}_z^{(2)} \end{bmatrix}^T$ - швидкості точки.

Трос розгортання не моделюється як незалежний об'єкт. Замість цього визначаються зусилля, з якими трос діє на відповідні шківів міжсекційних шарнірних вузлів і V-образних з'єднань. Розгортання за допомогою тросів моделюються як навантаження, що діють на відповідні елементи у визначених локальних положеннях.

2. 1. 3. Комп'ютерна модель.

Наразі найдосконалішими інструментами з відкритим вихідним кодом для моделювання динаміки систем зв'язаних тіл є такі програмні продукти: MBDyn [55], FreeDyn [56] та HotInt [57]. Для моделювання розгортання антени було обрано HotInt, оскільки тільки цей інструмент використовує методологію ФАВК.

Процес моделювання антени починається зі створення текстових скриптових файлів за допомогою команд програми Hotint. Матеріали конструкції задаються в головному скриптовому файлі проекту. Модель кожної секції антени задається в окремому скриптовому файлі. Всі файли підключаються до головного файлу за допомогою команди Include. Код для кожної секції складається з окремих блоків, що описують елементи моделі, і створюється за алгоритмом, описаним нижче.

Спочатку задаємо параметри перерізів балок і координати кожного вузла конструкції.

Для моделювання гнучкого стрижня потрібно визначити два вектори нахилу $r_{\eta}^{(k)}$ та $r_{\zeta}^{(k)}$, де $k=1..18$ - номер перерізу. У випадку горизонтального стрижня кільця перший вектор нахилу однаковий для всіх перерізів, тому що він паралельний осі Z ГРФ і дорівнює одиничному вектору з координатами $r_{\eta}^{(k)} = [0; 0; 1]$. Другий вектор нахилу, який перпендикулярний до площини перерізу, можна знайти як векторний добуток наступним чином:

$$r^{(k)} = (R_1^{(k)} - R_2^{(k)}) \times (R_1^{(k)} - R_3^{(k)}), \quad (2.12)$$

де $R_1^{(k)}$ - координати першого вузла горизонтальної верхнього стрижня k-ї секції; $R_2^{(k)}$ - координати третього вузла горизонтальної верхнього стрижня k-ї секції; $R_3^{(k)}$ - координати третього вузла горизонтальної нижнього стрижня k-ї секції. Оскільки вектор нахилу повинен бути одиничним вектором, ми нормалізуємо вектор (2.12) наступним чином:

$$\mathbf{r}^{(k)}_{\zeta} = \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}_x^{(k)}}{\|\mathbf{r}^{(k)}\|_2} & \frac{\mathbf{r}_y^{(k)}}{\|\mathbf{r}^{(k)}\|_2} & \frac{\mathbf{r}_z^{(k)}}{\|\mathbf{r}^{(k)}\|_2} \end{pmatrix}, \quad (2.13)$$

де $\|\mathbf{r}^{(k)}\|_2$ - евклідова норма вектора ; $\mathbf{r}_x^{(k)}; \mathbf{r}_y^{(k)}; \mathbf{r}_z^{(k)}$ - координати вектора $\mathbf{r}^{(k)}$.

Для моделювання діагонального стрижня також потрібні два вектори нахилу. Перший нахил діагонального стрижня дорівнює вектору (2.13), а другий також визначається через векторний добуток як

$$\mathbf{d}^{(k)} = (\mathbf{D}_1^{(k)} - \mathbf{D}_2^{(k)}) \times (\mathbf{D}_1^{(k)} - \mathbf{D}_3^{(k)}), \quad (2.14)$$

де $\mathbf{D}_1^{(k)} = \mathbf{R}_1^{(k)}$ - координати першого вузла горизонтальної верхнього стрижня k-ї секції; $\mathbf{D}_2^{(k)} = \mathbf{R}_3^{(k)}$ - координати третього вузла горизонтальної нижнього стрижня k-ї секції; $\mathbf{D}_3^{(k)} = \mathbf{D}_2^{(k)} + \mathbf{r}^{(k)}_{\zeta}$

Координати вектора нахилу для діагонального стрижня k-го перерізу визначаються шляхом нормалізації вектора (2.14):

$$\mathbf{r}^{(k)}_{\eta} = \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{d}_x^{(k)}}{\|\mathbf{d}^{(k)}\|_2} & \frac{\mathbf{d}_y^{(k)}}{\|\mathbf{d}^{(k)}\|_2} & \frac{\mathbf{d}_z^{(k)}}{\|\mathbf{d}^{(k)}\|_2} \end{pmatrix}, \quad (2.15)$$

де $\|\mathbf{d}^{(k)}\|_2$ - евклідова норма вектора ; $\mathbf{d}_x^{(k)}; \mathbf{d}_y^{(k)}; \mathbf{d}_z^{(k)}$ - координати вектора $\mathbf{d}^{(k)}$.

За допомогою цих векторів нахилу (2.13), (2.15) та координат положення кінців стрижнів створюються вузли гнучких стрижнів. Приклад коду для створення вузлів і подальшого створення стержня наведено у додатку.

Для створення жорсткого тіла потрібно вказати координати центру мас і кути орієнтації. Для вказівки точкової маси потрібні лише координати положення і сам параметр маси.

Щоб створити шарнір обертання або карданний шарнір, потрібно вказати вісь обертання. Нерухомий шарнір такого параметра не має. Для будь-яких з'єднань завжди необхідно визначити, які два елементи з'єднуються, а також розташування з'єднання в ЛСВ кожного з'єднувального елемента. Визначення положення

з'єднання в ЛСВ необхідне тому, що елементи будуть з'єднані саме в тих точках, де знаходиться шарнір.

Пружину можна створити, задавши її довжину, жорсткість і демпфірування, а також вказавши два елементи, які будуть з'єднані. Приклад коду для створення пружини наведено у Додатку.

Керуючі елементи використовуються для керування розгортанням або стисканням антени. Навантаження спрацьовування задається шляхом визначення напрямку навантаження і локального положення елемента, до якого прикладається навантаження. Якщо навантаження потрібно змінювати в процесі розгортання, то блок розрахунку навантаження потрібно створити раніше. Навантаження потім застосовується до вибраних елементів за допомогою команди HotInt.

Для отримання результатів розрахунків необхідно створити датчики, які вимірюють необхідні величини. Для цього потрібно вказати елементи, з яких будуть зчитуватися дані та вибрати параметри, які потрібно виміряти. Приклад коду для створення датчика, що вимірює подовження пружини, наведено у додатку.

На рисунку 2.8 показано перший переріз рефлектора та осі ЛСВ кожного елемента HotInt. На цьому рисунку цифри позначають наступне: 1 - елемент гнучкого стрижня, 2 - шарнір обертання, 3 - карданний шарнір.

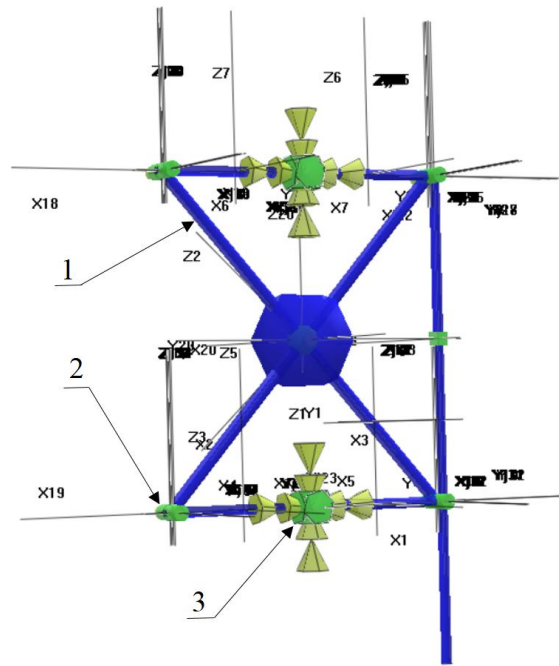


Рисунок 2.8 - NotInt модель першої секції антени.

Кожен створений елемент моделі представлений певним набором рівнянь, який визначається типом конкретного елемента. В результаті побудови моделі NotInt формує систему ДАР. Рівняння динаміки антени можна подати в загальному вигляді наступним чином:

$$M(X,t)\ddot{X} + D(X,\dot{X},T) + C(X,t) + \Phi_X \Lambda = V(t), \quad (2.16)$$

$$\Phi(X) = 0, \quad (2.17)$$

де $M(X,t)$ - матриця мас; $D(X,\dot{X},T)$ - демпфуючий член; $C(X,t)$ - жорсткісний член; $V(t)$ - вектор виконавчих сил; $\Phi(X)$ - кінематичні обмеження; Φ_X - матричний якобіан обмежень; Λ - вектор множників Лагранжа.

Notint чисельно розв'язує рівняння (2.16), (2.17), використовуючи внутрішній інструмент чисельного інтегрування (solver). Інтегрування моделі здійснюється з використанням неявних схем Рунге-Кутта. Різні схеми Рунге-Кутта реалізуються за допомогою таблиць коефіцієнтів, визначених файлами, які автоматично генеруються вбудованими функціями.

Для початку моделювання розгортання антени за допомогою побудованої моделі необхідно отримати початкові умови. Ці умови є вектором стану антени в згорнутому стані і отримуються шляхом прикладання рівномірних навантажень до точок між горизонтальними стрижнями кожної секції для стиснення антенного кільця до необхідного згорнутого стану. Початковий, проміжний і кінцевий стани антени під час моделювання її розгортання показано на рис. 2.9.

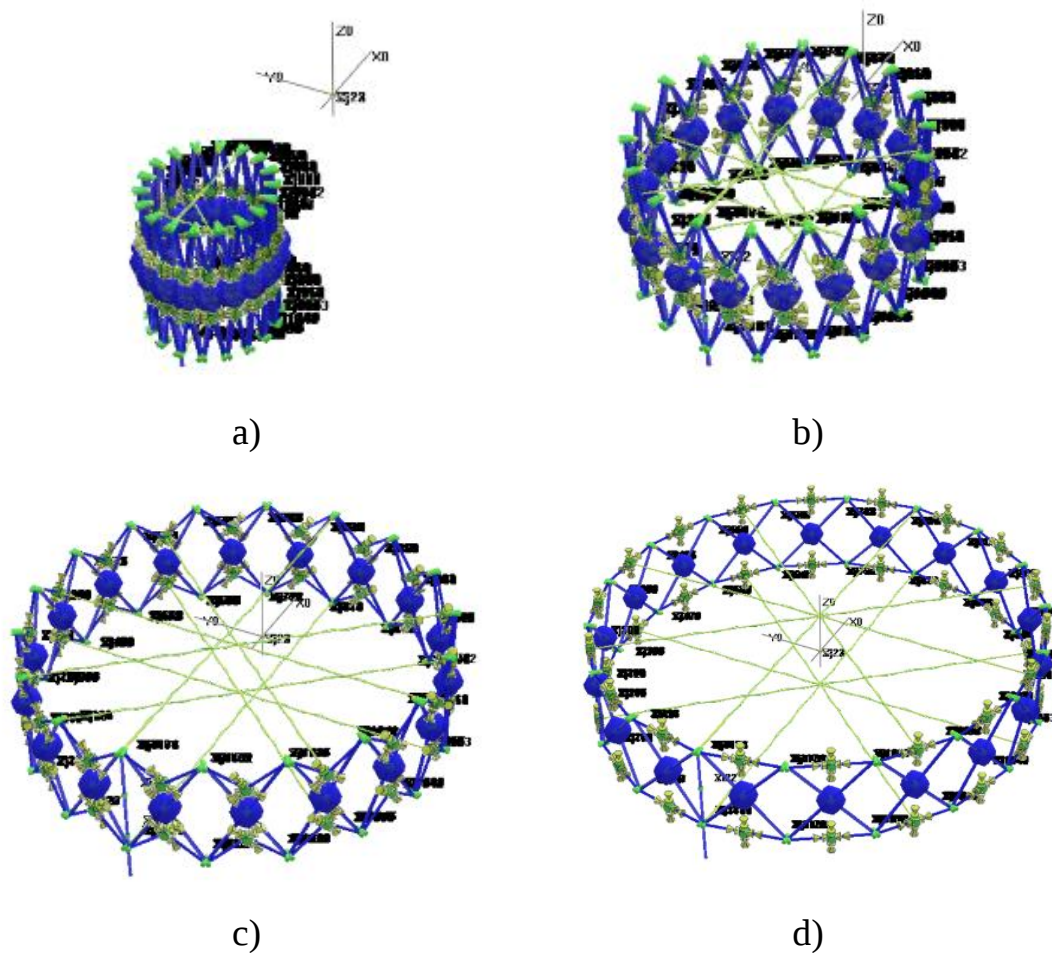


Рисунок 2.9 - Стани розгортання антени.

a - прибрана антена; b - 1-й етап розгортання антени; c - 2-й етап розгортання антени; d - розгорнута антена.

Для розгортання антени з отриманого покладеного стану до тих самих вузлів були прикладені ті самі рівномірні навантаження, але у зворотному напрямку.

2. 1. 4. Початкові дані системи та результати моделювання.

У цьому розділі представлено результати моделювання розгортання антени, які відрізняються прикладеними зусиллями, а саме: випадок 1 - 0,015 Н, випадок 2 - 0,02 Н і випадок 3 - 0,03 Н.

Для моделювання розгортання антени були використані вихідні дані, наведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1. Параметри антени.

Параметр		Одиниці
Велика піввісь еліпса антени	3.5184	<i>m</i>
Мала вісь еліпса антени	3.2856	<i>m</i>
Висота секції антени	0.63	<i>m</i>
Довжина діагонального стрижня	0.4275	<i>m</i>
Зовнішній діаметр діагонального стрижня	0.01	<i>m</i>
Внутрішній діаметр діагонального стрижня	0.00915	<i>m</i>
Довжина горизонтальної штанги	0.2889	<i>m</i>
Зовнішній діаметр горизонтального стрижня	0.012	<i>m</i>
Внутрішній діаметр горизонтального стрижня	0.01115	<i>m</i>
Довжина штанги	0.2889	<i>m</i>
Зовнішній діаметр штанги	0.06	<i>m</i>
Внутрішній діаметр штанги	0.058	<i>m</i>
Модуль Юнга стрижнів	120	<i>ГПа</i>
Щільність стрижня	1800	<i>кг/м³</i>
Коефіцієнт Пуассона для стрижнів	0.3	-

Коефіцієнт демпфування штока	0.001	-
Густина жорстких тіл	13975.497	кг/м^3
Точкова маса	0.0198	кг
Жорсткість пружини	0.001	Н/м
Коефіцієнт демпфування пружини	0.01	Нм/с^2
Нейтральна довжина пружини	0.7116	м

Згідно з результатами моделювання, антена досягла остаточного розгорнутого стану за 17.58 с, 15.06 с і 12.16 с для випадків 1, 2 і 3 відповідно. На рис. 2.10 показано зміну кутів між V-подібними стержнями першої секції під час розгортання антени. Зміна напружень у діагональних стрижнях під час розгортання антени показана на рис. 2.11 - 13 чорними і червоними лініями для першої і дев'ятої секцій відповідно.

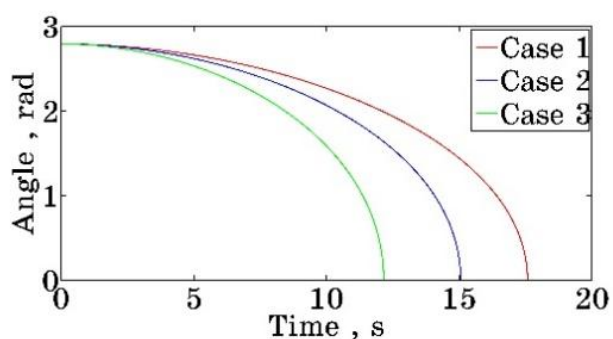


Рисунок 2.10 - Варіації кутів між V-подібними планками.

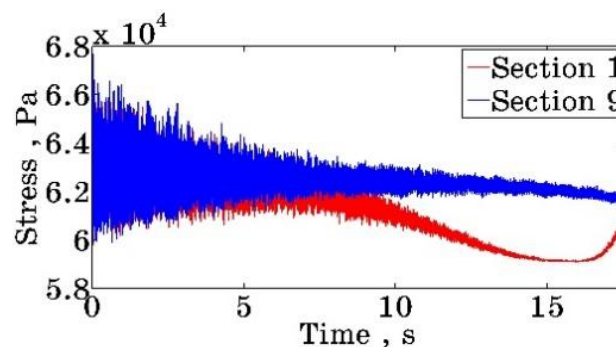


Рисунок 2.11 - Зміна напружень у діагональних стрижнях (приклад 1).

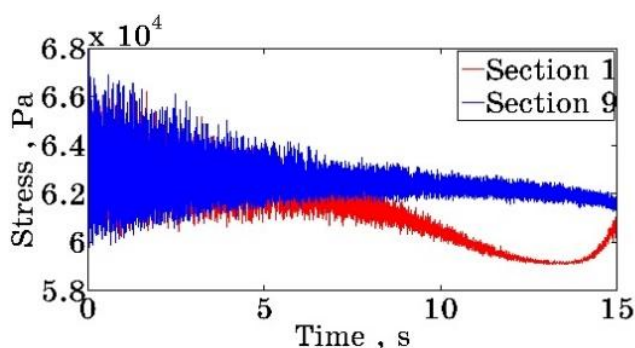


Рисунок 2.12 - Зміна напружень у діагональних стрижнях (випадок 2).

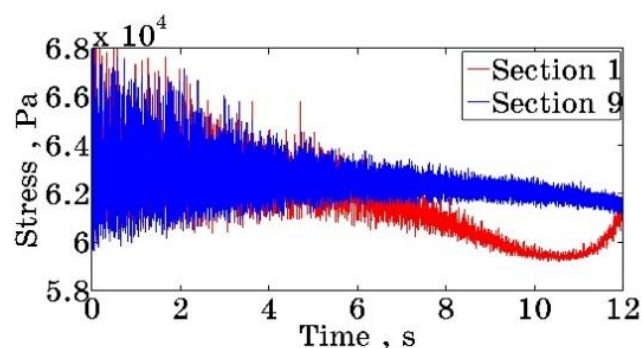
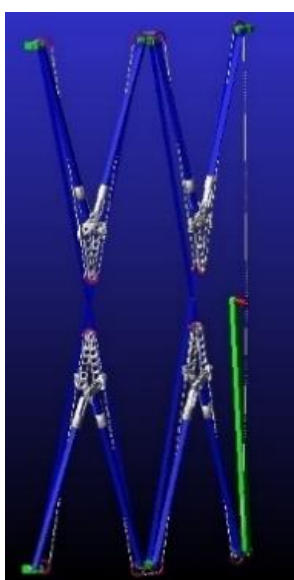


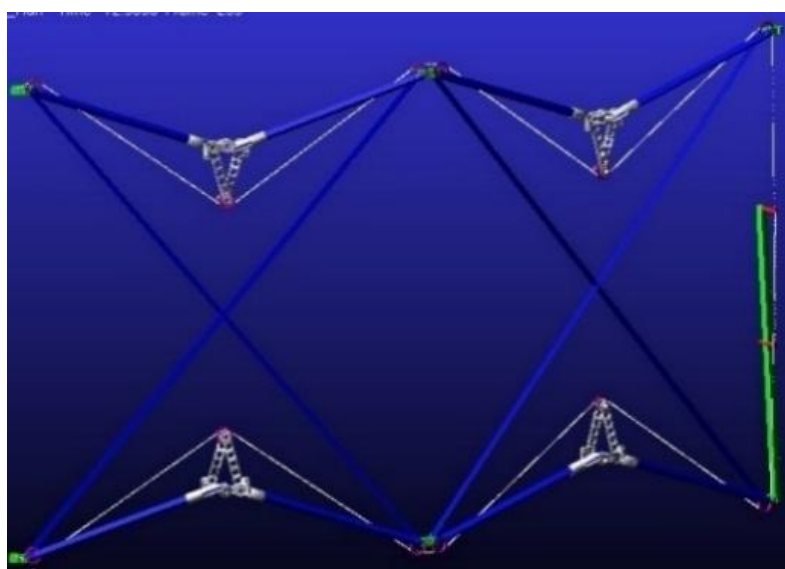
Рисунок 2.13 - Зміна напружень у діагональних стрижнях (випадок 2).

2. 2. Моделювання тросових систем розгортання

В якості об'єкта дослідження було обрано дві секції опорної ферми рефлектора, що трансформуються. Кожна секція формується із діагональних та горизонтальних стрижнів трубчатого поперечного перерізу. Секції поєднані між собою шарнірними вузлами (рис. 2.14).



а)



б)

Рисунок 2.14. Дві секції конструкції, що трансформується (а -складений стан, б -розгорнутий стан)

Діагональні стрижні поєднуються таким чином, щоб шарнір обертання забезпечував обертання однієї діагоналі відносно іншої. Верхні та нижні діагональні стрижні поєднуються між собою за допомогою шарнірів V-подібного складання, що забезпечують трансформування горизонтальних стрижнів. Діагональні та горизонтальні стрижні поєднані між собою за допомоги шарнірних вузлів.

Конструкція розгортається за допомогою верхнього та нижнього троса, що проходять через систему шківів та натягується за допомогою електродвигуна. Зусилля, що розгортають конструкцію, реалізується шляхом передачі їм сил натягу троса за рахунок статичного тертя та тиску між тросом та шківими. Для проведення моделювання розгортання конструкції необхідно визначити рушійні зусилля, з якими трос діє на відповідні шківів в шарнірних вузлах, що призводять до руху горизонтальних стрижнів V-подібного складання.

Для моделювання стрижнів секції застосовано метод абсолютних вузлових координат, що вже було докладно описано у пункті 2.1.2. У тому ж пункті описано модель космічної антени, що буде використовуватись далі.

2. 2. 1. Модель тросової системи розгортання

Моделювання тросової системи розгортання, здійснюється шляхом визначення зусиль, з якими трос діє на відповідні елементи конструкції. Зусилля, що розгортають конструкцію, реалізується шляхом передачі їм сил натягу троса за рахунок статичного тертя та тиску між тросом та шківими, як показано на рис. 2.15.

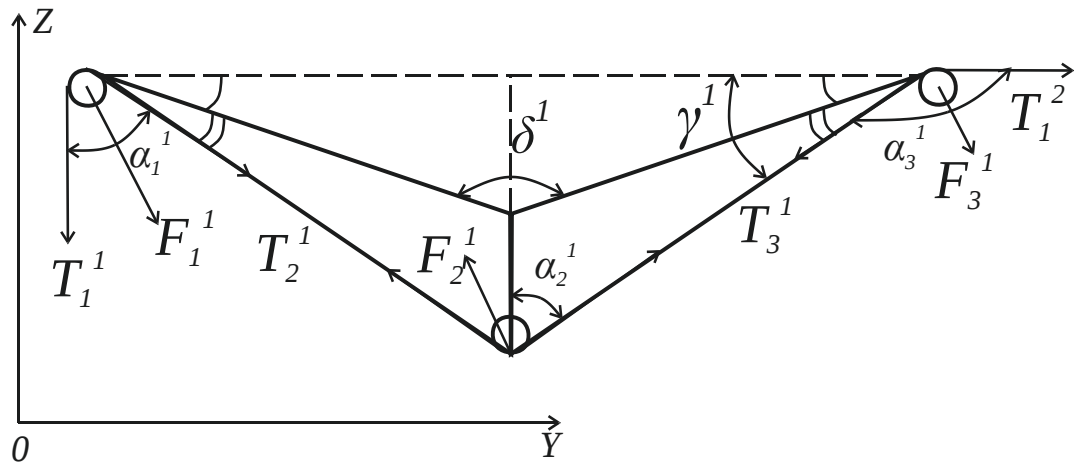


Рисунок 2.15. Напрямки сил системи розгортання

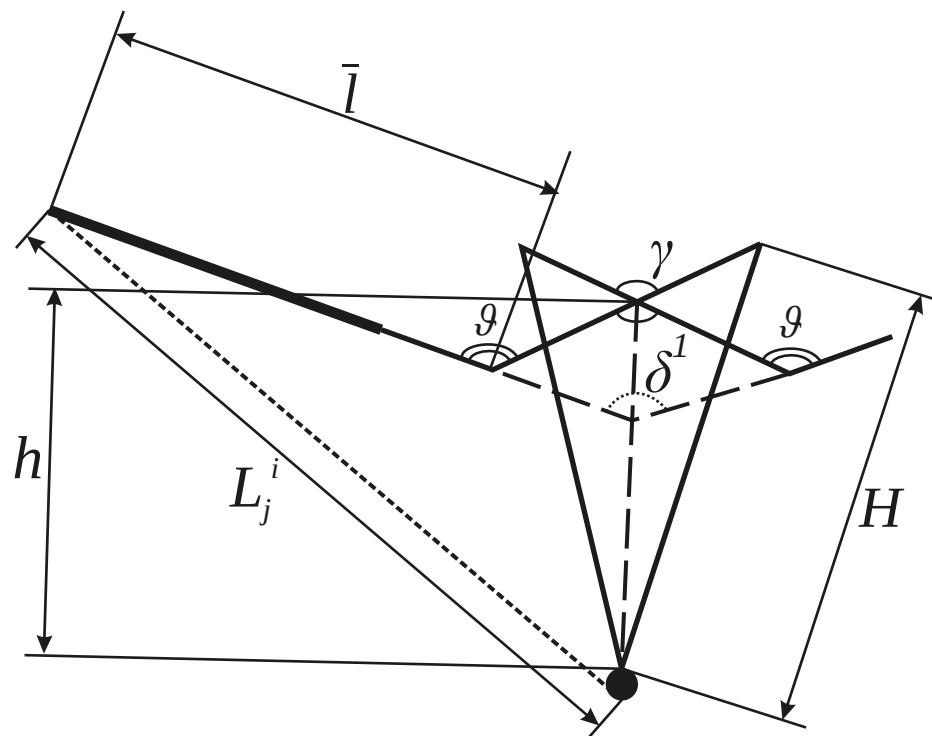


Рисунок 2.16. Система стрижнів V-подібного складання

Відомо, що тертя у підшипниках шківів призводить до зменшення натягу троса. З урахуванням цього натяг суміжних ділянок троса можуть бути подані наступним чином:

$$T_{j+1}^i = \eta_j^i \cdot T_j^i \text{ for } j=1,2; \quad T_{j-2}^{i+1} = \eta_j^i \cdot T_j^i \text{ for } j=3, i=1,\dots,2, \quad (2.18)$$

де η_j^i – коефіцієнт послаблення натягу тросу після j -го шківа, i -ї секції, а T_j^i – сила натягу сегменту троса перед j -тим шківом i -ї секції. Момент тертя M виникає під час обертання шківа навколо його підшипника. Відповідно до класичної емпіричної формули Палмгрема, величина моменту тертя може бути виражена як:

$$M = f_1 F_\beta d_m \quad (2.19)$$

де f_1 – сталий коефіцієнт, F_β – синтетичне моменте навантаження, яке для шарикопідшипника буде дорівнювати радіальній силі F_r . Оскільки всі підшипники в антені однакові, d_m також є константою. Тоді рівняння 2.27 можна записати у вигляді:

$$M = f F_r \quad (2.20)$$

де $f = f_1 d_m$

Відповідно до другого закону Ньютона та теореми про імпульс, рівняння динаміки шківа можна записати як:

$$T_n + T_{n+1} + F_r - m_p a_c = 0 \quad (2.21)$$

$$R_n \times T_n + R_{n+1} \times T_{n+1} + M_f - \frac{1}{2} m_p |R_i|^2 \frac{d\omega}{dt} = 0 \quad (2.22)$$

враховуючи, що маса та діаметр шківа малі, тому його впливом можна знехтувати. Порівняно з рушійною силою, рівняння (2.21) можна звести до:

$$T_n + T_{n+1} + F_\gamma = 0 \quad (2.23)$$

Оскільки $|R_i|$ і $d\omega/dt$ також малі, квадратичний член $|R_i|^2$ також можна опустити, і тоді рівняння (2.40) можна переписати як:

$$R_n \times T_n + R_{n+1} \times T_{n+1} + M_f = 0 \quad (2.24)$$

З рівнянь 2.23 та 2.24 ми можемо отримати:

$$F_\gamma^2 = T_n^2 + T_{n+1}^2 + 2T_n T_{n+1} \cos \theta \quad (2.25)$$

$$(T_n - T_{n+1})R - f F_\gamma = 0 \quad (2.26)$$

Потім за допомогою рівнянь (2.25) і (2.26) рівняння рушійної сили можна виразити у вигляді:

$$(T_n - T_{n+1})R - f \sqrt{T_n^2 + T_{n+1}^2 + 2T_n T_{n+1} \cos \theta} = 0 \quad (2.27)$$

Користуючись відомими викладками із статі [65] коефіцієнт послаблення натягу троса може бути визначено наступним чином:

$$\eta_j^i = \frac{R - k \cdot \cos(\alpha_j^i/2)}{R + k \cdot \cos(\alpha_j^i/2)}, \quad (2.28)$$

де R – радіус шківів, k – коефіцієнт тертя у підшипнику шківів, α_j^i – кут між суміжними сегментами тросу.

Припускаючи, що в кожен момент часу відомий кути між стрижнями δ^i , що ламаються, враховуючи модель, наведену на рис. 2.16, кути α_j^i можуть бути знайдені таким чином:

$$\begin{aligned} \alpha_1^1 &= \pi/2 - \gamma^1; \\ \alpha_j^i &= \pi - 2\gamma^i, \quad j = 2, \quad i = 1, 2; \\ \alpha_j^i &= \pi - \gamma^i, \quad j = 1, 3, \quad i = 1, 2; \\ \gamma^i &= \arctg \left(\frac{\tilde{l} \sin((\pi - \delta^i)/2) + h}{\tilde{l} \cos((\pi - \delta^i)/2)} \right) \end{aligned} \quad (2.29)$$

де $\tilde{l}$ – довжина еквівалентного стрижня, що ламається; h – відстань між віссю обертання шківів стрижнів, що ламаються, і умовною точкою переламування стрижнів.

З урахуванням моделі, що представлена на рис. 2.16, відстань h може бути знайдена таким чином:

$$h = H \cdot \sin^{-1}((2\vartheta - \delta^i)/2), \quad (2.30)$$

де ϑ – кут між стрижнем, що ламається, і елементом шарніра стрижнів, що ламаються; H – довжина елемента шарніра стрижнів, що ламаються.

$$T_j^i = EA \Delta L_j^i / L_j^i, T_j^{i+1} = \eta_j^i EA \Delta L_j^i / L_j^i \quad (2.31)$$

E - модуль Юнга троса, A - момент інерції перерізу, L_j^i - нейтральна довжина сегменту троса, ΔL_j^i - подовження сегмента троса

$$\Delta L_2^1 = \eta_2^1 \frac{L_2^1}{L_1^1} \Delta L_1^1, \quad (2.32)$$

$$\Delta L_3^1 = \eta_1^1 \eta_2^1 \frac{L_2^1 L_2^1}{L_1^1} \Delta L_1^1, \dots, \Delta L_3^2 = \prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (\eta_j^i) \frac{\prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (L_j^i)}{L_1^1} \Delta L_1^1 \quad (2.33)$$

Сумарне подовження троса може бути отримана як сума подовження всіх сегментів системи:

$$\Delta L_\Sigma = \left(1 + \left(\eta_1^1 L_2^1 + \eta_1^1 \eta_2^1 L_2^1 L_3^1 + \dots + \prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (\eta_j^i) \prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (L_j^i) \right) / L_1^1 \right) \Delta L_1^1 \quad (2.34)$$

Знаючи довжину намотану на лебідку троса ΔL_w подовження троса на першій ділянці може бути знайдено наступним чином:

$$\Delta L_1^1 = \left(1 + \left(\eta_1^1 L_2^1 + \eta_1^1 \eta_2^1 L_2^1 L_3^1 + \dots + \prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (\eta_j^i) \prod_{i=1}^2 \prod_{j=1}^3 (L_j^i) \right) / L_1^1 \right)^{-1} \cdot \left(\sum_{i=9}^2 \sum_{j=1}^3 L_j^i - L_0 + \Delta L_w \right) \quad (2.35)$$

де L_0 - нейтральна довжина троса в початковий момент розгортання.

Нейтральна довжина сегментів тросу L_1^i не змінюється у процесі розгортання. Нейтральна довжина інших сегментів може бути визначена наступним чином:

$$L_j^i = \sqrt{(l \cdot tg \vartheta)^2 + \left(H \cdot \sin^{-1} \left(\left(2\vartheta - \delta^i \right) / 2 \right) \right)^2} \quad (2.36)$$

де l - довжина стрижня, що ламається.

Використовуючи, знайдене з використанням формули (2.23), подовження першого сегмента троса ΔL_1^1 , натяг на цій ділянці може бути знайдено за допомогою виразу (2.20). Формули (2.18) дозволяють визначити натяг інших сегментів троса. Після цього еквівалентні зусилля, що діють у відповідних вузлах конструкції, визначаються таким чином:

$$F_1^1 = \begin{bmatrix} 0; T_2^1 \cos \gamma^1; T_1^1 - T_2^1 \sin \gamma^1 \end{bmatrix}^T, \quad (2.37)$$

$$F_1^2 = \begin{bmatrix} 0; -T_2^2 \cos \gamma^2 + T_1^2; -T_2^2 \sin \gamma^2 \end{bmatrix}^T, \quad (2.38)$$

$$F_2^i = \begin{bmatrix} 0; (-T_2^i + T_3^i) \cdot \cos \gamma^i; (T_2^i - T_3^i) \cdot \sin \gamma^i \end{bmatrix}^T, \quad (2.39)$$

$$F_3^i = \begin{bmatrix} 0; -T_3^i \cos \gamma^i + T_1^{i+1}; -T_3^i \sin \gamma^i \end{bmatrix}^T. \quad (2.40)$$

2. 2. 2. Результати моделювання

З використанням запропонованих вище моделей проведено моделювання розгортання розглянутої конструкції для вихідних даних, представлених в таблиці 2.1. Моделі реалізовано за допомогою програмного пакета з відкритим кодом HotInt. Довжина троса, що намотана на лебідку змінюється, наступним чином

$$\Delta L_w = 0.01t, \quad (2.41)$$

де t – час.

На рис. 2.17 показані зміни нейтральних довжин троса на ділянках між першим та другим шківками. При застосуванні розглянутого закону намотування тросу існує часовий інтервал, де має місце провисання тросу (рис. 2.18) та втрата його натягу (рис. 2.21). Рис. 2.19, 2.20 демонструють зміни коефіцієнтів послаблення натягу тросу в процесі розгортання. На рис. 2.22, 2.23 представлено залежності еквівалентних сил першого та другого шківки другої секції від часу, що призводять до зміни кутів між стрижнями, що складаються, наведених на рис. 2.24. Як видно з останнього рисунка розглянутий закон намотування троса забезпечує повне розкриття конструкції орієнтовно за 35 секунд.

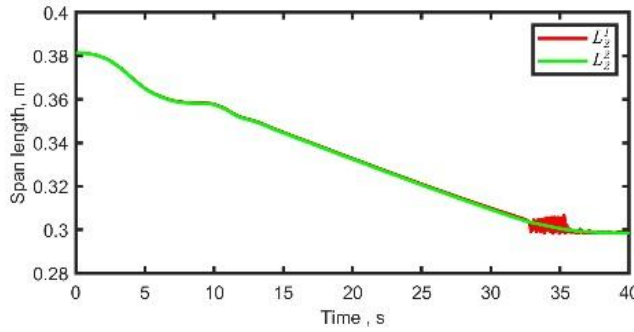


Рисунок 2.17. Залежність нейтральної довжини ділянок тросу між шківками від часу.

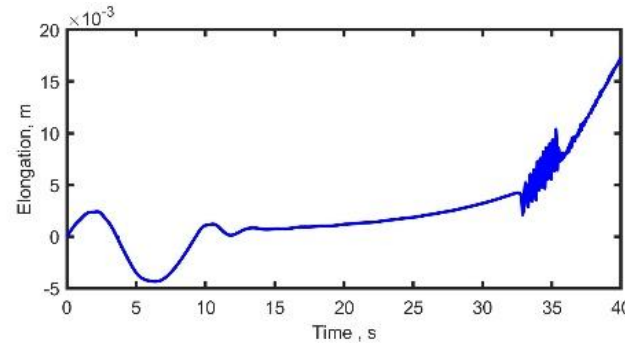


Рисунок 2.18. Залежність подовження тросу на першій ділянці від часу.

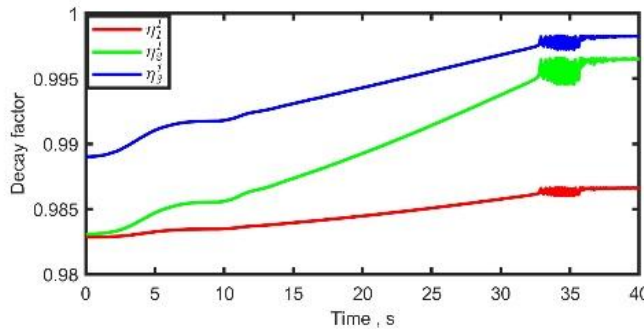


Рисунок 2.19. Залежність коефіцієнтів послаблення натягу тросу першої секції від часу.

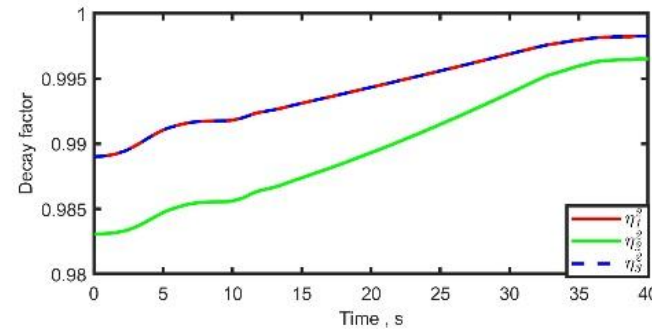


Рисунок 2.20. Залежність коефіцієнтів послаблення натягу тросу другої секції від часу.

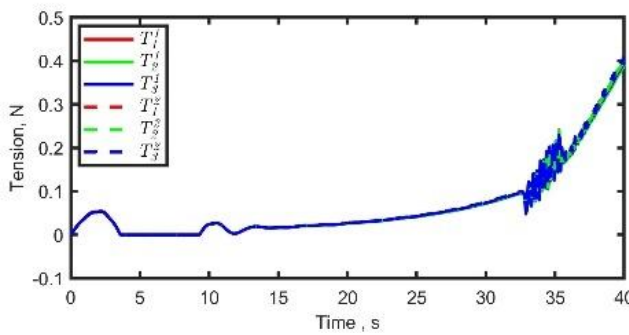


Рисунок 2.21. Залежності натягу тросу від часу.

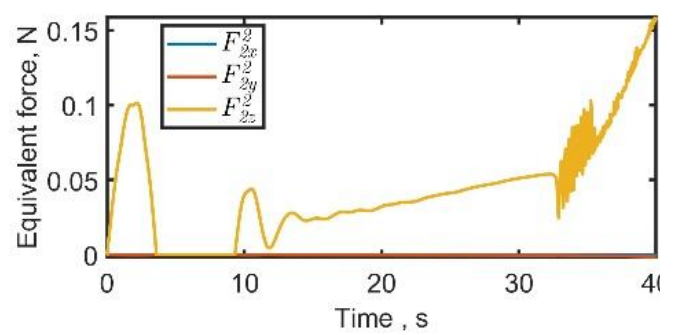


Рисунок 2.22. Залежності еквівалентних сил першого шківка від часу.

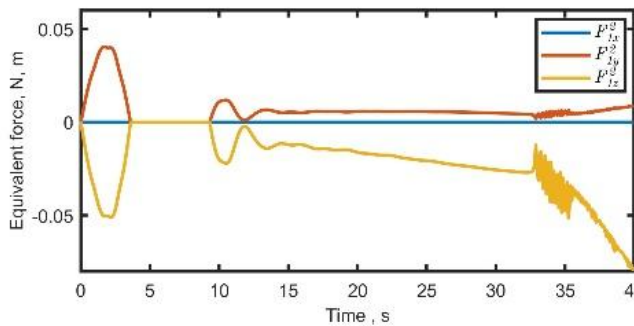


Рисунок 2.23. Залежності еквівалентних сил другого шківа від часу.

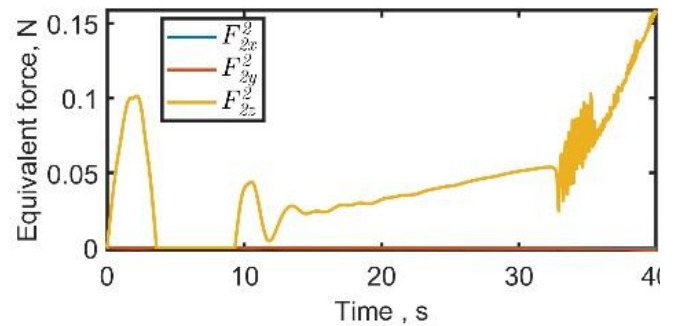


Рисунок 2.22. Залежності еквівалентних сил першого шківа від часу.

2. 3. Аналіз результатів комп'ютерного моделювання процесів розгортання антени.

Раніше було наведено результати використання спрощеного методу моделювання тросових систем розгортання, який дозволяє розраховувати натяг тросів і вузлові рушійні сили з урахуванням тертя та інших особливостей системи. Результати показують, що якщо трос намотується з постійною швидкістю, він може значно втратити натяг або навіть провиснути через певний проміжок часу. В результаті такої поведінки трос може втратити контакт зі шківами, що може призвести до збоїв у розгортанні.

Також із першого розділу відомо, що металевою сіткою зазвичай нехтують у сучасних дослідженнях через складний зв'язок між елементами системи «сітка-полотно-стяжка», проте ця система має різні властивості деформації та напруження, що разом впливає на розгортання конструкції.

У дослідженні відмов розгортання КА[68] зроблено висновок, що недосконале моделювання/аналіз середовища і динамічного навантаження може призвести до відмов розгортання конструкцій. Тому дуже важливо точно прогнозувати поведінку КАТ під час розгортання за допомогою точного аналізу нелінійних факторів, таких як гнучкість, тертя, натяг тросової сітки та інші.

2. 3. 1. Дизайн КАТ

Використовується модель КАТ, що була розглянута в цьому розділі раніше.

Позитивною особливістю НПЕ є їх здатність до самосинхронізації розгортання сусідніх прольотів, що раніше використовувалося в антенах, що розгортаються, наприклад, в роботах [70, 71]. В обох цих випадках рушійні сили КПС прикладені перпендикулярно до площини кільцевої ферми (рис. 2.26), що призводить до виникнення значних згинальних моментів, які діють на ШПС. Для усунення цього недоліку для розгортання ЛЕП використовуємо сили, що діють в площині кільцевої ферми (рис. 2.25). Згідно з цією схемою, рушійні сили тросу діють на ВПЕ і випрямляють їх, а потім НПЕ повторюють рух ВПЕ і, таким чином, розгортають ферму.

КАТ розгортається за допомогою ТШС, що було розглянуто раніше із урахуванням усіх недоліків. Обрану схему розгортання для 18ти секцій антени зображено на рис. 2.27.

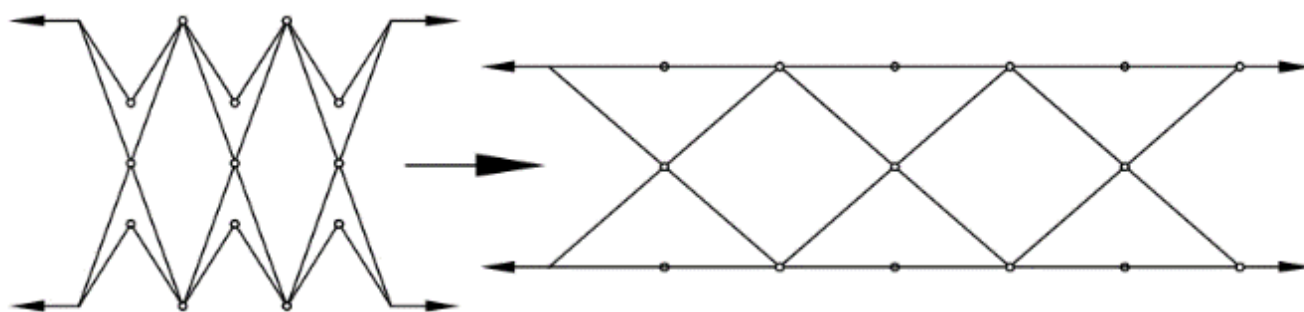


Рисунок 2.25. Розгортання ЛВБ силами в кільцевій площині.

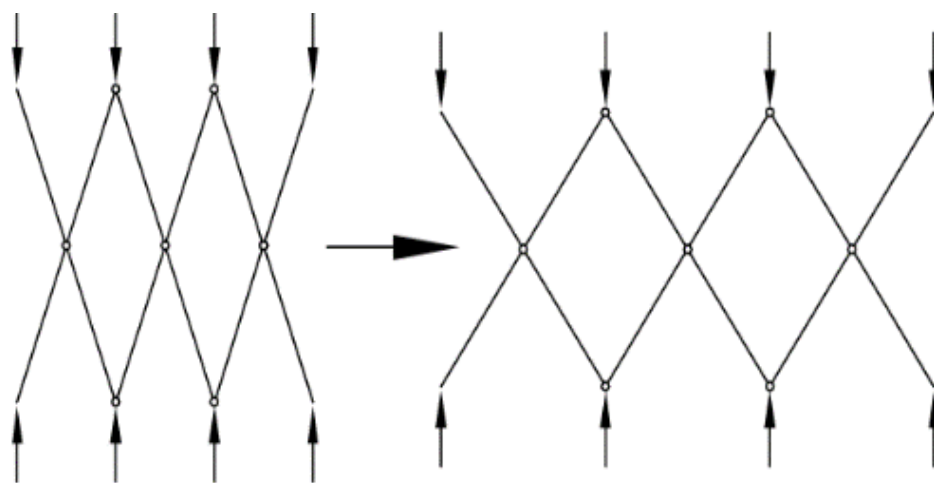


Рисунок 2.26. Розгортання ПЛА позакільцевими силами.

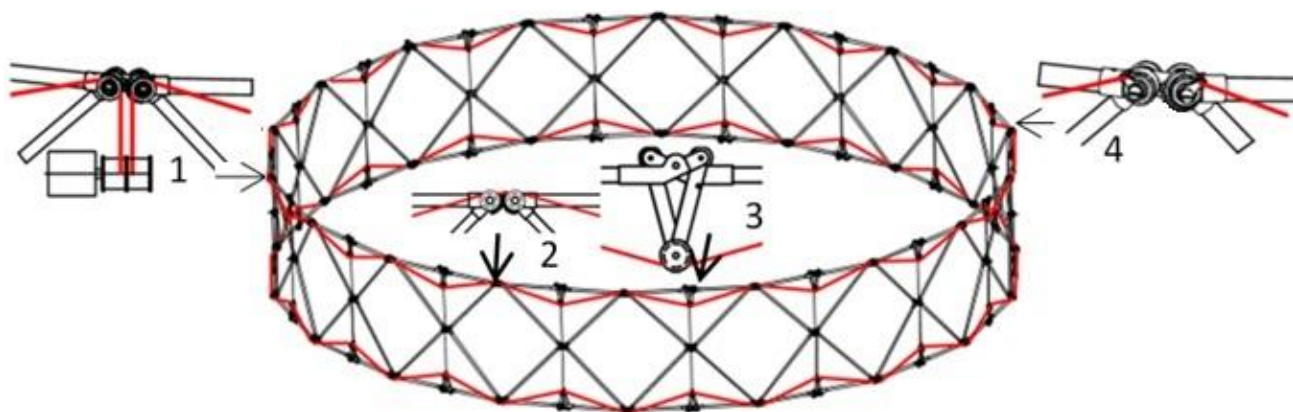


Рисунок 2.27. КПС для розгортання КРП силами в кільцевій площині.

2. 3. 2. Динамічна модель

2. 3. 2. 1. Ферма

Ферма КАТ складається з труб з вуглецевого волокна та алюмінієвих з'єднань. Всі алюмінієві вузли моделюються як тривимірні жорсткі елементи. Для моделювання вуглепластикових труб використовується тривимірний елемент стрижня ФАВК [73]. Елемент стрижня з двома вузлами має 24 ступені свободи (DOF):

$$\mathbf{e} = [\mathbf{e}_i, \mathbf{e}_j]^T = [\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_i^x, \mathbf{r}_i^y, \mathbf{r}_i^z, \mathbf{r}_j, \mathbf{r}_j^x, \mathbf{r}_j^y, \mathbf{r}_j^z]^T,$$

де $r_{i(j)}$ - вектори положення вузлів стрижня; $r_{i(j)}^x, r_{i(j)}^y, r_{i(j)}^z$ - похідні вектора положення $r_{i(j)}$ за координатами x, y, z відповідно.

Глобальний вектор положення r довільної точки всередині елемента стрижня може бути задано як

$$r = Se = [S_1, I, S_2, I, S_3, I, S_4, I, S_5, I, S_6, I, S_7, I, S_8, I]e,$$

де I - матриця ідентичності 3×3 , а функції форми визначаються як

$$S_1 = 1 - 3\xi^2 + 2\xi^3$$

$$S_2 = L_B(1 - 3\xi^2 + 2\xi^3)$$

$$S_3 = L_B(1 - \xi)\zeta$$

$$S_4 = L_B(1 - \xi)\zeta$$

$$S_5 = 3\xi^2 - 2\xi^3$$

$$S_6 = L_B(\xi^2 + \xi^3)$$

$$S_7 = L_B\xi\zeta$$

$$S_8 = L_B\xi\zeta$$

де L_B - довжина елемента стрижня; $\xi = x/L_B, \zeta = y/L_B, \zeta = z/L_B$

Кінетична енергія елемента стрижня може бути виражена як

$$T_B = \frac{1}{2} \int_{V_B} \rho_B \dot{r}^T \dot{r} dV = \frac{1}{2} \dot{e}^T \left[\int_{V_B} \rho_B \dot{r}^T \dot{r} d \right] \dot{e} = \frac{1}{2} \dot{e}^T M_B \dot{e}$$

де V_B - об'єм стрижня, ρ_B - густина матеріалу стрижня, M_B - матриця мас елемента стрижня.

Енергія деформації стрижня може бути розкладена на компоненти розтягування і згинання як

$$U_B = \frac{1}{2} \int_0^{L_B} (E_B A_B \epsilon^2 + E_B I_B \kappa^2) dx,$$

де E_B, A_B, I_B - модуль пружності, площа поперечного перерізу та другий момент площі відповідно; ϵ та κ - поздовжня деформація згину стрижня та кривизна, які визначаються наступним чином:

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \left(e^T (S')^T S' - 1 \right), \kappa = \sqrt{e^T (S'')^T S''} e.$$

Пружні сили розраховуються як градієнт енергії деформації наступним чином

$$Q_B = \frac{\partial U_B}{\partial e}.$$

Тіла ферми з'єднуються між собою за допомогою нерухомих і поворотних шарнірів. Нерухомий шарнір обмежує три поступальні та три обертальні НДС одного тіла відносно іншого. Рівняння обмежень цього типу з'єднання можна представити наступним чином

$$\Phi_T = r_a - r_b = 0, \Phi_R = \left[g_b^T h_a, h_b^T f_a, f_b^T g_a \right]^T = 0,$$

де r_a та r_b - вектори абсолютних переміщень маркерів дії та бази відповідно; $g_b^T h_a, h_b^T f_a, f_b^T g_a$ - вектори орієнтації по осях x, y, z маркерів дії та бази відповідно.

Обертальний шарнір обмежує три поступальні та дві обертальні СКД одного тіла відносно іншого тіла. Обмеження обертання цього зчленування можна представити у вигляді наступного рівняння

$$\Phi_R = \left[h_b^T f_a, h_b^T g_a \right]^T = 0.$$

Заднє і переднє кільця ферми кріпляться до стріли за допомогою нерухомих і поступальних шарнірів відповідно. Поступальний шарнір обмежує дві поступальні та три обертальні НДС одного тіла відносно іншого тіла. Обмеження положення цього шарніра можна представити у вигляді наступного рівняння

$$\Phi_T = \left[h_b^T (r_a - r_b), h_b^T (r_a - r_b) \right]^T = 0.$$

Обмежені сили визначаються з множників Лагранжа

Динамічні рівняння для всього КАТ можуть бути виражені у вигляді набору попередньо розглянутих ДАР (2.16) та (2.17).

2. 3. 2. 2. Система «сітка-полотно-стяжка»

Центральна частина КАТ складається з металевої сітки, сіток з вуглецевого волокна та натяжних стяжок. Маса центральної частини моделюється кусковими масами, розташованими у вузлах сітки. Кускові маси передніх вузлів сітки також складають масу сітки. Сітки та натяжні зв'язки представлені дискретними пружинно-демпферними елементами, що з'єднують i -й та j -й вузли сіток. Натяг ij -го елемента сітки задається

$$T_{ij} = f_{tr} E_N A_N (I_{ij} - I_{ij}^0) / I_{ij}^0 + T_0 \quad (2.50)$$

де E_N - модуль пружності елемента сітки; A_N - площа поперечного перерізу елемента сітки; I_{ij}^0 - нейтральна довжина ij -го елемента сітки; I_{ij} - відстань між вузлами i та j .

Для моделювання нелінійної перехідної стадії, коли сітки плавно змінюють свої властивості між натягом і розтягом, ми використовуємо перехідну функцію f_{tr} , побудовану як поліноміальна функція п'ятого порядку [69], яка плавно зростає від 0 до 1 в межах заданого інтервалу, як показано нижче:

$$f_{tr}(I_{ij}) = (\delta I_{ij})^3 \left[10 - 15\delta I_{ij} + 6(\delta I_{ij})^2 \right], \delta I_{ij} = (I_{ij} - I_{ij}^0) / (k_{tr} I_{ij}^n - I_{ij}^0)$$

де k_{tr} - коефіцієнт переходу; I_{ij}^n - довжина натягнутого елемента ij -сітки у розгорнутому стані.

Враховуючи, що стяжки містять механічні пружини, вони моделюються за допомогою наступної перехідної функції

$$\begin{cases} f_{tr}(I_{ij}) = 0, & \text{if } I_{ij} \leq I_{ij}^0 \\ f_{tr}(I_{ij}) = 1, & \text{if } I_{ij} > I_{ij}^0 \end{cases}.$$

Оскільки сітки все ще мають дуже малу жорсткість у розслабленому стані, до рівняння (3) додається невеликий натяг T_0 , щоб уникнути вільного руху грудкових мас.

Металева сітка дискретизується трикутними сітковими елементами з вершинами, що збігаються з вузлами сіток. Залишкову i -вузлову силу q -го трикутного елемента сітки можна отримати наступним чином [72]:

$$\mathbf{R}_i^q = -(\mathbf{N}_i^q)^T \mathbf{H}_i^q \mathbf{N}_i^q \delta_i^q, \quad (2.51)$$

Де δ_i^q - вектор вузлового переміщення iq -го елемента сіті в глобальній системі координат; $\mathbf{N}_i^q$ - матриця перетворення iq -го елемента сіті з локальної системи координат в глобальну.

Матриця $\mathbf{H}_i^q$ в рівнянні (4) визначається наступним чином:

$$\mathbf{H}_i^q = (\mathbf{B}_i^q + \tilde{\mathbf{B}}_i^q)^T \mathbf{D}_M (\mathbf{B}_i^q + \tilde{\mathbf{B}}_i^q), \quad \mathbf{H}_i^q = (\mathbf{B}_i^q + \tilde{\mathbf{B}}_i^q)^T \mathbf{D}_M (\mathbf{B}_i^q + \tilde{\mathbf{B}}_i^q),$$

де $\mathbf{B}_i^q$ і $\tilde{\mathbf{B}}_i^q$ - матриця зв'язку між переміщенням і лінійною та нелінійною деформацією відповідно.

Матриця конститутивних відношень сіткового елемента задається у вигляді

$$\mathbf{D}_M = \frac{\mathbf{E}_M}{1 - \gamma_M^2} \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_M & 0 \\ -\gamma_M & 1 & 0 \\ 0 & 0 & (1 - \gamma_M)/2 \end{bmatrix},$$

де $\mathbf{E}_M$ та γ_M - модуль пружності та коефіцієнт Пуассона сітки відповідно.

На вузли передньої сітки діють наступні сили

$$\mathbf{F}_i^N = -\sum_{j=1}^7 \mathbf{T}_{ij} \mathbf{L}_{ij} / l_{ij} - \sum_{j=1}^7 d_{ij} \dot{\mathbf{L}}_{ij} \mathbf{L}_{ij} / l_{ij} - \sum_{q=1}^S \mathbf{R}_i^q, \quad (2.52)$$

де d_{ij} - коефіцієнт демпфування ij -го елемента сітки; S - загальна кількість трикутників сітки, з'єднаних з вузлом i ; $\mathbf{L}_{ij} = [\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_j - \mathbf{y}_i, \mathbf{z}_j - \mathbf{z}_i]^T$. Сили, що діють на задні вузли сітки, також визначаються за рівнянням (2.52), але з $\mathbf{R}_i^q = 0$.

2. 3. 2. 3. Тросово-шківна система

Рушійна енергія передається від електродвигунів до ферми за допомогою натягнутих тросів, які проходять через кілька шківів. В якості керуючих входів

ТШС ми використовуємо виконавчі переміщення тросів. Цей підхід легше реалізувати апаратно порівняно з зусиллями або моментами спрацьовування, оскільки останні, як правило, важко отримати точно після моторного редуктора.

Кожен приводний трос можна розділити на два типи сегментів. Перший тип $\hat{L}_i$ - це сегменти троса, обгорнуті навколо шківів, а другий $\bar{L}_i$ - це проміжки троса між лебідкою, шківками та кінцевим анкером. На основі формулювання ЕЛЕ [66], визначальні рівняння тросового елемента можна подати у вигляді

$$M^C \ddot{q}^C = Q_P^C + Q_E^C + Q_f^C,$$

де M^C - узагальнена матриця мас елемента тросу; $\ddot{q}^C$ - узагальнені координати елемента тросу; Q_P^C - вектор інерційних сил, викликаних потоком маси; Q_E^C - узагальнений вектор зовнішніх сил; Q_f^C включає узагальнені пружні сили та сили демпфування.

Натяг тросу зменшується від активної сторони до пасивної через тертя між тросом і шківом. З огляду на це, натяг суміжних тросових прольотів можна представити наступним чином

$$T_{i+1}^C = \eta_i^C T_i^C, \quad (2.53)$$

де $\eta_i^C \leq 1$ - коефіцієнт спаду натягу тросу, i - номер шківів.

Коли шків нерухомий, коефіцієнт розпаду можна розрахувати як [74].

$$\eta_i^C = e^{\mu \phi_i},$$

де η - коефіцієнт тертя; ϕ_i - кут загортання.

Сила тертя визначається як

$$f_i^C = (1 - \eta_i^C) T_i^C.$$

Натягування тросових прольотів можна подати наступним чином

$$T_i^C = E^C A^C \Delta L_i^C / L_i^C, T_{i+1}^C = \eta_i^C E^C A^C \Delta L_i^C / L_i^C, \quad (2.54)$$

де E^C - модуль Юнга тросу; A^C - площа поперечного перерізу тросу; ΔL_i^C - подовження i -го прольоту тросу.

Коли трос має невелику масу і рухається повільно, його інерцією можна знехтувати. У цьому випадку подовження прольотів тросу можна знайти на основі наступного квазістатичного аналізу. Нейтральні довжини першого прольоту тросу $\bar{L}_1$ є константою. Нейтральні довжини інших прольотів можуть бути отримані наступним чином

$$\bar{L}_i = \sqrt{(c_i)^2 - 4r^2},$$

де c_i - відстані між центрами двох сусідніх шківів; r - радіус шківів.

Довжина тросу, намотаного на шків, може бути задана як

$$\hat{L}_i = r\phi_i,$$

Відповідно до схеми ТШС, зображеної на рис. 2.28, загорнутий кут може бути знайдений як

$$\begin{aligned}\phi_i &= k_1(k_2\pi - \varphi_i - \theta_i), \\ \phi_i &= \arccos\left[\left((a_i)^2 + (c_i)^2 - (b_i)^2\right)/(2a_i c_i)\right], \\ \theta_i &= \arccos(2r/c_i)\end{aligned}$$

де a_i , b_i - відстані між віссю обертання ВПЕ та віссю шківів, які встановлені на шарнірному вузлі ВПЕ та міжсекційному шарнірному вузлі відповідно; $k_1=1, k_2=1.5$ при $i=1$; $k_1=2, k_2=1$ при $i=2, 5, 8, \dots, 26$; $k_1=1, k_2=1$ при $i=3, 4, 6, 7, 9, 10, \dots, 27$.

Довжина нейтралі всього тросу може бути задана як

$$L_n^C = \sum_{i=1}^{28} \bar{L}_i + \sum_{i=1}^{27} \hat{L}_i.$$

Натягнуту довжину тросу під час розгортання можна отримати як

$$L^C = L_s^C - L_w^C,$$

де L_s^C - нейтральна довжина тросу в початковий момент розгортання; L_w^C - довжина тросу, намотаного на лебідку.

Подовження всього тросу можна записати як

$$\Delta L^C = L_s^C - L_w^C - L_n^C. \quad (2.55)$$

Якщо відомо подовження першого прольоту тросу ΔL_1^C , подовження інших прольотів можна знайти за допомогою рівняння (2.54) наступним чином

$$\begin{aligned}\Delta L_2^C &= \eta_1^C L_2^C \Delta L_1^C / L_1^C, \Delta L_3^C = \eta_1^C \eta_2^C L_3^C \Delta L_1^C / L_1^C, \dots, \\ L_{28}^C &= \prod_{i=1}^{27} (\eta_i^C) L_{28}^C \Delta L_1^C / L_1^C\end{aligned}\quad (2.56)$$

Оскільки подовження всього тросу (2.55) дорівнює сумі подовжень всіх прольотів $\sum_{i=1}^{28} L_i^C$, то подовження першого прольоту тросу можна розрахувати як

$$\Delta L_1^C = \frac{L_1^C (L_s^C - L_w^C - L_n^C)}{L_1^C + L_2^C + L_3^C + \dots + \prod_{i=1}^{27} (\eta_i^C) L_{28}^C}.\quad (2.57)$$

Натяг першого прольоту тросу можна отримати, підставивши рівняння (2.57) в рівняння (2.54), після чого можна розрахувати натяг інших прольотів, застосувавши відповідні коефіцієнти спаду.

Рівняння (2.54)-(2.57) представляють довжину, подовження і натяг тросу як функції положення шківа. У той же час, для планування розгортання корисно виразити ці змінні як функції кутів розгортання.

У випадку жорстких елементів ферми змінна відстань між двома сусідніми шківками може бути отримана як функція від розгортання α

$$\begin{aligned}c_i &= \sqrt{\bar{b}^2 + a^2 - 2\bar{b}a \cos \beta}, \quad a = \sqrt{\bar{a}^2 - \bar{a}^2 \sin^2(\gamma/2) - \bar{a} \cos(\gamma/2)}, \\ \gamma &= \alpha - 2\gamma_0, \quad \beta = \pi - \alpha/2 - \beta_0, \quad \beta_0 = \arccos(\bar{b}/b).\end{aligned}\quad (2.58)$$

Параметри $\gamma, a, \bar{a}, \bar{b}, b, \bar{b}$, показані на рис. 2.28.

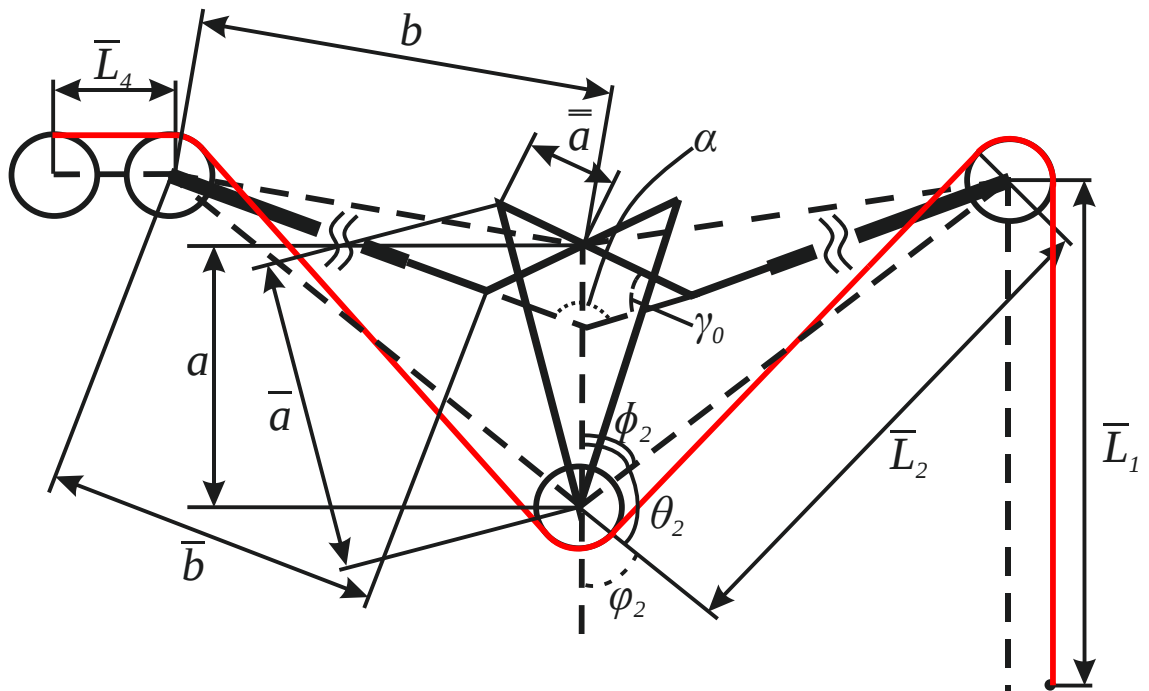


Рисунок 2.28. Схема ВПЕ та ТШС.

2. 3. 3. Дані системи

Основні масогабаритні параметри КАТ наведені в таблиці 2.2. Параметри гнучких елементів КАТ представлені в таблиці 2.3.

Таблиця 2.2. Параметри КАТ.

Параметр	Значення
Напіввелика вісь еліпса ферми	3.538 m
Напівмала вісь еліпса ферми	3.301 m
Висота розгорнутого рефлексора	0.573 m
Фокусна відстань	3.2 m
Кроквяна маса	7,8 кг
Чиста маса системи	0,445 кг
Металева сітчаста маса	0,74 кг

Таблиця 2.3. Параметри гнучких елементів .

Параметр	Елементи КАТ				
	НПЕ	V-подібна планка	Сітка	Сітка	Привідний трос
Модуль Юнга [ГПа]	120	120	120	125	100
Коефіцієнт Пуассона	0.1	0.1	0.3	0.34	0.3
Щільність [кгм ⁽⁻³⁾].	1600	1600	2540	8800	7800
Тип секції	Труб ка	Трубка	Прямо.	-	Коло
Д/товщина. [мм]	12/1	10/1	-	-	0.8/-
W× H [мм]	-		10× 0.5	× 0- .265	-

Радіус шківів і коефіцієнт тертя становлять 10 мм і 0,05 відповідно

Номінальний натяг стяжки обрано 0,75 Н. Натяг передньої та задньої сіток розраховано для задоволення рівнянь балансу натягу [75]. Середній натяг елементів сітки становить 6,8 Н.

2. 3. 4. Результати та обговорення

2. 3. 4. 1. Дві фермові секції

Спочатку поведінка конструкції при розгортанні вивчається за допомогою моделі двох фермових прольотів, де опір системи сітка-полотно моделюється двома силами, прикладеними між першим і останнім вузлами конструкції в передній і задній площинах, відповідно. Величини цих сил визначаються наступним чином:

$$F_s = \begin{cases} -k_1 \Delta x - d \Delta \dot{x}, & \Delta x \leq \Delta l \\ -k_1 \Delta x - d \Delta \dot{x} + k_2 (\Delta x - \Delta l), & \Delta x > \Delta l \end{cases}$$

де $k_1 = 1 \text{ Н/м}$, $k_2 = 150 \text{ Н/м}$, $d = 10 \text{ Нс/м}$, $\Delta l = 1 \text{ м}$, Δx - відстань між першим і останнім вузлами конструкції.

Порівнюються можливості двох різних типів ТШС. Тросова система для випадку 1 і випадку 2 показана на рис. 2.28 і рис. 2.29, відповідно. У випадку 1 (с1) рушійні сили передаються двома тросами, які вкорочуються синхронно з постійною швидкістю 8,8 мм/с за допомогою двох моторних лебідок. Задня лебідка нерухома, а передня лебідка рухається разом з рухомою частиною поступального шарніра ферми. У випадку 2 (с2) є лише один трос, який вкорочується з постійною швидкістю 19,65 мм/с.

На рис. 2.31 показано натяг тросу, розрахований за допомогою динамічного (d) і квазістатичного (cs) методів. Sp1, Sp4 і Sp6 на цьому рисунку позначають прольоти тросу 1, 4 і 3 відповідно. Як видно на цьому рисунку, ці методи дають досить схожі результати, тому для моделювання розгортання КАТ можна використовувати простіший квазістатичний метод. Варіації коефіцієнтів спаду натягу показані на рис. 2.32, де b1, b2 і b3 представляють спад натягу від лебідки до кінців шківів 1, 2 і 9, відповідно. На цьому графіку спадання в дев'яти прольотах отримано шляхом екстраполяції спадання в двох прольотах. Натяг тросу зменшується у випадку 1 менше, ніж у випадку 2, оскільки у випадку 2 тросу проходить більше шківів з більшими кутами обхвату. Крім того, у міру розгортання конструкції спад натягу значно зменшується у випадку 1, тоді як у випадку 2 такого спаду не спостерігається. Наприклад, коефіцієнт спаду напружень для дев'яти прольотів у випадку 1 зменшується на порядок за період розгортання, і він в 1,8 і 10,7 разів менший за цей коефіцієнт у випадку 2 в початковий і кінцевий моменти розгортання, відповідно. Ця властивість КПС, розглянута у випадку 1, є дуже корисною, оскільки важливо мати більш рівномірний розподіл рушійних сил по

фермі під час заключної фази розкриття, щоб уникнути екстремальних навантажень на конструкцію при високому натягу троса.

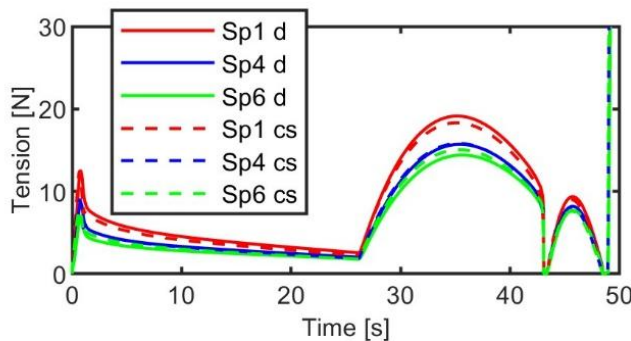


Рисунок 2.31. Натягнення прольоту тросу для випадку 1.

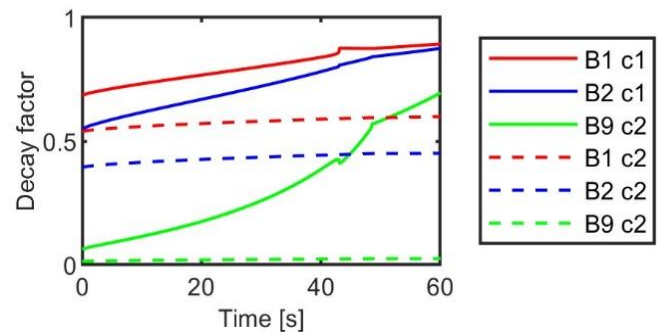


Рисунок 2.32. Коефіцієнти спаду напруги.

У випадку 1 прольоти конструкції рухаються синхронно більшу частину часу розгортання, але втрачають синхронність на кінцевій стадії розгортання, і другий проліт досягає остаточної проектної конфігурації з деяким запізненням після першого (рис. 2.31, 2.32). Максимальні деформації НПЕ відбуваються безпосередньо перед моментом часу, коли перша бухта замикається (рис. 2.33). Як видно з рис. 2.34, натяг тросу падає до нуля, коли бухти замикаються. Це відбувається тому, що на цьому етапі під дією пружних сил ВПЕ дуже швидко змінюють свою орієнтацію.

У випадку 2 поведінка розгортання відрізняється. Найголовніша відмінність полягає в тому, що конструкція не досягла остаточної проектної конфігурації і не зафіксувалася. Це сталося через деформації НПЕ під дією рушійних сил.

Ці два випадки демонструють, що для розгортання конструкції краще використовувати рушійні сили, що діють у кільцевій площині, а не сили, що діють у перпендикулярному напрямку.

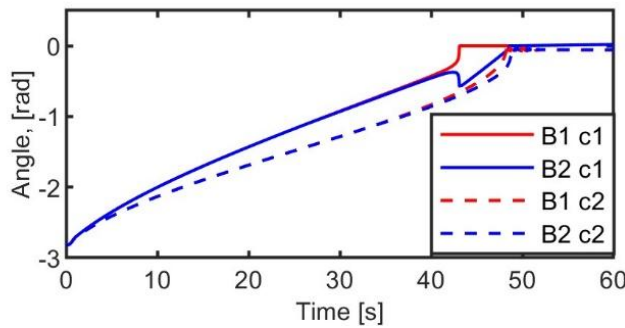


Рисунок 2.33. Кути ВПЕ.

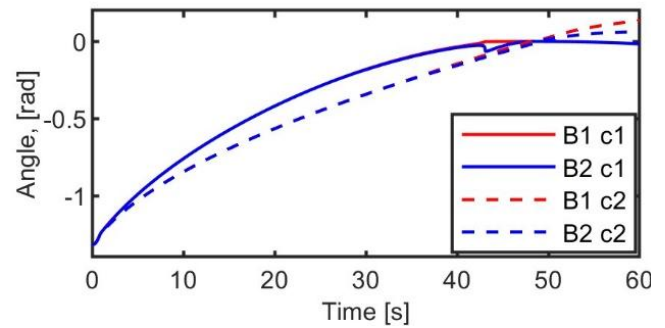


Рисунок 2.34. Кути НПЕ.

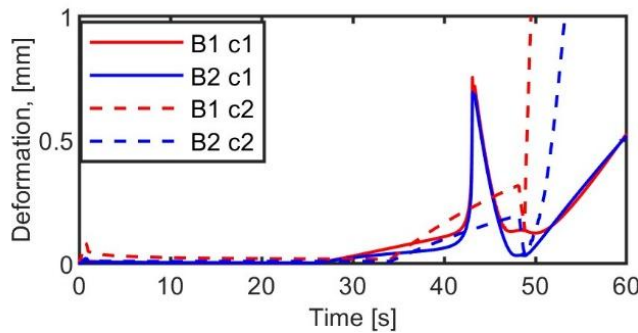


Рисунок 2.35. Деформації СЛВ.

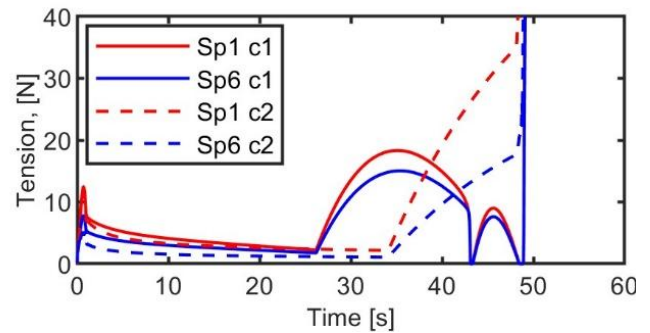


Рисунок 2.36. Натяг тросу в прольоті

Коли передня лебідка рухається разом з рухомою частиною поступального шарніра, обидва троси натягуються синхронно. Однак інженерна реалізація такого підходу може ускладнити конструкцію і збільшити її масу. З цієї точки зору, краще закріпити обидві лебідки на стрілі. Для таких лебідок ми розглянули наступні випадки:

Приклад 3. Обидва троси вкорочуються з постійною швидкістю 8,8 мм/с. Результати для цього випадку зображено пунктирними кривими.

Приклад 4, 5. Задні троси вкорочуються з постійною швидкістю v_R м/с, а передні троси приводяться в дію з наступними швидкостями:

$$v_F = v_R + \Delta h / t_f, \quad (2.59)$$

де $\Delta h = 232.97$ мм - максимальна зміна висоти ферми; t_f - обраний момент часу для компенсації зміни висоти ферми, $t_f = 35$ сек і $t_f = 45$ сек для випадків 4 і 5 відповідно.

Щоб запобігти надмірному навантаженню на конструкцію, натяг тросів обмежується після фіксації двох ВПЕ на передній або задній стороні. Результати для випадків 4 і 5 представлені пунктирною і суцільною кривими відповідно.

Зміна довжини тросу, розрахованої за формулою 2.58, в залежності від кута розгортання показана на рис. 2.37. У випадку 3, як видно з рис. 2.38, першими зачепилися задні ППЧ, а потім із запізненням більше ніж на 20 сек. почали зачіплятися передні ППЧ. Таке запізнення пояснюється тим, що передній трос більшу частину розгортання перебуває в провисаючому стані, оскільки висота ферми зменшується (рис. 2.39).

Такі несинхронні сили збільшують деформації НПЕ, які майже вдвічі більші, ніж у випадку 1. Цю проблему можна вирішити, збільшивши швидкість намотування переднього тросу (випадки 4 і 5). Хоча у випадках 4 і 5 не забезпечується однаковий натяг обох тросів, час між замиканнями передньої і задньої балок менший, ніж у випадку 3 (рис. 2.39). Менші затримки між заціпками призводять до менших деформацій НПЕ (рис. 2.40).

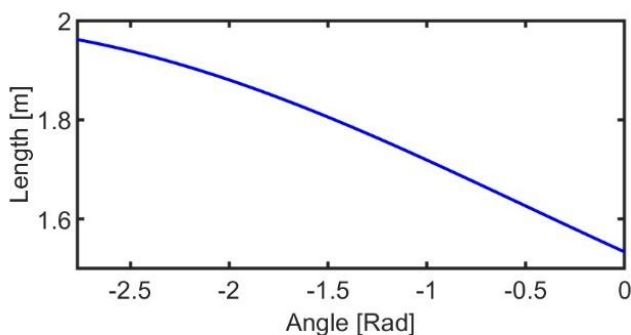


Рисунок 2.37. Залежність довжини троса від кута розгортання.

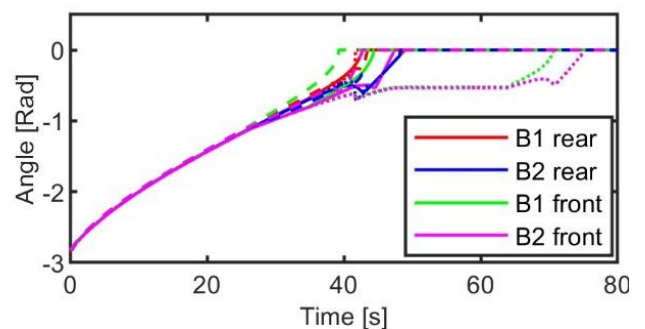


Рисунок 2.38. Кути ВПЕ для випадків 3-5.

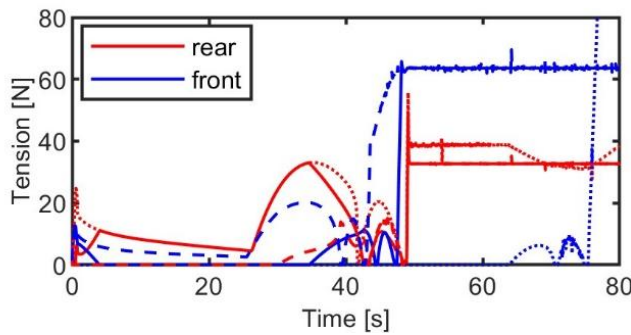


Рисунок 2.39. Натягування троса
для випадків 3-5.

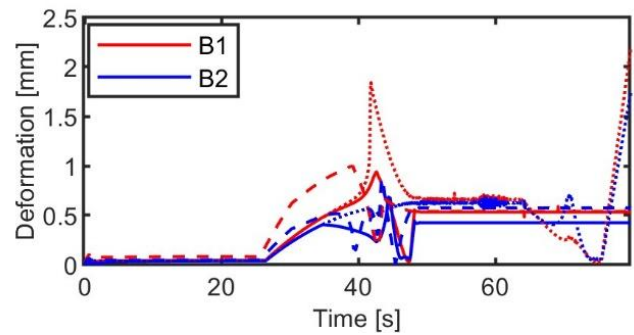


Рисунок 2.40. Деформації СЛС для
випадків 3-5.

2. 3. 4. 1. КАТ

У цьому підрозділі представлено результати моделювання розгортання для повного КАТ. У випадку 6 рушійні сили передаються парою передніх і парою задніх тросів, які синхронно вкорочуються з постійною швидкістю 10 мм/с передньою і задньою лебідками відповідно. Задня лебідка нерухома, а передня лебідка рухається разом з рухомою частиною поступального шарніра ферми. Час розгортання КАТ становить близько 200 сек.

Кути розгортання показані тільки для відсіків 1-9 (b1-b9) на малюнках нижче, оскільки КАТ є симетричною конструкцією відносно площини лебідок-кінцевих якорів. В1 і В9 відносяться до найближчого і найвіддаленішого від лебідок відсіків відповідно. Задній і передній кути ВПЕ зображені суцільними і пунктирними кривими відповідно. Як видно з рис. 2.41, незважаючи на наявний спад натягу тросів (рис. 2.43), всі відсіки РПМ розгортаються синхронно протягом майже 125 сек. Після цього моменту кути розгортання відсіків АЧР змінюються асинхронно через спільний вплив спаду натягу тросів, опору центральної частини АЧР і гнучкості ферми. Різниця кутів є більшою для з'єднань ВПЕ, ніж для з'єднань НПЕ. Асинхронні замикання ВПЕ призводять до незначних деформацій ЛЕП (рис. 2.44).

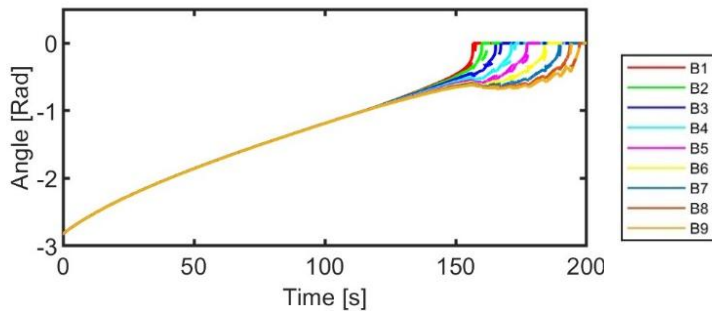


Рисунок 2.41. Кути ВПЕ для
випадку 6.

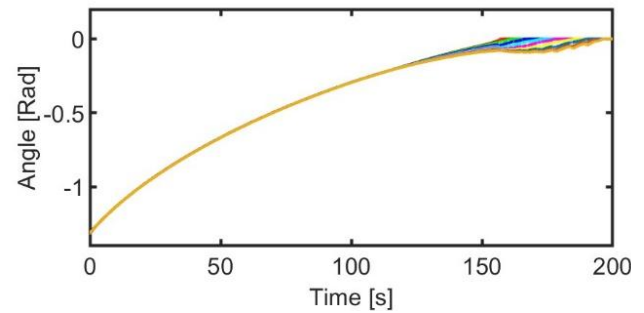


Рисунок 2.42. Кути НПЕ для
випадку 6.

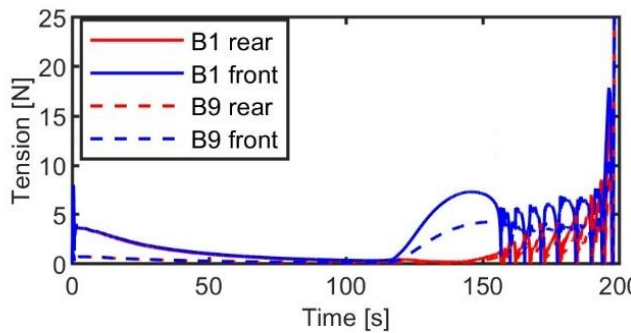


Рисунок 2.43. Натягування троса
для випадку 6.

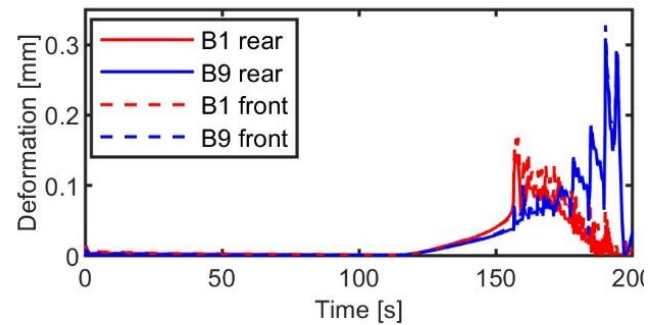


Рисунок 2.44. Деформації НПЕ
для випадку 6.

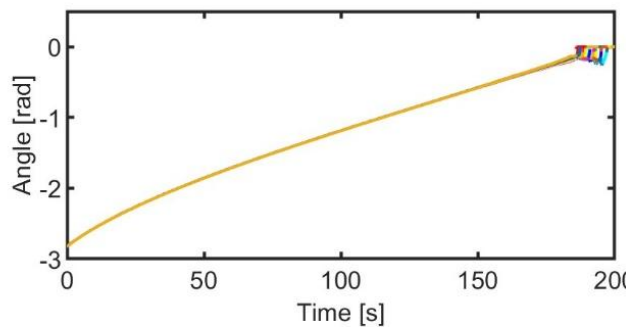


Рисунок 2.45. Кути ВПЕ для
випадку 7.

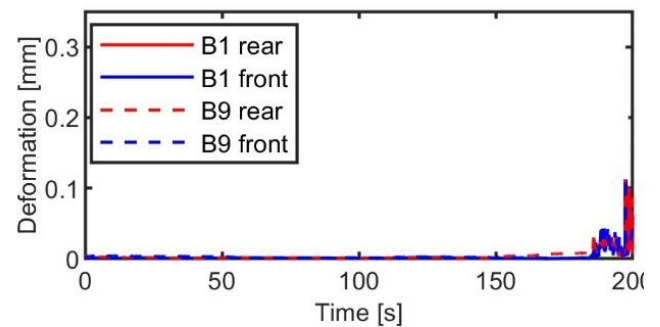


Рисунок 2.46. Деформації НПЕ
для випадку 7.

У випадку 7 залишкові сили в сітці прирівнюються до нуля, а нейтральна довжина переднього сітчастого елемента вибирається таким чином, щоб забезпечити необхідний розподіл натягу центральної частини КАТ в розгорнутому стані. У цьому випадку вплив металевої сітки не враховується, але всі інші параметри такі ж, як і у випадку 6. У випадку 7 (рис. 2.45) інтервал асинхронного

розгортання значно менший, ніж у випадку 6 (рис. 2.41), оскільки сітка розтягується значно менше, ніж металева сітка, і тому центральна частина АЧР починає чинити опір розгортанню ферми значно пізніше. Цей випадок демонструє, що сітка суттєво впливає на процес розкриття, оскільки більш синхронне розкриття призводить до менших деформацій стрижня (рис. 2.44, рис. 2.46).

Для дослідження впливу тертя в з'єднаннях у випадку 8 до з'єднань ВПЕ прикладаються додаткові моменти попереднього натягу 50 Нмм. Додаткове тертя в шарнірах призводить до збільшення натягу приводних тросів (рис. 2.47), більших деформацій НПЕ (рис. 2.48), а також дещо змінює час і навіть порядок спрацьовування заціпок ВПЕ (рис. 2.49, рис. 2.50).

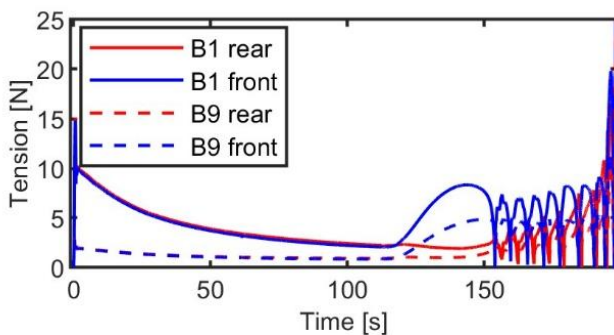


Рисунок 2.47. Натягування троса для випадку 8.

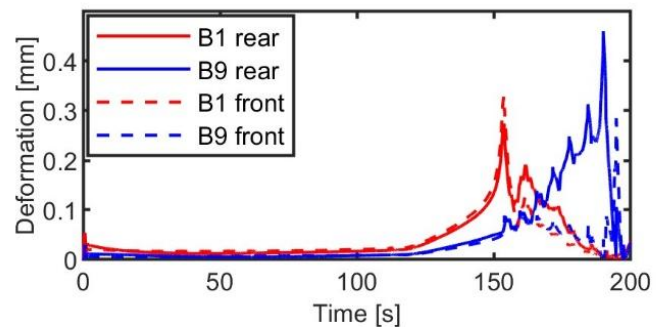


Рисунок 2.48. Деформації НПЕ для випадку 8.

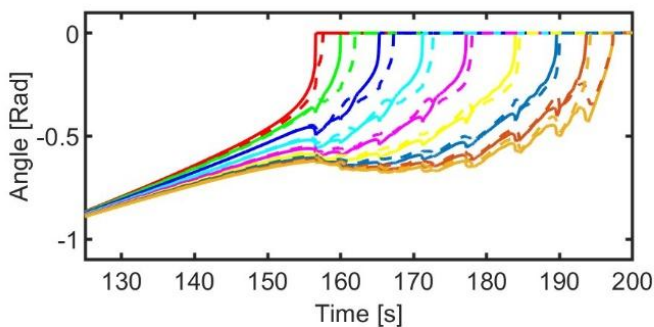


Рисунок 2.49. Кути ВПЕ для випадку 6 на фінальній стадії.

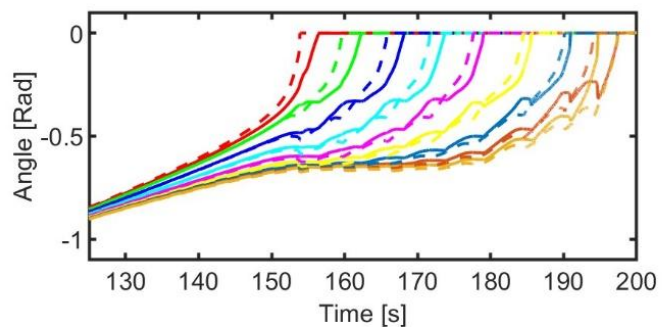


Рисунок 2.50. Кути ВПЕ для випадку 8 на фінальній стадії.

У випадку 9 обидві лебідки закріплені на стрілі, і відстань між ними та першими передніми шківками зменшується, оскільки висота ферми під час розгортання зменшується (рис. 2.43). Передня лебідка повинна намотувати швидше, щоб компенсувати це скорочення відстані і запобігти провисанню тросів. Щоб забезпечити натяг тросів, подібний до випадків 6-8, передня лебідка повинна намотуватися таким чином, щоб передні троси були коротшими за задні, відстежуючи рух поступального шарніра (синя крива на Рис. 2.43). Така стратегія намотування вимагає системи зворотного зв'язку для контролю швидкості руху тросів, що ускладнює систему розгортання. Щоб уникнути цієї складності, ми використовуємо стратегію намотування, коли передні троси також рухаються з постійною швидкістю, обраною за допомогою рівняння 2.59. Враховуючи, що передня частина центру КАТ починає чинити опір рушійним силам раніше, ніж задня, параметр часу в рівнянні (2.59) обрано рівним $t_c = 197.2$ сек.

Як видно на рис. 2.51 (червона крива), в цьому випадку передня лебідка повністю компенсує рух поступального шарніра навколо моменту, коли останній відсік заїжджає. Коли застосовується така стратегія намотування, передні троси не натягнуті протягом приблизно 60 відсотків часу розгортання, і КАТ приводиться в рух тільки задніми тросами (рис. 2.52). Передні троси натягнуті на початку розгортання, після чого слідує довгий інтервал, коли вони не натягнуті, який закінчується приблизно перед першою засувкою ВПЕ, і троси знову натягуються. Перевага цієї стратегії полягає в тому, що на кінцевому етапі розгортання всі троси мають приблизно однаковий натяг. При цьому стрижні першого прольоту деформуються більше, ніж дев'ятого (рис. 2.53), що відрізняє цей випадок від випадку 6 (рис. 2.44), де відбувається протилежна поведінка. Передні ВПЕ прольотів 1-7 замикаються із запізненням відносно відповідних задніх, лише прольоти 8 і 9 замикаються майже одночасно (рис. 2.54).

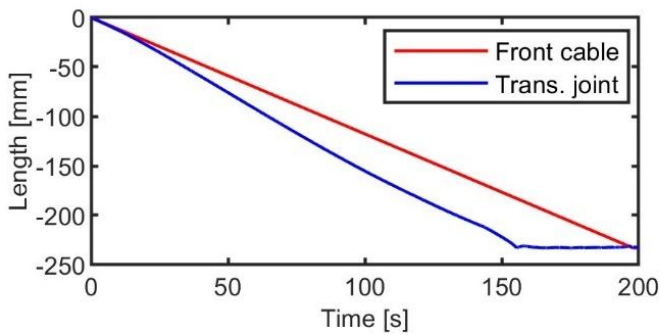


Рисунок 2.51. Зміна довжини троса внаслідок поступального руху переднього ВПЕ для випадків 9.

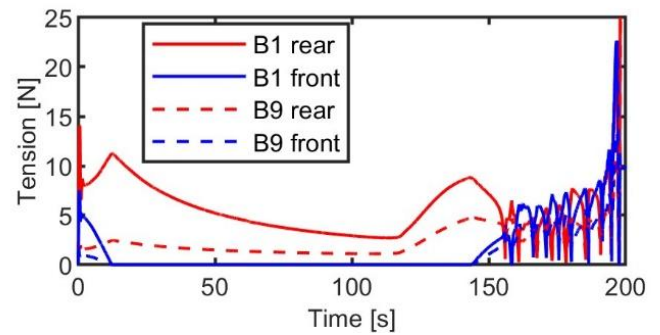


Рисунок 2.52. Натягнення троса для випадку 9.

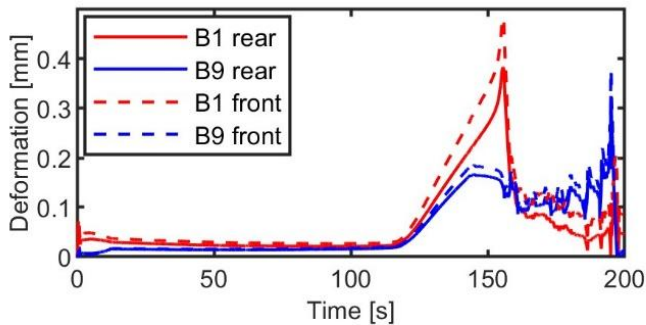


Рисунок 2.53. Деформації НПЕ для випадку 9.

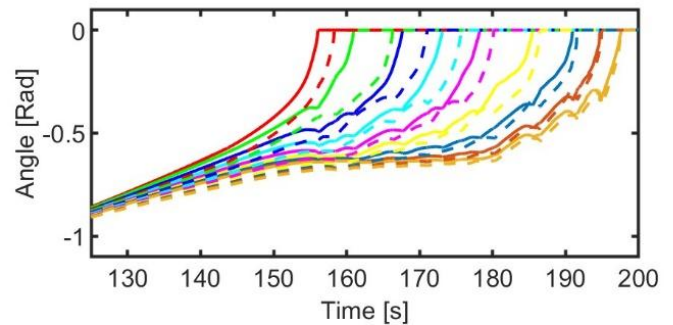


Рисунок 2.54. Кути ВПЕ для випадку 9 на фінальній стадії.

Прольоти, розташовані ближче до лебідок, мали тенденцію замикатися швидше, тоді як прольоти протилежного боку ферми демонстрували протилежну тенденцію (рис. 2.58, рис. 2.59).

Напруження, виміряні біля закріплених кінців тросів, на першій стадії розгортання (перед першою засувкою) на 20% нижчі, а на кінцевій стадії - на 30% вищі порівняно зі значеннями, отриманими в результаті моделювання (рис. 2.60, рис. 2.61). Ці результати можна пояснити впливом розтягнутої центральної частини відбивача на кільцеву ферму, що розгортається.

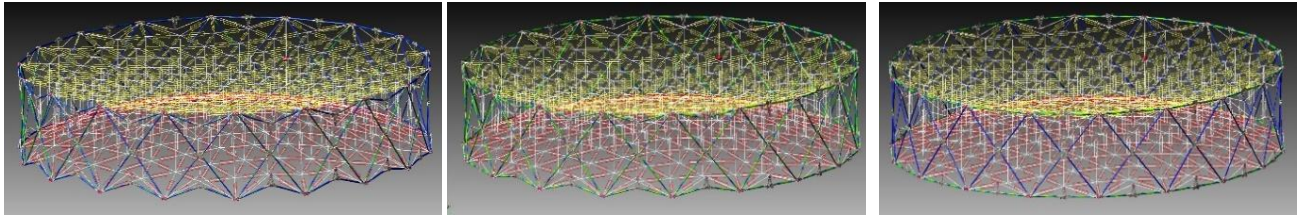


Рисунок 2.56. Симуляція розгортання КАТ на завершальному етапі.

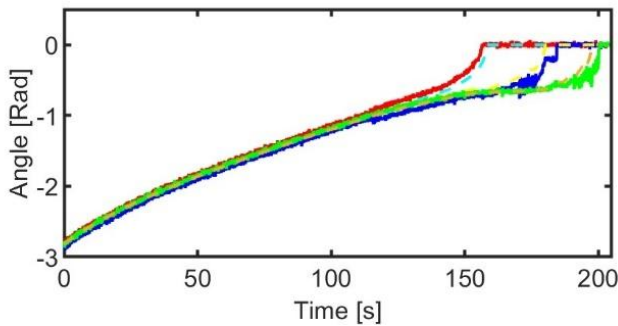


Рисунок 2.58. Кути фронтальної ДНЧ.

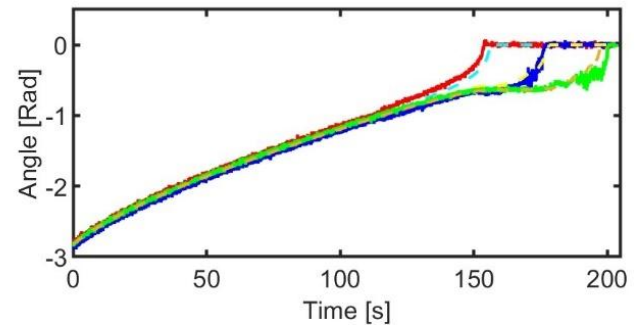


Рисунок 2.59. Кути фронтальної ДНЧ.

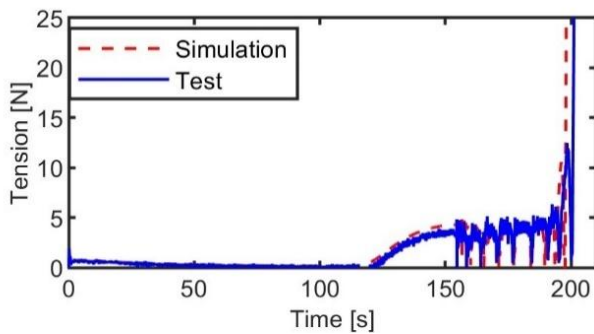


Рисунок 2.60. Натягування переднього троса (відсік 9).

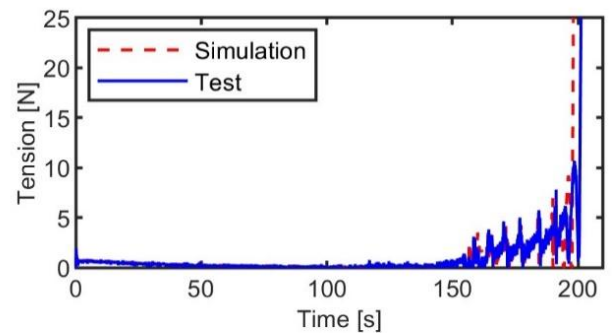


Рисунок 2.61. Натягування задніх тросів (відсік 9).

Моделювання демонструє надійне розгортання КАТ з невеликим асинхронізмом на кінцевій стадії, який є менш значним, ніж у публікаціях для антен типу Astromesh.

2. 4. Висновки до другого розділу

У цьому розділі представлено результати моделювання КАТ. Запропоновано методику, яка дозволяє застосовувати програмне забезпечення з відкритим

вихідним кодом для моделювання космічної рефлекторної антени. Виходячи із отриманих моделей можна зробити висновок, що програмні пакети з відкритим вихідним кодом можуть бути застосовані для повномасштабного моделювання конструкцій подібної складності. Запропонована методика показала себе досить вдало для впевненого використання її для подібних задач.

Показано перевагу ФАВК-підходу над традиційними методами скінчених елементів для моделювання динаміки трансформованих структур завдяки можливості точного опису гнучкості і великомасштабних деформацій, що критично важливо при розгортанні ККТ. Встановлено, що існуючі комерційні пакети, хоча і широко використовуються, часто не дозволяють здійснити моделювання на належному рівні деталізації через методологічні обмеження і вартість.

Розроблено спрощений метод моделювання ТШС розгортання, який дозволяє розраховувати натягнення троса і вузлові рушійні сили з урахуванням тертя та інших особливостей системи. Результати розрахунків показують, що якщо трос намотується з постійною швидкістю, він може значно втратити натяг або навіть провиснути на певному часовому інтервалі. В результаті такої поведінки трос може втратити контакт зі шківками, що може призвести до збоїв у розгортанні. Щоб виключити можливість провисання тросів, їх можна намотувати зі змінною швидкістю, використовуючи отримані залежності для визначення натягу троса на основі вимірювань кутів між складальними стрижнями.

Вперше реалізовано комплексне моделювання всієї антенної системи «ферма – сітка – тросова система» в повному масштабі з урахуванням усіх основних нелінійних факторів: геометричної нелінійності ферми, демпфування, пружності сітки, тертя у шківних вузлах та гнучкості тросів. Це дозволяє достовірно оцінити як динаміку розгортання, так і навантаження на елементи конструкції.

Далі наведено результати аналізу розгортання сітчастої антени, що складається з НПЕ і ВПЕ, які отримано за допомогою чисельного моделювання з використанням побудованої моделі систем зв'язаних тіл і підтверджено експериментально.

1. НПЕ забезпечують надійне розгортання КАР без синхронізаторів між сусідніми відсіками і, таким чином, спрощують конструкцію конструкції та зменшують її масу.

2. Дві пари рушійних тросів, що проходять незалежно через ВПЕ переднього і заднього кілець ферми, зменшують ефект спаду натягу тросів, і як наслідок, асинхронність розгортання прольоту і деформації елементів конструкції.

3. При моделюванні розгортання необхідно враховувати властивості сіток, а також металевої сітки, оскільки нехтування останньою призводить до результатів, які характеризуються значно більш синхронними змінами кутів розгортання прольотів і меншою деформацією конструкції.

4. Оскільки висота ферми зменшується під час розгортання, лебідки можуть бути встановлені двома різними способами: 1) вісь обертання передньої лебідки рухається синхронно з поступальним шарніром переднього кільця, а вісь обертання задньої лебідки нерухома; 2) осі обертання обох лебідок нерухомі. Другий варіант простіший з точки зору інженерної реалізації, але вимагає асинхронної обмотки передньої і задньої лебідок. Проте, як показує моделювання, розгортання КАТ може здійснюватися з різними, але постійними швидкостями скорочення довжини троса, що може бути просто реалізовано за допомогою лебідок з різним діаметром шпулі.

Запропонований підхід моделювання може бути використаний як основа для подальшої оптимізації розгортання антен, зокрема, для побудови законів керування намотуванням тросу з урахуванням асинхронності, зменшення напружень у стрижнях і забезпечення плавності розгортання. Розроблена модель також дозволяє проводити параметричні дослідження щодо конструктивних і матеріальних змін.

РОЗДІЛ 3 КЕРУВАННЯ РОЗГОРТАННЯМ СТРИЖНЕВИХ КОНСТРУКЦІЙ З ВИКОРИСТАННЯМ НАВЧАННЯ З ПІДКРІПЛЕННЯМ

3. 1. Використання глибокого навчання для керування розгортанням стрижневих конструкцій

Дослідження автономних легких конструкцій, що розгортаються, стали провідним напрямком аерокосмічної техніки в останні роки. Легка структурна система, що розгортається, складається з інтегрованої конструкції та механізмів. Її можна легко транспортувати та зберігати в компактному, складеному стані, при цьому допускаючи значно більшу робочу конфігурацію після розгортання. Ці особливості привернули значну увагу багатьох дослідників у галузі розгортаних легких конструкцій.

Сітчасті рефлекторні антени широко використовуються в космічних програмах завдяки їхнім різноманітним перевагам, таким як великий розмір апертури, мінімальна загальна маса, компактний об'єм для зберігання та зменшене викривлення поверхні. [1-4]. Антена переходить із укладеного стану в повністю розгорнуте положення, зрештою створюючи необхідну функціональну поверхню. Цей процес розгортання значно впливає на роботу антен на орбіті.

Структурне розгортання зазвичай виконується за допомогою різних механізмів активного керування з використанням різних типів приводів, таких як активні стійки та троси, для забезпечення швидкого та безпечного процесу розгортання.

Процес розгортання антени за своєю суттю складний, включає як механічні, так і структурні міркування, і чутливий до потенційних несправностей [5]. Важливо, щоб кутова швидкість і прискорення під час розгортання контролювалися для забезпечення плавної роботи. Крім того, кутове прискорення має залишатися в заданих межах, щоб запобігти надмірному удару, який може призвести до вібрації або пошкодження антени [68]. Отже, надзвичайно важливо розробити ефективний алгоритм керування, який сприятиме точному та плавному розгортанню.

Ефективне та точне розгортання на орбіті має важливе значення для належного функціонування антен. Чітко визначена стратегія розгортання має вирішальне значення для встановлення кінематичної поведінки процесу розгортання та характеристик навантаження рушійної сили [7]. Крім того, енергетичні потреби супутникової системи охоплюють потужність для ефективного керування навантаженням, зв'язку та підтримки положення супутника.

Для супутників, оснащених великими антенами, енергія, необхідна для розгортання антени, є вирішальним фактором. Таким чином, розгортання антени має бути розроблено таким чином, щоб мінімізувати вплив розгортання на структуру для обмеження пікової потужності, необхідної для механізму розгортання.

У роботі [50] представлено підхід керування розв'язкою для точного розгортання космічних гнучких антен. Жорсткі та гнучкі контролери розроблені на основі відмінних характеристик розв'язаного зворотного зв'язку. Жорсткий контролер гарантує, що антена слідує заданій траєкторії, тоді як гнучкий контролер пом'якшує вібрації при згині.

Підхід, керований силою, представлений у [49], і встановлено зв'язок між рушійною силою та рухом розгортання відбивача. Варіації рушійної сили визначаються на основі запланованого руху розгортання. Змодельовано динаміку розгортання сітчастої антени, що розгортається, і проаналізовано вплив початкової швидкості, демпфування та сили тяжіння на процес розгортання.

Взаємозалежність між структурою антени, траєкторією розгортання та системою керування розглядається в [10]. Багатоцільова функція створена для одночасного мінімізації маси антени, впливу на антену та розсіювання енергії в системі керування. Проектні змінні визначаються як площі поперечного перерізу зв'язків, контрольні точки Без'є та параметри посилення контролера.

Підхід до оптимізації стратегії намотування троса представлено в [67] для антени типу AstroMesh. Рушійна сила походить від принципів збереження енергії,

враховуючи вплив тросових систем і тертя. Модель оптимізації розроблено з метою мінімізації потужності, необхідної для розгортання.

Симплектичний миттєвий оптимальний підхід керування запропоновано в [63] для розгортання конструкцій, що використовують ковзні тросові приводи. Початкове безперервне завдання керування перетворюється на послідовність обмежених симплектичних задач миттєвого оптимального керування на кожному інтервалі часу, забезпечуючи дотримання обмежень нерівності вхідного насичення.

Незважаючи на значний прогрес у галузі керування розгортанням стрижневих конструкцій, застосування описаних вище підходів викликає значні труднощі при застосуванні до складних конструкцій, модель яких отримана за допомогою пакетів програм для моделювання динаміки систем зв'язаних тіл. Крім того, ці результати не пропонують способу подальшого коригування алгоритмів розгортання з урахуванням різниці в динамічних властивостях моделі та реальної структури.

В даний час методи глибинного навчання [13] успішно використовуються для різноманітних завдань керування в космосі [14, 15]. Для таких завдань використовуються методи навчання з вчителем [16] і НП [17-19]. Остання група методів дозволяє отримати закони керування шляхом застосування послідовності керуючих впливів на об'єкт, які можуть бути реалізовані як на моделі, так і на реальній конструкції. Враховуючи потенціал глибокого навчання та зазначені проблеми у застосуванні звичайних методів, цікаво проаналізувати доцільність використання НП для керування розгортанням стрижневих структур для космічного застосування.

3. 2. Постановка проблеми

Сітчаста антена та ТШС, які розглядаються у цьому розділі, детально були описані у розділі 2.

Використовуючи ФАВК, динамічні рівняння для всієї конструкції можна виразити у вигляді набору ДАР з матрицею сталої маси що було вже розглянуто у формулах 2.16 та 2.17 розділу 2.

Модель (1, 2) є системою великих розмірів і її виведення є громіздкою задачею. Для полегшення таких завдань використовується спеціалізоване програмне забезпечення для моделювання динаміки багатьох тіл [57]. Таке програмне забезпечення має засоби, що дозволяють знаходити керуючі дії, що забезпечують рух системи по заданій траєкторії. На рис. 3.2 показано знайдені за допомогою такого інструменту зміни керуючих моментів у шарнірах V-образних стрижнів, які забезпечують розгортання конструкції з параболічним зміною кутових швидкостей (рис. 3.1). Однак практична реалізація такого керування за допомогою ТШС неможлива, оскільки вона не може застосовувати моменти різного знаку.

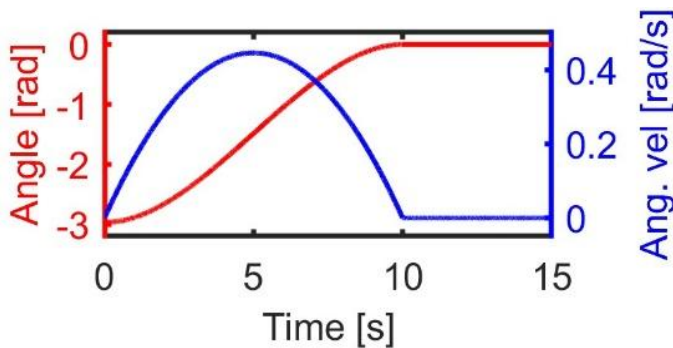


Рисунок 3.1. Варіація стану

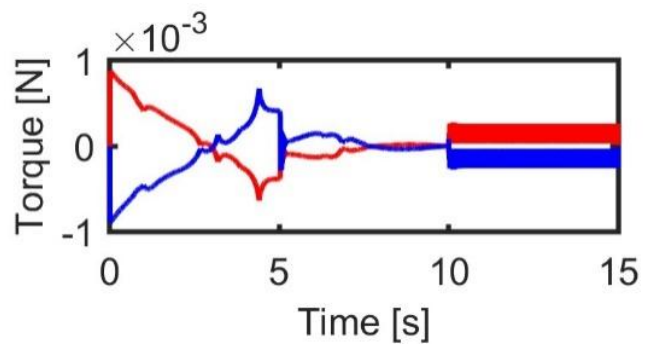


Рисунок 3.2. Зміна крутного моменту

При використанні такої системи розгортання необхідно вирішити задачу оптимізації з урахуванням обмежень на керуючі дії. Існуючі алгоритми розв'язування такої задачі потребують моделі об'єкта у такому вигляді [24]:

$$q_{k+1} = f(q_k, U_k), \quad (3.1)$$

де k – номер вибірки дискретної системи.

Проте програмне забезпечення для моделювання динаміки багатьох тіл надає модель у такій формі:

$$q_{k+1} = f(q_0, U_0, U_1, U_2, \dots, U_k), \quad (3.2)$$

Таким чином, до пошуку оптимального керування U_k що переводить систему зі стану q_k в q_{k+1} , необхідно знайти деяку послідовність керуючих дій $U_0, U_1, U_2, \dots, U_{k-1}$, яка забезпечує рух системи від початкового стану q_0 до необхідного q_k . Ця особливість ускладнює застосування традиційної методики. Цю складність можна подолати за допомогою методології НП, оскільки вона базується на аналізі наступного марковського процесу прийняття рішень

$$q_0, U_0, q_1, C_1; U_1, q_2, C_2; \dots; U_{n-1}, q_n, C_n$$

У результаті НП необхідно знайти таку послідовність дій U_i , яка мінімізує сукупні витрати $\sum_{i=1}^n C_i$ на виконання завдання. Вартість C_i тут є значенням обраного критерію оптимальності.

Для дослідження можливості використання такого підходу для керування розгортанням стрижневих конструкцій розглянемо спрощену модель однієї секції трансформованої антени (рис. 3.3). Усі стрижні конструкції змодельовані як тверді тіла. Впливи системи розгортання троса моделюються як однакові крутні моменти в шарнірах V-подібних стрижнів, і значення цих крутних моментів можна вважати лише позитивними. Крім керуючих моментів, в шарнірах прикладаються моменти в'язкого тертя. Модель також враховує обмеження на максимальний кут між V-подібними стрижнями.



Рисунок 3.3. Спрощена модель.

Ця модель побудована з використанням відкритого пакету HotInt [57].

Метою даного дослідження є розробка інтелектуального агента (ІА) на основі НП, який забезпечує розгортання та підтримку в розгорнутому положенні розглянутої конструкції з урахуванням заданих вимог. Основними вимогами є час розгортання та мінімальні кутові швидкості V-подібних стрижнів на кінцевому етапі розгортання.

3.3. Керування на основі навчання з підкріпленням

Структура керування НП працює на основі передумови, що система керування отримує знання, досліджуючи результати своїх дій [25]. Ці результати оцінюються за допомогою скалярного сигналу, відомого як підкріплення, який надається установкою, з якою взаємодіє система керування. Цей сигнал посилення служить еталоном, що дозволяє інтелектуальній системі керування коригувати свої алгоритми керування в світлі прогресу в досягненні довгострокових цілей.

Загальний алгоритм НП проілюстрований на рис. 3.4 і складається з наступних кроків:

- 1) У момент часу t_k система перебуває в стані X_k ;
- 2) У цьому стані система керування вибирає одну з доступних керуючих дій U_k ;
- 3) Система керування виконує цю дію, в результаті чого система переходить в новий стан X_{k+1} , одночасно отримуючи сигнал підкріплення C_k ;
- 4) Потім алгоритм або продовжується з кроку 2, включаючи отримане підкріплення, або завершується, якщо новий стан позначається як остаточний.

Позначимо χ як набір станів, так A і набір керуючих дій. Потім армування C_k є наслідком дії, U_k вибраної в стані X_k . Сигнал підкріплення – це функція, яка залежить від вектора, визначеного в просторі $\chi \times A$.

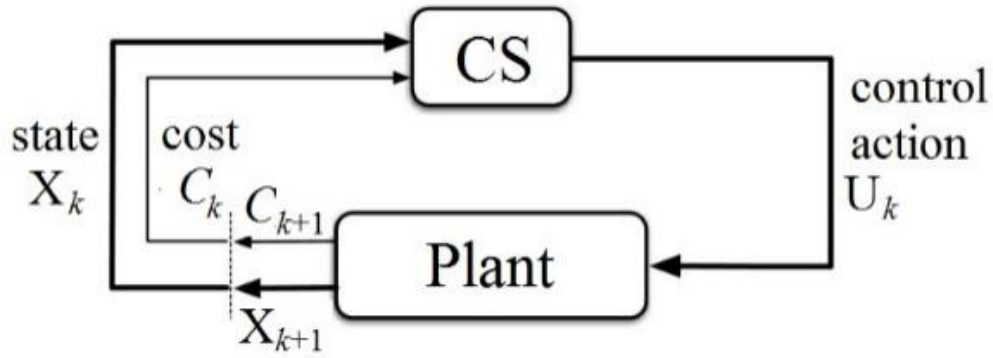


Рисунок 3.4. Схема навчання з підкріпленням.

Система керування вибирає дії, спрямовані на зниження загальної вартості, яка розраховується таким чином:

$$G_k = C_k + \gamma C_{k+1} + \gamma^2 C_{k+2} + \dots = \sum_{i=0}^{\infty} \gamma^i C_{k+i}, \quad 0 \leq \gamma \leq 1.$$

Коефіцієнт знецінення γ відіграє вирішальну роль в оцінці значущості прогнозованих значень витрат при виборі керуючих дій. Фундаментальним компонентом НП є функція значення. Вважайте, що в кожному стані X_k контролер системи реалізує керуючу дію на основі певного алгоритму, відомого як політика π

$$U_k = \pi(X_k),$$

тоді функція значення обчислює загальні витрати, понесені при переході з початкового стану X_k шляхом вибору дій контролю відповідно до політики π . Ця функція може бути виражена як:

$$V^\pi(X_k) = \sum_{i=0}^{\infty} \gamma^i C_{k+i}(X_{k+i}, U_{k+i}) = C_k(X_k, U_k) + \gamma V^\pi(X_{k+1}).$$

Навчання з підкріпленням може бути виконано за допомогою структури актор-критик. У цій установці критик оцінює функцію значення для кожного стану, тоді як актор перетворює вектор стану у відповідні керуючі дії.

У рамках глибокого НП актор і критик представлені у вигляді багаторівневих нейронних мереж прямого зв'язку, які служать для апроксимації політики керування та функції витрат відповідно:

$$V^\pi(X_k, \phi), \pi(X_k, \phi),$$

де θ , ϕ – вектори параметрів критика та актора відповідно.

У цьому розділі використовується алгоритм проксимальної оптимізації політики (ПОП). Реалізація цього алгоритму здійснюється наступним чином:

1. Для визначення загальної вартості G_t як суму вартості для цього кроку часу та дисконтованої майбутньої вартості [27]

$$G_t = \sum_{k=t}^{ts+m} (\gamma^{k-t} C_k) + b\gamma^{N-t+1} V(X_{ts+N}, \theta),$$

де b дорівнює 0 коли X_{ts+N} представляє кінцевий стан і дорівнює 1 у всіх інших випадках. Іншими словами, коли X_{ts+N} це не кінцевий стан, дисконтована майбутня вартість включає функцію дисконтованої вартості стану, яка визначається за допомогою критичної нейронної мережі V .

2. Знайти функцію переваги D_t

$$D_t = G_t - V(X_t, \theta),$$

3. Для коригування критичних параметрів шляхом мінімізації функції втрат L_{critic} у всіх отриманих міні-пакетних даних.

$$L_{critic}(\theta) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (G_i - V(X_i, \theta))^2.$$

4. Щоб оновити параметри актора шляхом мінімізації функції втрати актора L_{actor} всіх отриманих міні-пакетних даних, виконайте наведені нижче дії.

$$L_{actor}(\phi) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (-\min(r_i(\phi) \cdot D_i, c_i(\phi) \cdot D_i)),$$

$$r_i(\phi) = \frac{\pi(U_i | X_i, \phi)}{\pi(U_i | X_i, \phi_{old})},$$

$$c_i(\phi) = \max(\min(r_i(\phi), 1 + \varepsilon), 1 - \varepsilon),$$

де D_i і G_i – функція переваги та сумарних витрат для i -го елемента міні-серії відповідно; $\pi(U_i | X_i, \phi)$ ймовірність виконання дії U_i в стані X_i за оновлених параметрів політики ϕ ; $\pi(U_i | X_i, \phi_{old})$ є ймовірністю дії U_i в стані X_i , враховуючи

попередні параметри політики ϕ_{old} до поточної епохи навчання; ϕ_{old} є параметром відсікання.

Актор і критик реалізовані у вигляді штучних нейронних мереж (НМ), архітектури яких представлені на рис. 3.5. Оскільки агент ШІ поводить себе стохастично під час навчання, актор видає середнє значення та стандартне відхилення керуючих дій. ШІ отримує наступний вектор стану $X_i = [\phi, \dot{\phi}]^T$, де ϕ кут V-подібного складання стрижнів.

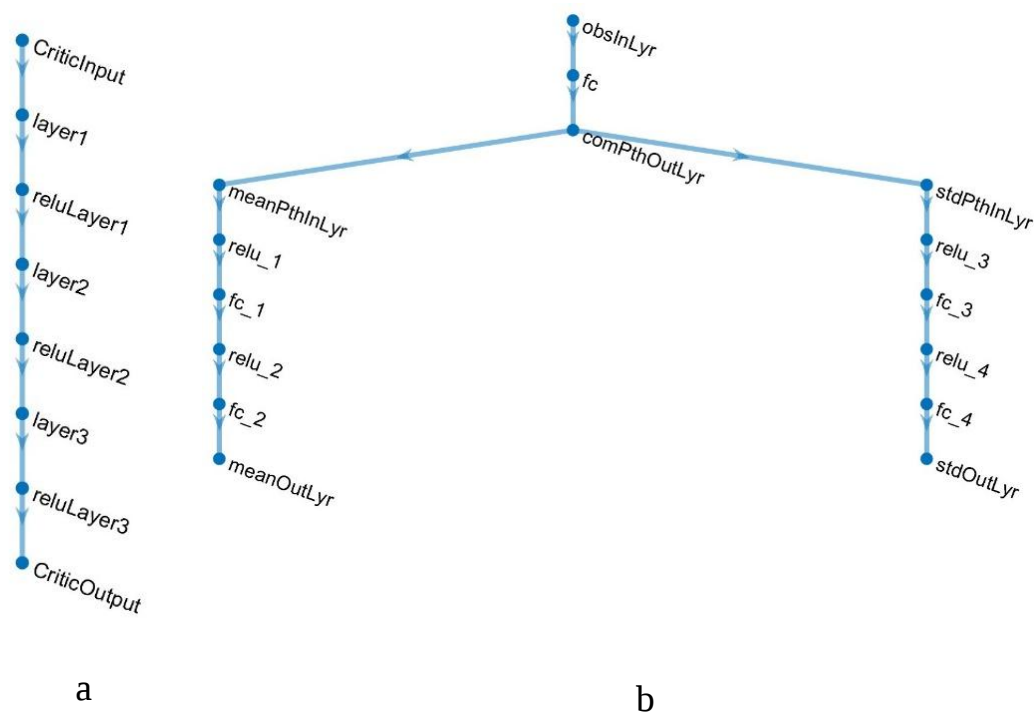


Рисунок 3.5 - Архітектури НМ критика і актора.

Таблиці 3.1 і 3.2 підсумовують інформацію про номери нейронів, які використовуються в кожному шарі нейронних мереж.

Таблиця. 3.1. Кількість нейронів у FC шарах критика.

Шар	CriticInput	1 шар	2 шар	3 шар	CriticOutput
Кількість нейронів	2	20	14	10	1

Таблиця. 3.2. Кількість нейронів у FC шарах актора.

Шар	obsInLyr	fc	meanPthInLyr	fc_1	fc_2	stdPthInLyr	fc_3	fc_4
Кількість нейронів	2	32	32	16	1	32	16	1

Для навчання ІІІ використовуються такі функції вартості:

Вартість 1

if $\left[\left((t \leq t_d) \text{ and } (\phi \geq \phi_d) \right) \text{ or } \left((t > t_d) \text{ and } (\phi < \phi_d) \right) \right] > 0$ тоді $C_k = 1$ ще $C_k = -1$,

де t_d – час розгортання; ϕ_d – кут фіксації шарніра; V-подібного складання;

Вартість 2

if $\left[\left((t \leq t_d) \text{ and } (\phi \geq \phi_d) \right) \text{ or } \left((t > t_d) \text{ and } (\phi < \phi_d) \right) \right] > 0$ тоді $C_k = 1 - U_k^T R U_k$ ще

$C_k = -1 - U_k^T R U_k$,

де R – вага керуючої дії;

Вартість 3

$C_k = 1 - X_k^T R X_k - U_k^T R U_k$ *if* $t \leq t_p$ потім $Q = Q_1, R = R_1$ ще $Q = Q_2, R = R_2$

де t_p час, коли ваги перемикаються з Q_1, R_1 до Q_2, R_2 .

Коли використовується вартість 1, ІА отримує винагороду +1, якщо конструкція розгортається протягом зазначеного часу, і -1 штраф за ці проміжки часу, якщо порушуються вимоги щодо часу розгортання. Вартість 2 подібна до вартості 1, але також штрафує керуючі дії. Вартість 3 є квадратичним критерієм із змінними вагами, які штрафують помилки стану та керування.

3. 4. Результати моделювання

Щоб вивчити доцільність підходу НП для керування розгортанням стрижневих конструкцій, розглядаються різні випадки, наведені в таблиці 3.3. Ці випадки відрізняються функціями вартості, коефіцієнтами тертя в шарнірах V-подібних стрижнів і функціями активації актора. Номінальний час розгортання для всіх випадків становить 10 с.

Таблиця. 3.3. Опис випадку

Номер справи	Вартість	Коефіцієнт тертя, $[Nms]$	Вихід актора		Q_1	Q_2	R_1	R_2	t_p , с
			Середній	Стандартний Відхилення					
1	1	0	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,1)	-	-	-	-	-
2	2	0	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,1)	-	-	1	1	-
3	3	0,001	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,1)	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	1	1	8
4	3	0,0005	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,1)	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	1	1	8
5	3	0,0015	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,1)	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	1	1	8
6	3	0,001	Tanh масштабування (0,5)	Tanh масштабування (0,05)	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	1	1	8
7	3	0,0015	Tanh масштабування (0,5)	SoftPlus	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	2.5	2.5	8

8	3	0,001	SoftPlus	SoftPlus	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	2.5	2.5	8
9	3	0.00 05	SoftPlus	SoftPlus	діаг [1,1]	діаг. [1;8]	1.5	1.5	8

На рис. 3.6, 3.6 показано результати розгортання за допомогою ШІ у випадку 1. Як видно з рис. 3.6, ця ШІ забезпечує розгортання конструкції за заданий час, але при цьому стрижні V-подібного складання обертаються з високою кутовою швидкістю перед замиканням, що є небажаним, оскільки збільшує навантаження на конструкцію. Знизити ці кутові швидкості можна, навчивши ШІ за допомогою Cost 2. На рисунках 3.7, 3.8 показано результати розгортання конструкції за допомогою такого ШІ. Як видно з рис. 3.6-9, у випадку 2 кутові швидкості та керуючий момент менші, ніж у випадку 1. В обох випадках розгортання виконується за необхідний час.

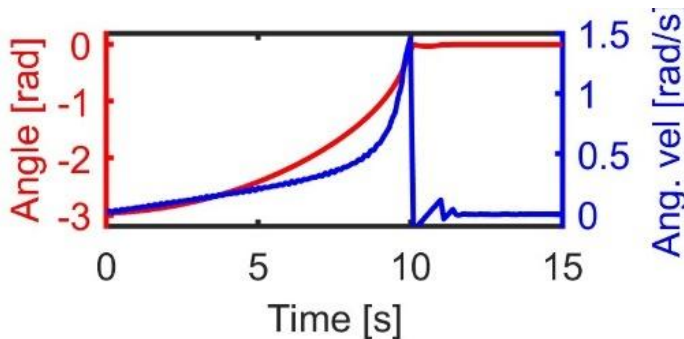


Рисунок 3.6. Зміна стану у випадку 1.

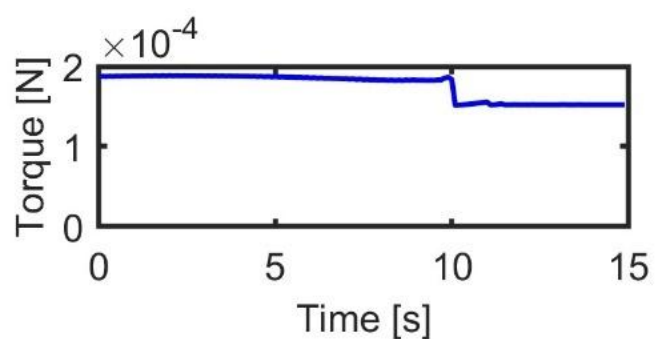


Рисунок 3.7. Зміна крутного моменту у випадку 1.

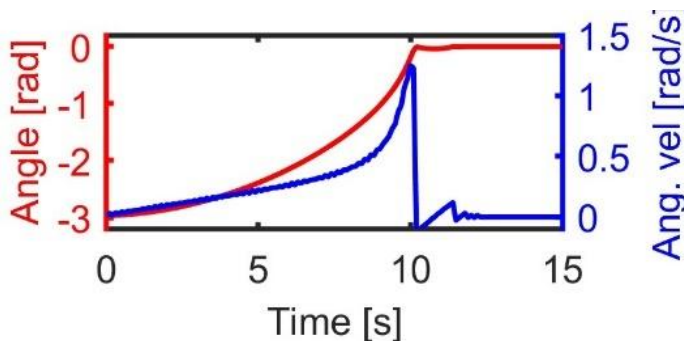


Рисунок 3.8. Зміна стану у випадку 2.

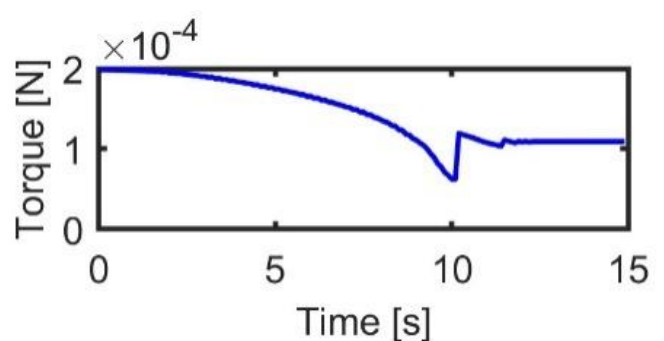


Рисунок 3.9. Зміна крутного моменту у випадку 2.

Як видно з Рисунок 3.10, 3.11, коли ІІІ навчається за допомогою Cost 3, він розгортає структуру за вказаний час і забезпечує більш плавні варіації кутових швидкостей і керуючих моментів, ніж коли використовуються Cost 1 і Cost 2.

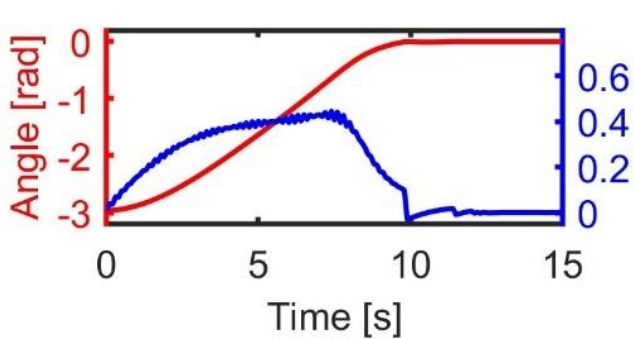


Рисунок 3.10. Зміна стану у випадку 3.

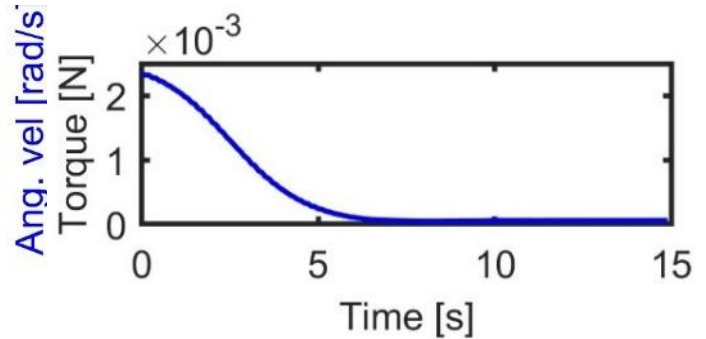


Рисунок 3.11. Зміна крутного моменту у випадку 3.

Випадок 4 відповідає ситуації, коли коефіцієнт тертя під час тестування на розгортання нижчий, ніж під час навчання. З рис. 12 видно, що в цьому випадку розгортання конструкції відбувається значно швидше, ніж потрібно. Крім того, в кінці розгортання спостерігаються високі кутові швидкості шарнірних елементів.

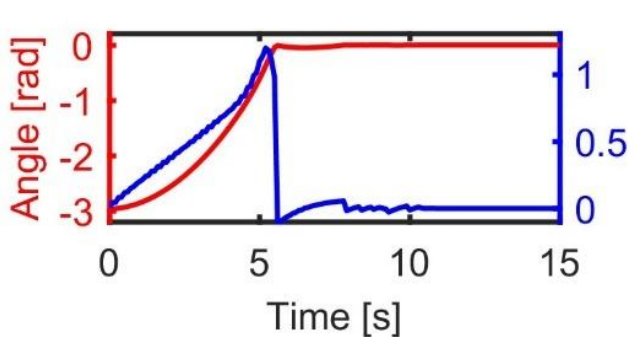


Рисунок 3.12. Зміна стану у випадку 4.

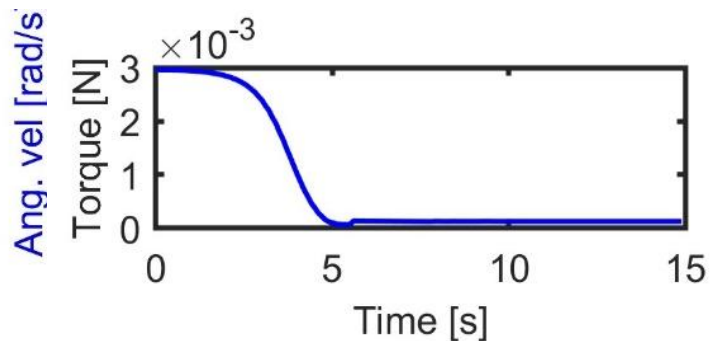


Рисунок 3.13. Зміна крутного моменту у випадку 4.

У випадку 5 коефіцієнт тертя під час тестування на розгортання більший, ніж під час навчання. З рис. 3.14 видно, що в даному випадку розгортання конструкції не завершується протягом зазначеного часу. Для таких випадків ІІІ має пройти додаткову підготовку. Як видно з рис. 3.16, 3.17, ІІІ в обох випадках вимагає

близько 300 додаткових тренувальних епізодів, щоб мати можливість розгорнути структуру за заданий час. У цьому випадку ваги керуючих впливів були змінені на 0,5.

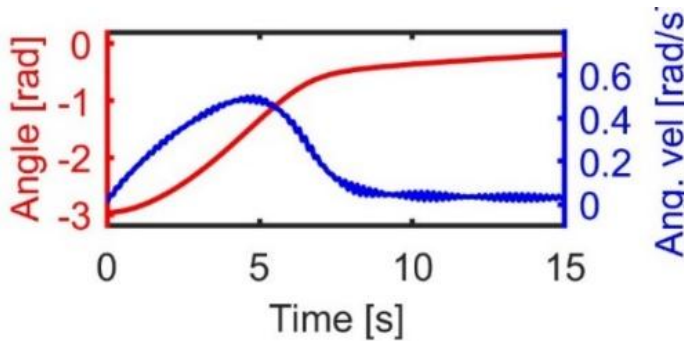


Рисунок 3.14. Зміна стану у випадку 5.

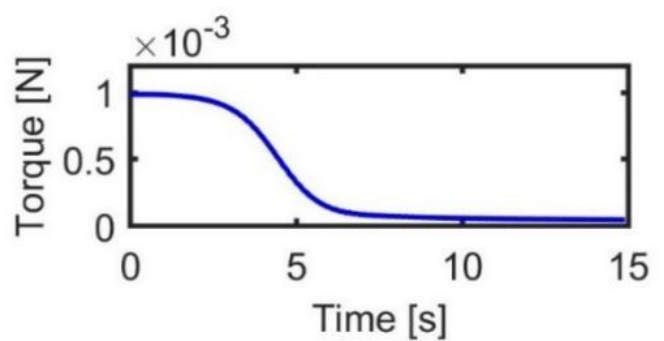


Рисунок 3.15. Зміна крутного моменту у випадку 5.

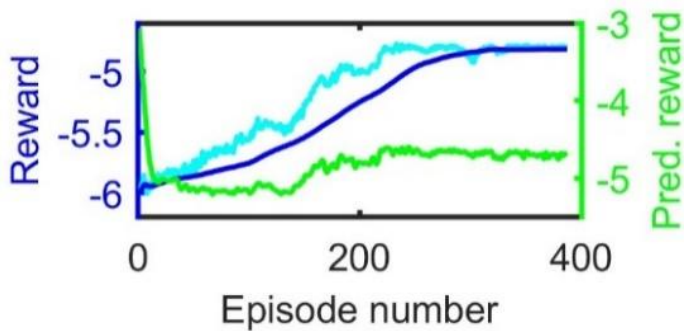


Рисунок 3.16. Варіація винагороди під час додаткового навчання у випадку 4.

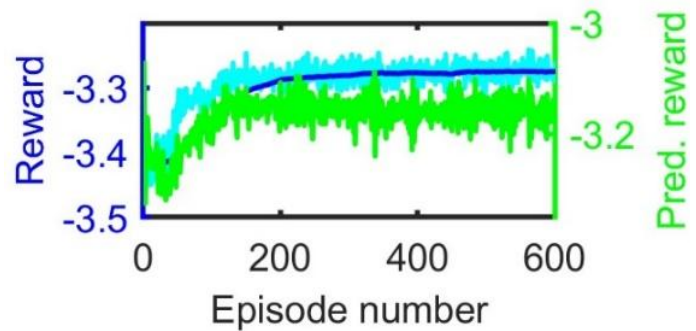


Рисунок 3.17. Варіація винагороди під час додаткового навчання у випадку 5.

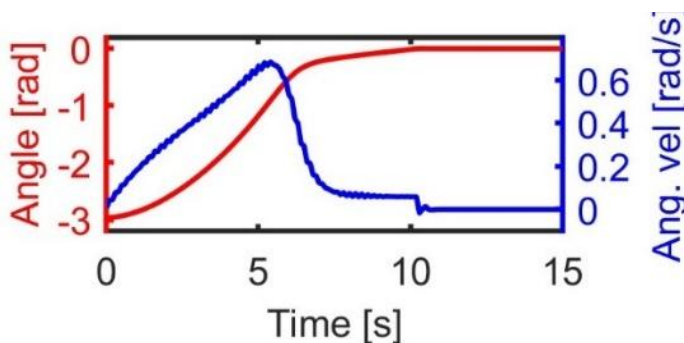


Рисунок 3.18. Варіація стану для додатково навченого ІА у випадку 5.

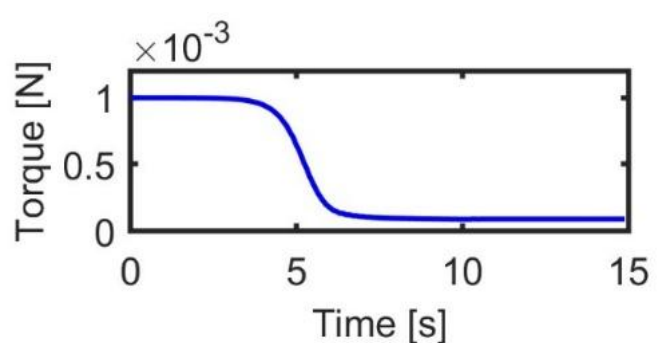


Рисунок 3.19. Зміна крутного моменту для додатково навченого ІА у випадку 5.

На рисунках 3.20-23 показано варіацію кумулятивної винагороди під час навчання ШІ з використанням різних функцій активації на виході актора. З рис. 3.20

видно, що обмеження середньоквадратичного відхилення керуючих впливів ІІІ в діапазоні $[0...1]$ забезпечує стабільний процес навчання. Водночас більші обмеження на стандартне відхилення керуючих дій не тільки уповільнюють процес навчання, але й роблять його менш стабільним. Це добре видно з рис. 3.21, де під час навчання ІІІ стандартне відхилення керуючих дій обмежено діапазоном $[0...0,1]$.

На рис. 3.22-23 показано випадки, коли стандартне відхилення керуючих дій ІА не обмежене. У цьому випадку ІІІ навчається швидше, ніж у випадку 3, оскільки він активніше досліджує простір станів-дій, але його продуктивність може погіршитися під час навчання.

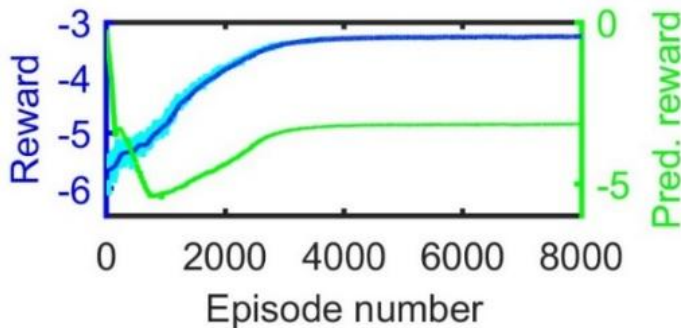


Рис. 3.20. Зміна винагороди під час навчання у випадку 3.

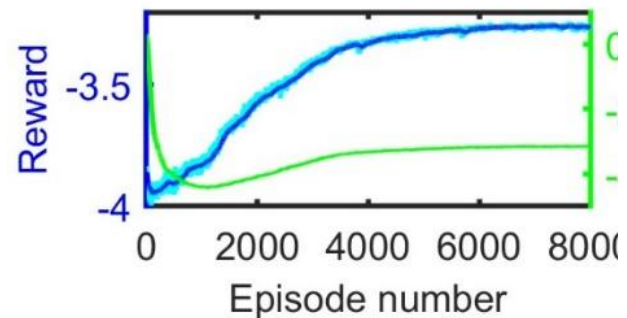


Рис. 3.21. Зміна винагороди під час навчання у випадку 6.

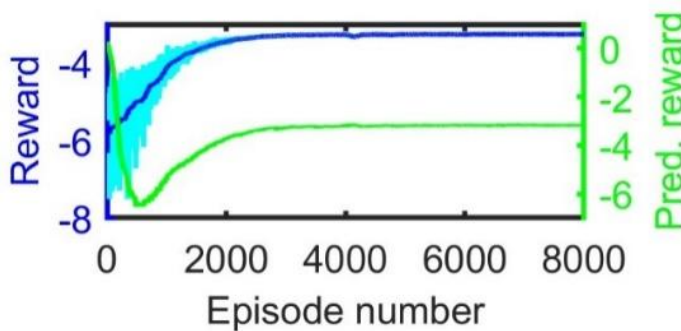


Рис. 3.22. Зміна винагороди під час навчання у випадку 7.

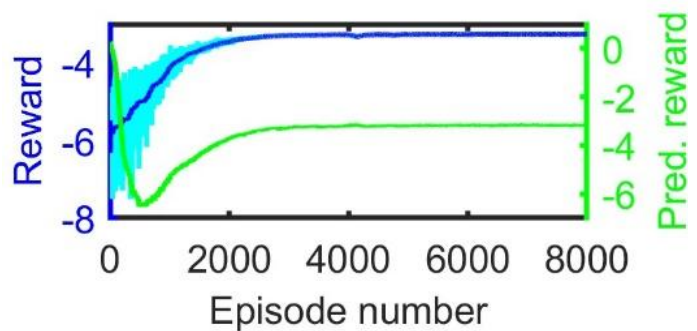


Рис. 3.23. Зміна винагороди під час навчання у випадку 8.

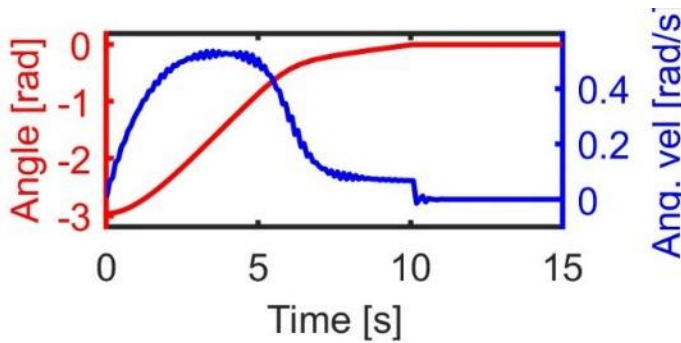


Рисунок 3.24. Зміна стану у випадку 8.

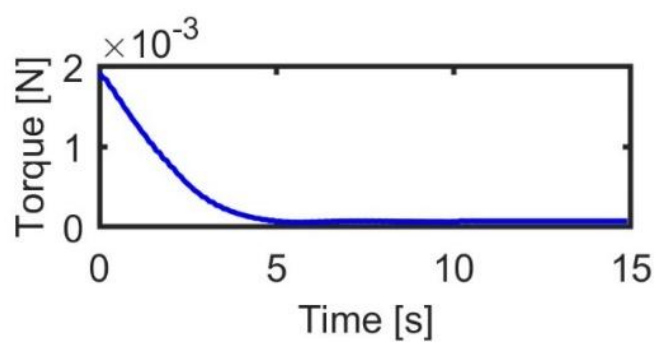


Рисунок 3.25. Зміна крутного моменту у випадку 8.

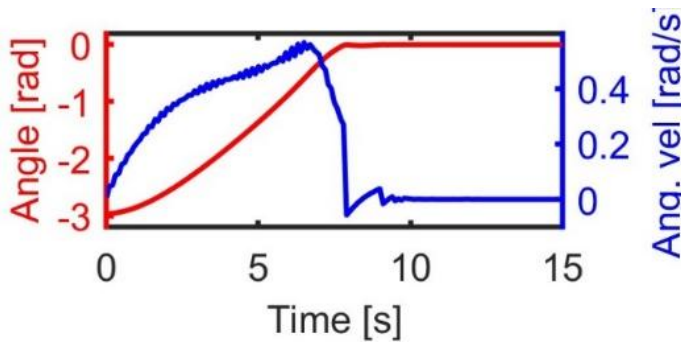


Рисунок 3.26. Зміна стану у випадку 9.

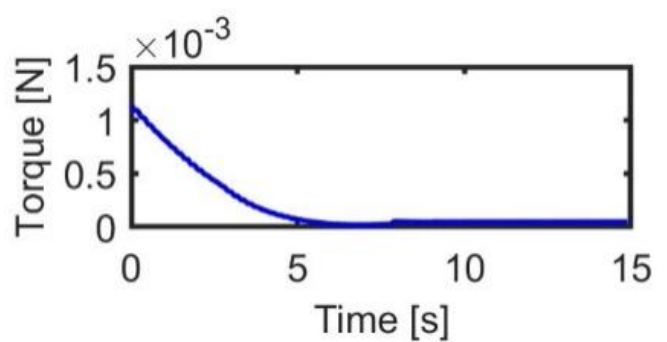


Рисунок 3.27. Зміна крутного моменту у випадку 9.

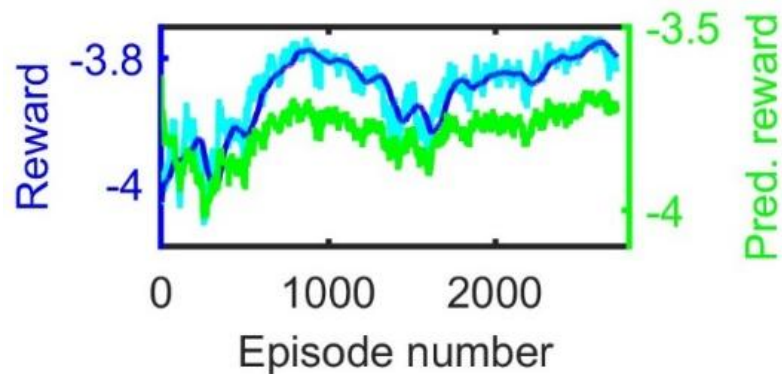


Рисунок 3.28. Варіація винагороди під час додаткового навчання у випадку 9.

На рис. 3.24–28 показано результати для ШІ, коли функції SoftPlus використовуються як для середнього, так і для вихідного значення стандартного відхилення актора НМ. Такі функції активації обмежують вихід в область позитивних значень. З рис. 3.24 видно, що такий ШІ забезпечує розгортання конструкції за заданий час, при цьому керуючий момент швидше змінюється від

максимального до мінімального значення (рис. 3.25). Як і в розглянутих раніше випадках, застосування цього ІА до системи з меншим тертям призводить до того, що конструкція розгортається швидше, ніж потрібно. Спроба додатково навчити ІІІ у випадку 9 не була настільки успішною в порівнянні з раніше розглянутими випадками з точки зору необхідних епізодів і стабільності.

Таким чином, можна зробити висновок, що функції активації $\tanh$ з наступним шаром масштабування є найкращим варіантом для виходу актора. Така архітектура дозволяє обмежити керуючі дії з урахуванням їх технічної реалізації, а також забезпечити швидке та стабільне навчання ІІІ.

3. 5. Висновок до третього розділу

Уперше запропоновано застосування НІ до задачі керування розгортанням трансформованих стрижневих космічних конструкцій, що дозволяє враховувати складну нелінійну динаміку, обмеження на керуючі дії та відсутність повної математичної моделі у формі, зручній для традиційних методів оптимізації.

Розроблено спрощену, але фізично обґрунтовану модель однієї секції трансформованої антени з використанням пакету *HotInt*. У моделі реалізовано обмеження на знак крутного моменту, вплив в'язкого тертя та межі допустимого кута між V-подібними елементами. Це дозволило створити придатну до практичного використання тестову платформу для навчання інтелектуального агента.

Здійснено реалізацію керування на основі глибокого навчання з підкріпленням за алгоритмом ПОП, який включає структуру актор-критик на базі багат шарових НМ. Сформульовано декілька варіантів функцій вартості, що використовуються як цільові функції під час навчання, включно з критеріями часу розгортання, кутової швидкості та інтенсивності керуючих дій. Найкращі результати з точки зору плавності й точності розгортання досягнуто при використанні функції вартості 3 з адаптивними вагами.

Проведено комплексну серію навчальних і тестових симуляцій у дев'яти варіантах налаштувань агентів, які різнилися функціями вартості, коефіцієнтами тертя в шарнірах, функціями активації та параметрами масштабування. Дослідження підтвердило, що:

1) застосування функцій вартості, які враховують і енергетичні, і кінематичні характеристики, забезпечує найкращий баланс між точністю та плавністю;

2) функції активації типу $\tanh$ із подальшим масштабуванням демонструють вищу стабільність і передбачуваність поведінки агента порівняно з SoftPlus.

Показано, що навчений ШІ здатен адаптуватися до змін динамічних характеристик конструкції, таких як зміни коефіцієнта тертя, шляхом додаткового донавчання на нових траєкторіях. Для цього потрібно приблизно 300 додаткових епізодів тренування, що демонструє хорошу потенційну життєздатність підходу при адаптації до реальних умов.

Встановлено, що керування розгортанням, реалізований на основі ШІ, забезпечує плавне, швидке і кероване досягнення кінцевої конфігурації, що не поступається результатам класичних оптимізаційних підходів, але перевершує їх за адаптивністю до змін середовища та обмежень актуаторів.

Отримані результати мають високу практичну значущість для керування процесом розгортання легких космічних конструкцій, зокрема антен, які використовують тросово-шківні приводи. Метод може бути розширено для багатосекційних моделей та інтегрований у реальні системи автоматичного керування з використанням обмежених ресурсів на борту.

РОЗДІЛ 4 КЕРУВАННЯ ВІДЦЕНТРОВИМ РОЗГОРТАННЯМ ТРИСЕКЦІЙНОЇ ШТАНГИ МІНІСУПУТНИКА

Згідно проведеного аналізу в розділі 1, значний науковий інтерес спостерігається в задачах точного моделювання динаміки розгортання ККТ для мінісупутників, а особливу увагу було надано стрілоподібним ККТ.

Далі запропоновано дослідити процеси відцентрового розгортання трисекційної стріли та попередньо проаналізувати доцільності використання цього способу розгортання для мінісупутників дистанційного зондування Землі. Головний принцип розгортання таким способом полягає у використанні відцентрованих сил конструкції під час обертання космічного апарату.

4. 1. Мінісупутники з великими приєднаними елементами, що трансформуються

Конструкція космічного апарату (КА) може включати різні навісні елементи великих розмірів, такі як сонячні батареї, антени, стріли тощо. Обмежений простір під обтічником ракети-носія призводить до необхідності трансформації таких елементів, що дозволяє виводити їх на орбіту в складеному стані, а потім розгортати конструкцію в робочий стан. Розгортання трансформованих конструкцій у космічному просторі є непростим завданням, оскільки часто необхідно задовольнити високі вимоги до експлуатаційних характеристик і надійності в умовах обмежень по масі, енергоспоживанню та інших. У зв'язку з цим процеси розгортання трансформованих конструкцій викликають значний інтерес у науковців. Наприклад, моделюванню розгортання антен присвячені роботи [48-50, 58]. Результати розв'язання різноманітних задач, що виникають при розробці трансформованих бонових загороджень, представлені в публікаціях [93 - 96].

Незважаючи на те, що раніше більшість проектів з трансформованими структурами вимагали великих супутників, сьогодні все частіше використовуються

малі супутники. Одним з таких прикладів є МС з РЛС [51]. Недорогі малі супутникові системи мають потенціал для розширення спектру застосувань РСА і підвищення їхньої комерційної привабливості.

Для створення МС з ПС необхідно використовувати підходи та рішення, які відрізняються від тих, що традиційно застосовуються для великих космічних апаратів. Одним з таких перспективних підходів є використання замість традиційної антени з фазованою антенною решіткою (ФАР), що розгортається, антени з відбивачем, яка позиціонується за допомогою трансформованої стріли [52]. У цьому випадку становить інтерес розгляд можливості зменшення ваги стріли за рахунок відмови від використання сервоприводів у системі розгортання. Прикладом такої конструкції є полімерна стріла, армована вуглецевим волокном, зі спеціальним поперечним перерізом. Така технологія дозволяє намотувати стрілу як стрічку на барабан, а після запуску космічного апарату, за рахунок внутрішнього попереднього напруження, розмотувати її і формувати досить жорстку прямолінійну конструкцію [97]. Однак задовольнити жорсткі вимоги до точності позиціонування ДРА відносно фідерних рупорів за такою технологією видається проблематичним. Більш перспективною конструкцією є багатосекційна штанга з вуглепластикових труб. Розгортання такої конструкції відбувається за рахунок відцентрових сил під час обертання космічного апарату [98]. Наразі існує успішний орбітальний досвід використання таких стріл для космічних апаратів, стабілізованих обертанням [99]. Проте, у зв'язку з тим, що особливості функціонування таких супутників суттєво відрізняються від КА ДЗЗ, становить інтерес дослідження доцільності використання відцентрового розгортання для цього класу супутників.

4. 2. Опис системи та постановка задачі

МС містить платформу, до якої за допомогою штанги, що трансформується, кріпиться трансформована антена (рис. 4.1). Перед розгортанням стріла та антена фіксуються на корпусі МС у складеному стані (рис. 4.1a).

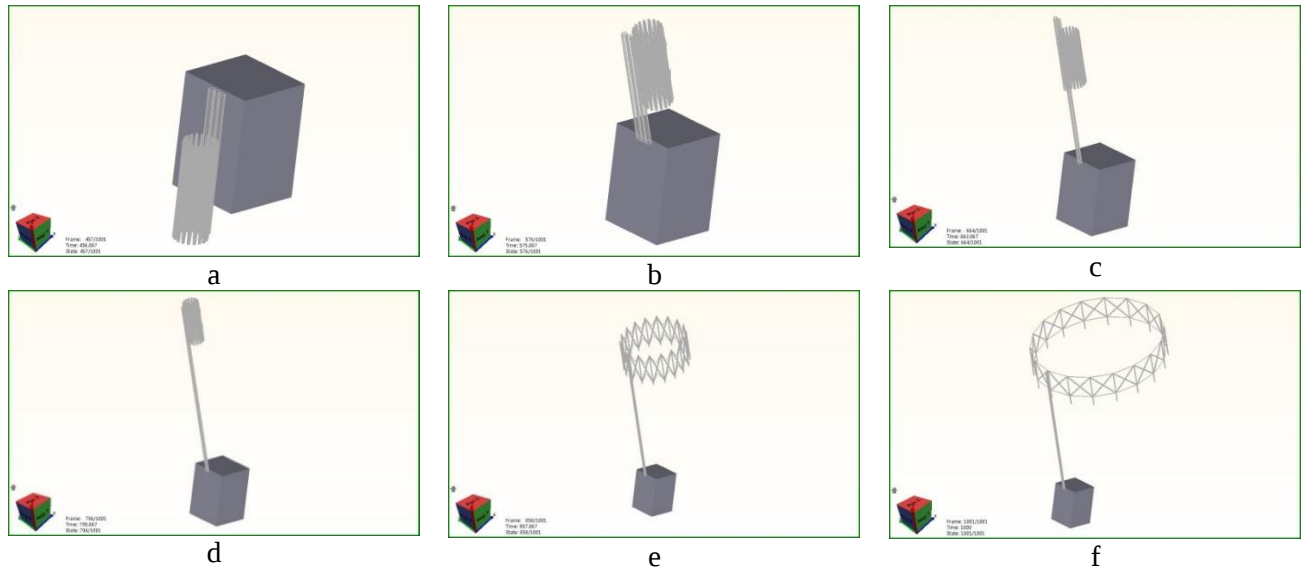


Рисунок 4.1 - Етапи розгортання приладу

Секції стріли з'єднані шарнірами з одним ступенем свободи обертання. Кожен з шарнірів стріли має стопорний механізм, який замикається при досягненні заданого кута розгортання. Секції штанги послідовно розгортаються під дією відцентрових сил при обертанні МС в необхідному напрямку (рис. 4.1b-d). Після завершення розгортання стріли починається розгортання рефлектора, яке в цьому розділі не розглядається.

Щоб зробити висновок про доцільність такого способу розгортання, необхідно вирішити наступні завдання:

- побудувати математичну модель для моделювання відцентрового розгортання стріли;
- змодельовати процеси розгортання стріли та оцінити необхідні керуючі дії і навантаження, що діють на конструкцію.

4. 3. Математична модель

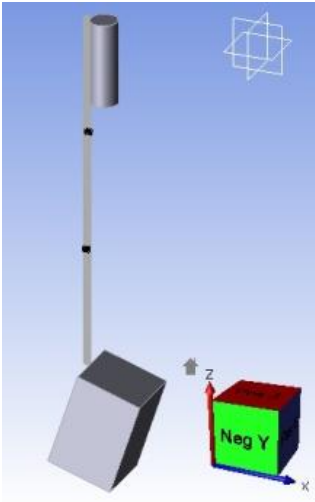


Рисунок 4.2 - Механічна модель МС

Для моделювання процесів розгортання стріли БС представлено у вигляді системи багатьох тіл (рис. 4.2). Платформа БС і укладена антена моделюються абсолютно жорсткими тілами, а стріла - трьома гнучкими стрижнями трубчастого перерізу. Антена прикріплена до стріли за допомогою нерухомого шарніра. Шарніри з одним ступенем свободи обертання використовуються для з'єднання секцій стріли між собою, а також для кріплення її до платформи МС.

Для опису динаміки МС були використані наступні координатні рамки:

$O_I x_I y_I z_I$ інерціальна система координат (ІСК) з початком у центрі мас Землі O_I , вісь $O_I y_I$ спрямована вздовж осі обертання Землі, а вісь $O_I z_I$ вказує на точку весняного рівнодення в дану епоху;

$O_S^j x_S^j y_S^j z_S^j$ системи координат, закріплені з тілами (СКМ) з початками в їхніх центрах мас і осями, що збігаються з центральними осями інерції відповідних тіл. Тут і далі надрядковий індекс j позначає номер тіла в такій послідовності: 1 - платформа МС; 2...4 - секції стріли; 5 - антена.

$O_S x_O y_O z_O$ орбітальна система відліку (ОСВ) з початком у центрі мас КА, вісь $O_S z_O$ спрямована вздовж вектора положення центру мас КА відносно центру Землі, вісь $O_S y_O$ спрямована вздовж вектора кутового моменту орбітального руху КА.

Матрицю ротації T_{IO} від ІСК до ОСВ можна подати у вигляді

$$T_{IO} = T_u T_i T_\Omega,$$

$$T_i = \begin{bmatrix} ci & si & 0 \\ -si & ci & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, T_\Omega = \begin{bmatrix} c\Omega & 0 & -s\Omega \\ 0 & 1 & 0 \\ s\Omega & 0 & c\Omega \end{bmatrix}, T_u = \begin{bmatrix} cu & 0 & -su \\ 0 & 1 & 0 \\ su & 0 & cu \end{bmatrix}.$$

де Ω - довгота висхідного вузла, i - нахил орбіти, u - аргумент широти, тут і далі символи c і s позначають в матрицях переходів $\cos$ і $\sin$ відповідно.

Положення осей СКО відносно ОРЧ визначається трьома кутами Ейлера: рилання ψ^j , тангажу ϕ^j , крену ϑ^j . Матриця повороту від ОСВ до СКО має наступний вигляд:

$$T_{OS}^j = T_{\psi}^j T_{\phi}^j T_{\vartheta}^j,$$

де

$$T_{\psi}^j = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\psi^j & s\psi^j \\ 0 & -s\psi^j & c\psi^j \end{bmatrix}, T_{\phi}^j = \begin{bmatrix} c\phi^j & 0 & -s\phi^j \\ 0 & 1 & 0 \\ s\phi^j & 0 & c\phi^j \end{bmatrix}, T_{\vartheta}^j = \begin{bmatrix} c\vartheta^j & s\vartheta^j & 0 \\ -s\vartheta^j & c\vartheta^j & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Кути Ейлера зручні для розуміння маневрів орієнтації КА, але відомо, що кінематичні рівняння для цих параметрів мають сингулярні стани. У зв'язку з цим для визначення орієнтації СКО відносно ОСВ при моделюванні динаміки КА і проектуванні системи керування використовувався вектор, складений з кватерніонних компонент $Q^j = [q_0^j, q_1^j, q_2^j, q_3^j]^T$.

Компоненти кватерніона Q^j виражаються через кути Ейлера наступним чином:

$$q_0^j = c(\vartheta^j/2)c(\phi^j/2)c(\psi^j/2) + s(\vartheta^j/2)s(\phi^j/2)s(\psi^j/2),$$

$$q_1^j = c(\vartheta^j/2)c(\phi^j/2)s(\psi^j/2) - s(\vartheta^j/2)s(\phi^j/2)c(\psi^j/2),$$

$$q_2^j = c(\vartheta^j/2)s(\phi^j/2)c(\psi^j/2) + s(\vartheta^j/2)c(\phi^j/2)s(\psi^j/2),$$

$$q_3^j = s(\vartheta^j/2)c(\phi^j/2)c(\psi^j/2) - c(\vartheta^j/2)s(\phi^j/2)s(\psi^j/2).$$

Зв'язок між кватерніонною похідною та кутовою швидкістю відносно ОСВ $\tilde{\omega}^j$ можна виразити наступним чином:

$$\dot{Q}^j = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & (-\tilde{\omega}^j)^T \\ \tilde{\omega}^j & (-\tilde{\omega}^j)^\times \end{bmatrix} Q,$$

$$\text{де } (\tilde{\omega}^j)^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{\omega}_3^\times & \tilde{\omega}_2^\times \\ \tilde{\omega}_3^\times & 0 & -\tilde{\omega}_1^\times \\ -\tilde{\omega}_2^\times & \tilde{\omega}_1^\times & 0 \end{bmatrix}.$$

Переміщення i -го вузла гнучких тіл в результаті їх деформацій визначаються наступним чином:

$$\Delta_i^j = \Psi_i^j Y^j, \quad (4.1)$$

де Ψ_i^j - матриця форми власних коливань для i -го вузла гнучкого тіла; Y^j - вектор модальних координат.

Положення i -го вузла гнучкого тіла в ІСК визначається наступним чином:

$$P_i^j = X_o^j + T_{SI}^j (\xi_i^j + \Delta_i^j), \quad (4.2)$$

де X_o^j - вектор положення центру мас гнучкого тіла в ІСК; ξ_o^j - вектор положення i -го вузла в СКО; $T_{SI}^j = (T_{IO})^T (T_{OS}^j)^T$ - матриця повороту від СКО до ІСК.

З'єднання використовуються для з'єднання двох тіл. Положення вузлів з'єднання описується за допомогою двох систем відліку. Умовно назвемо їх системою координат дії (СКД) та системами координат основи (СКО).

Нерухомий шарнір обмежує три поступальні та обертальні ступені свободи одного тіла відносно іншого, тому положення та орієнтація СКД повинні бути фіксованими відносно СКО. Ці обмеження можна описати наступним чином:

$$\Phi_T = r_a - r_b = 0, \quad \Phi_R = \begin{bmatrix} g_b^T h_a \\ h_b^T f_a \\ f_b^T g_a \end{bmatrix} = 0 \quad (4.3)$$

де r_a , r_b - вектори абсолютних переміщень СКД та СКО відповідно; f_a , g_a , h_a - вектори осей x , y , z СКД; f_b , g_b , h_b - вектори осей x , y , z СКО.

Сила обмеження та крутний момент визначаються за допомогою множників Лагранжа:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_a \\ \mathbf{T}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_T \\ \lambda_R \end{bmatrix}. \quad (4.4)$$

Обертальний шарнір обмежує три поступальні та дві обертальні ступені свободи. У зв'язку з цим обмеження на поступальні ступені свободи мають такий самий вигляд, як і в нерухомому шарнірі, а обмеження на ступені свободи обертання відносно осей x та y задаються наступним чином:

$$\Phi_R = \begin{bmatrix} h_b^T \mathbf{f}_a \\ h_b^T \mathbf{g}_a \end{bmatrix} = 0. \quad (4.5)$$

Обмежувальний момент визначається за допомогою множників Лагранжа наступним чином:

$$\mathbf{T}_a = \lambda_R + \mathbf{A}_b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \lambda_D + \lambda_F \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

де $\mathbf{A}_b$ - матриця орієнтації СКО; λ_D - крутний момент, необхідний для обертання шарніра; λ_F - момент тертя.

У загальному випадку загальний момент тертя можна розрахувати наступним чином

$$\lambda_F = \lambda_P + \lambda_R + \lambda_A + \lambda_B.$$

Коли з'єднання знаходиться під попереднім навантаженням, наприклад, при стисканні, момент тертя повинен розглядатися як наступне рівняння

$$\lambda_P = \frac{\mu(v)}{\mu_s} \lambda_{P0},$$

де v - швидкість у точці контакту між поверхнями з'єднання; μ - коефіцієнт тертя; μ_s - статичний коефіцієнт тертя; λ_{P0} - статичний крутний момент, зумовлений силою попереднього тертя.

Коли до з'єднання прикладена обмежена сила в радіальному напрямку, момент тертя можна розрахувати за формулою.

$$\lambda_R = \mu(v) R_p F_R,$$

де, R_p - радіус штифта; F_R - сила притискання в радіальному напрямку.

Коли до з'єднання прикладена обмежена сила в осьовому напрямку, момент тертя може бути розрахований наступним чином

$$\lambda_A = \mu(v) R_A F_A,$$

де R_A - фрикційне плече; F_A - обмежена сила в осьовому напрямку.

Коли обмежена сила в радіальному напрямку може зникнути внаслідок силової рівноваги, згинальний момент може залишатися в з'єднанні. У цьому випадку момент тертя можна розрахувати за формулою

$$\lambda_B = \mu(v) R_p \frac{M_b}{L_b},$$

де M_b - згинальний момент; L_b - плече реакції згину.

Розглядаючи наступний вектор стану $X = [R^1, \dots, R^5, Q^1, \dots, Q^5, Y^2, \dots, Y^4]^T$ та враховуючи представлення гнучких переміщень (4.1)-(4.2) та обмеження (4.3)-(4.6), рівняння динаміки МС під час розгортання стріли можуть бути отримані за допомогою формалізму Лагранжа і представлені в наступному загальному вигляді:

$$M(X, t) \ddot{X} + D(X, \dot{X}, t) \dot{X} + C(X, t) X + \Phi_X^T \Lambda = V(t) \quad (4.7)$$

$$\Phi(X) = 0,$$

де $M(X, t)$ - матриця мас; $D(X, \dot{X}, t)$ - вектор, що містить гіроскопічні та демпфуючі члени; $C(X, t)$ - вектор жорсткості системи, $V(t)$ - вектор неконсервативних узагальнених сил, спричинених дією актуаторів та збурень; Λ - вектор множників Лагранжа.

Матриця демпфування була побудована пропорційно матриці жорсткості.

4. 4. Керування положенням МС

Керуючі впливи синтезовано без урахування гнучкості МС. Використовуючи новий вектор стану $\tilde{X} = [x_1, x_2]^T = [Q^1, \dot{Q}^1]^T$, вихідну нелінійну систему рівнянь (4.7) перетворено до еквівалентної лінійної системи [100].

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = U \quad (4.8)$$

У рівнянні (8) кватерніон інтерпретується як керування, а керуючий момент, що діє на МС, обчислюється за допомогою наступного перетворення:

$$T_u = 2J(q_0\tilde{u} - u_0q^1 - q^1 \times \tilde{u}) - \omega_0 J(\omega \times e_n) + \omega^1 \times J\omega^1, \quad (4.9)$$

де J - матриця інерції МС, ω^1 - вектор абсолютної кутової швидкості МС у нерухомій системі відліку платформи; ω_0 - орбітальна кутова швидкість; e_n - представлення одиничного вектора, нормального до площини орбіти, у СКО; u_0 , $\tilde{u}$ - скалярна та векторна частини кватерніона U відповідно.

Керуючий момент включає в себе умови прямого і зворотного зв'язку:

$$T_u = T_u^f + T_u^b, \quad U = U^f + U^b$$

Тут надрядкові знаки f і b позначають керування за прямим і зворотним зв'язком відповідно.

Динаміка помилки ставлення E може бути описана наступним рівнянням

$$\ddot{E} = U^b,$$

Ця установка являє собою чотири незв'язані подвійні інтегратори і може бути стабілізована чотирма пропорційно-похідними регуляторами, як показано нижче:

$$U^b = -k_p E - k_d \dot{E},$$

Коефіцієнти підсилення регуляторів обираються за допомогою розподілу Баттерворта наступним чином:

$$k_p = \Omega^2, \quad k_d = 1.4\Omega,$$

де Ω - пропускна здатність регулятора.

Після знаходження регуляторів прямого і зворотного зв'язку, фізично реалізований момент керування можна знайти за допомогою перетворення (9).

4. 5. Результати моделювання

Розгортання стріли було змодельовано з використанням наступних вихідних даних:

Жорсткі тіла.

Матриця маси та інерції платформи MS $m^1 = 200$ кг та

$J^1 = \text{diag}(21.171, 21.211, 15.979) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, відповідно;

Маса та матриця інерції покладеної антени $m^5 = 7.406$ кг і

$J^5 = \text{diag}(0.503, 0.503, 0.073) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, відповідно.

Гнучкі тіла.

Довжина окремої секції стріли 1,227 м; поперечний переріз стріли - труба діаметром 0,06 м і товщиною стінки 0,003 м; маса окремої секції стріли 6 кг; модуль Юнга 120 ГПа; коефіцієнт Пуассона 0,3.

Шарніри обертання.

Коефіцієнт статичного тертя - 0,5; коефіцієнт динамічного тертя - 0,3; поступальна швидкість прилипання - $1e-4$ м/с; максимальна деформація прилипання - $1e-5$ м.

Спочатку ми розглянемо сценарій розгортання буму № 1.

На першому етапі до платформи навколо осі z на часовому інтервалі 10 с прикладається постійний керуючий момент -2 Н (рис. 4.3). На цьому етапі відпускається кріплення стріли до платформи МС і вона разом з антеною починає обертальний рух навколо шарніра 1 до фіксації блокувального механізму. Після цього відбувається стабілізація МС у номінальній орієнтації. У момент замикання шарніра кутова швидкість МС становила близько 0,6 рад/с.

На другому етапі до платформи прикладається постійний керуючий момент -2 Н навколо осі x також на часовому інтервалі 10 с (рис. 4.4) і кріплення першої секції стріли відпускається, а друга і третя секції разом з антеною починають обертальний рух навколо шарніра 2 до моменту замикання механізму її фіксації. Після цього супутник також стабілізується в номінальній орієнтації. Другий шарнір фіксується при кутовій швидкості МС близько $0,2$ рад/с.

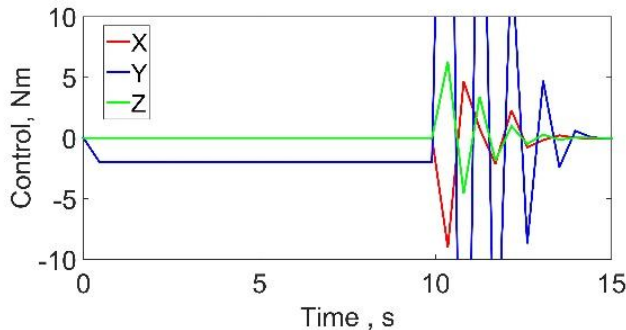


Рисунок 4.3 - Зміна моменту керування МС на етапі 1 розгортання (сценарій № 1)

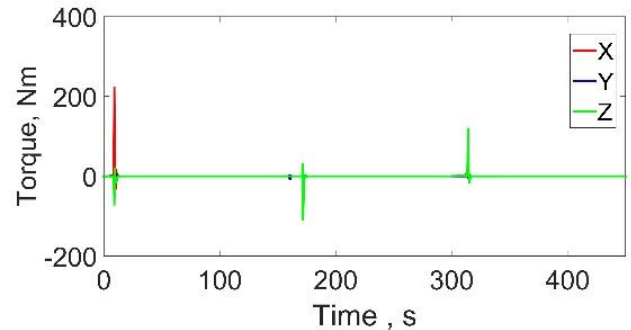


Рисунок 4.4 - Зміна моменту керування МС на етапі 2 розгортання (сценарій № 1)

На завершальному етапі до платформи навколо осі x на часовому інтервалі 12 с прикладається постійний керуючий момент 2 Н, відпускається кріплення третьої секції штанги, і вона разом з антеною починає обертальний рух навколо шарніра 3 до фіксації його замикаючого механізму. Після цього супутник також стабілізується в номінальній орієнтації. У момент замикання шарніра кутова швидкість МС становила близько $0,1$ рад/с.

На рис. 4.6 показано зміну кутів повороту шарнірів. У симуляції прибраному положенню стріли відповідають кути -90 і 180 градусів для шарніра 1 і шарнірів 2, 3 відповідно. Як видно з рис. 4.6, всі секції стріли повністю розгорнуті, а їх з'єднання зафіксовані, однак, як впливає з рис. 4.7, 4.8, з'єднання секцій стріли відчувають значні навантаження в момент фіксації з'єднання (до 300 Нм). Крім того, рис. 4.3-4 ілюструють, що при використанні розглянутих законів керування для стабілізації МС після замикання шарнірів потрібен великий керуючий момент. Тому для практичної реалізації цього сценарію необхідно розробити більш

досконалі алгоритми демпфування кутових швидкостей з урахуванням обмежень приводу.

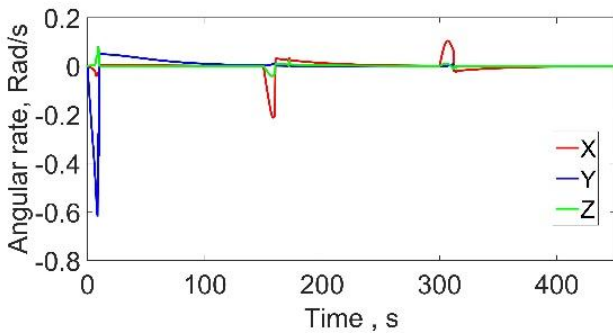


Рисунок 4.5 - Зміна кутової швидкості
МС (сценарій № 1)

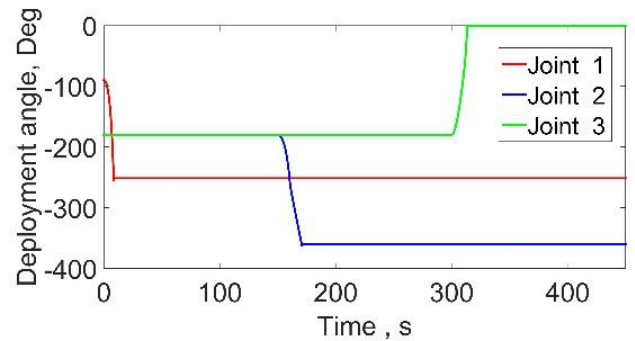


Рисунок 4.6 - Зміна кута спільного
розгортання (сценарій № 1)

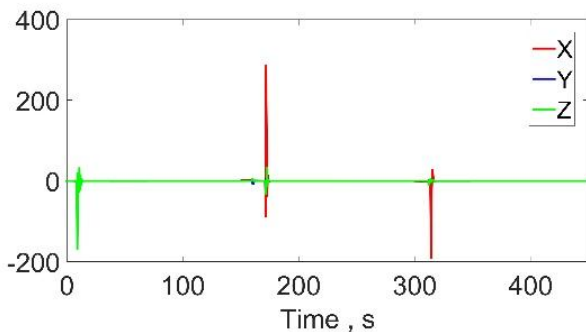


Рисунок 4.7 - Зміна крутного моменту в
з'єднанні 1 (сценарій № 1)

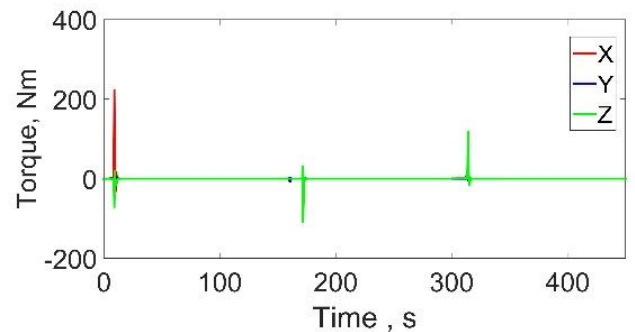


Рисунок 4.8 - Зміна крутного моменту в
з'єднанні 2 (сценарій № 1)

Розглянемо сценарій розгортання №2, в якому система керування спочатку забезпечує необхідну кутову швидкість БК на кожному етапі розгортання стріли. Наприклад, для першого етапу момент подачі та траєкторія руху МС задається наступним чином

$$\mathbf{T}_u^F = \begin{bmatrix} 0 \\ -\mathbf{T}_c \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{g}^1 \\ \phi^1 \\ \psi^1 \end{bmatrix} = 0.5\mathbf{J}((t - t_s) + \tilde{\omega}_0^1)(t - t_s) + \begin{bmatrix} \mathbf{g}_0^1 \\ \phi_0^1 \\ \psi_0^1 \end{bmatrix},$$

$$\tilde{\omega}^1 = \mathbf{J}(t - t_s) + \tilde{\omega}_0^1,$$

де T_c - постійна величина керуючого моменту; t_s - час початку маневру; підрядковий індекс 0 позначає початкові кути та кутову швидкість МС.

Після набуття МС необхідної кутової швидкості відпускають кріплення відповідної секції стріли і починають її розгортання. На кожному етапі розгортання кутова швидкість МС підтримується постійною. Під час розгортання стріли момент подачі і траєкторія руху МС задається наступним чином

$$T_u^F = 0,$$

$$\begin{bmatrix} \vartheta^1 \\ \phi^1 \\ \psi^1 \end{bmatrix} = 0.5J((t_f - t_s) + \tilde{\omega}_0^1)(t_f - t_s) + \begin{bmatrix} \vartheta_0^1 \\ \phi_0^1 \\ \psi_0^1 \end{bmatrix} + J((t_f - t_s) + \tilde{\omega}_0^1)(t - t_f),$$

$$\tilde{\omega}^1 = J(t_f - t_s) + \tilde{\omega}_0^1$$

де t_f - час початку розгортання секції стріли.

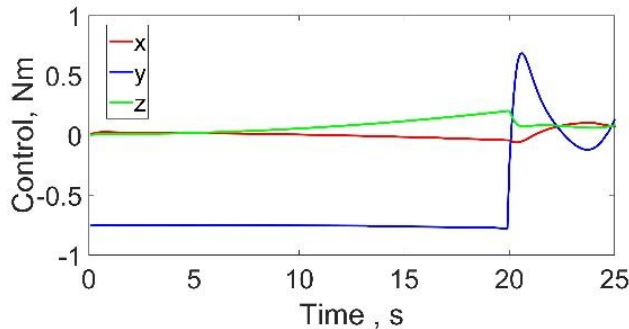


Рисунок 4.9 - Зміна моменту керування МС на етапі 1 розгортання (сценарій № 2)

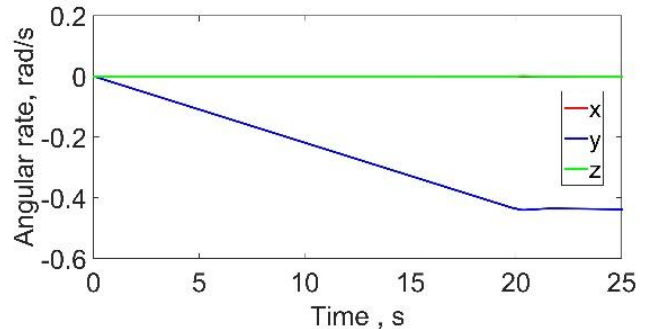


Рисунок 10 - Зміна кутової швидкості МС на етапі 1 розгортання (сценарій № 2)

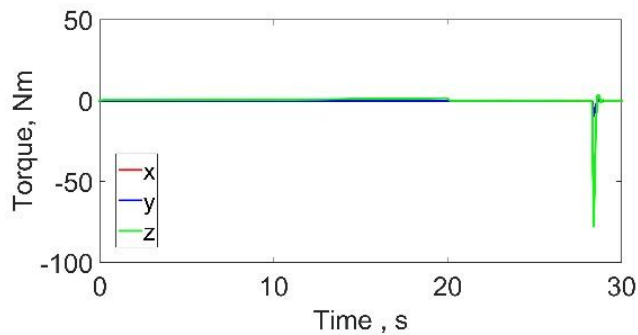


Рисунок 4.11 - Зміна крутного моменту в стикі 1 на етапі 1 розгортання (сценарій № 2)

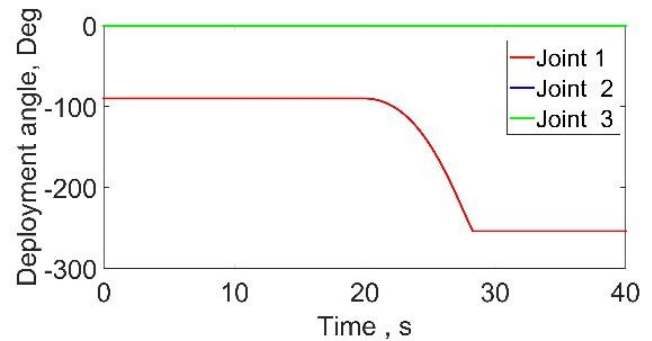


Рисунок 4.12 - Зміна кута спільного розгортання на етапі 1 розгортання (сценарій № 2)

Результати моделювання для такого сценарію наведені на рис. 4.9-12. Цей сценарій дозволяє забезпечити необхідну відцентрову силу шляхом безпосереднього керування кутовою швидкістю МС і таким чином зменшити навантаження на конструкцію при замиканні шарнірів стріли.

4. 6. Висновок до четвертого розділу.

У розділі наведено результати моделювання відцентрового розгортання трисекційної стріли на мінісупутнику спостереження Землі. Розроблено динамічну модель мінісупутника зі стріловою конструкцією. Результати моделювання дозволяють зробити висновок про можливість реалізації такої стратегії розгортання для мінісупутника, який може виконувати швидкі маневри повороту навколо трьох осей орбітальної системи відліку. Однак, для практичної реалізації необхідні додаткові дослідження з розробки алгоритмів керування орбітальним рухом мінісупутника, які забезпечать гарантований рівень надійності розгортання стріли та фіксації з'єднань з мінімальними навантаженнями на конструкцію. Ці питання можуть бути предметом подальших досліджень.

Запропоновано та обґрунтовано використання методу відцентрового розгортання трисекційної штанги для ДЗЗ. Показано, що такий спосіб дозволяє

уникнути складних приводних систем, зменшити масу та споживану потужність, що є критичним для мінісупутників.

Побудовано повний набір динамічних рівнянь системи за методом Лагранжа, що дало змогу точно оцінити навантаження на конструкцію в процесі розгортання. Було реалізовано два сценарії керування процесом розгортання штанги:

1) реалізується пряме прикладання моментів до супутника з послідовною фіксацією кожної секції штанги; під час симуляції зафіксовано значні кутові швидкості (до 0.6 рад/с) та пікові навантаження у шарнірах (до 300 Н·м), що вимагає високої точності керування.

2) забезпечується контрольована подача кутової швидкості до моменту розгортання кожної секції, що дозволяє зменшити ударні навантаження при фіксації та стабілізувати процес розгортання.

Показано, що сценарій з керованим формуванням кутової швидкості перед розгортанням секцій (сценарій 2) дозволяє забезпечити необхідну відцентрову силу та знизити ризик механічного перевантаження в критичних точках з'єднань, тому є більш ефективним з точки зору динамічних навантажень і енергетичної економічності.

Визначено, що для надійного завершення кожного етапу розгортання необхідно впровадити алгоритми демпфування кутових швидкостей, особливо на завершальному етапі кожного розгортального циклу, для уникнення перевантажень у шарнірах та збереження точності орієнтації супутника.

Результати дослідження можуть бути використані як основа для конструктивної оптимізації штанг трансформованих мінісупутників і побудови алгоритмів керування, які враховують обмеження по енергії, масі, механічній міцності та точності орієнтації в космосі.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішена актуальна науково-прикладна задача розробки моделей та методів для аналізу динаміки та керування розгортанням космічного радара на базі офсетної антени. За результатами дослідження отримано наступні наукові результати:

1. Удосконалено теоретичні підходи до моделювання ККТ, зокрема для космічних антен із гнучкою сіткою та ТШС. Доведено ефективність використання методології ФАВК, що забезпечує точне врахування великих деформацій, натягу тросів і особливостей контактної взаємодії в системах з гнучкими тілами. Показано переваги використання підходу абсолютних вузлових координат у порівнянні з традиційними методами моделювання систем зв'язаних тіл, зокрема в задачах великомасштабних деформацій, контактних взаємодій та впливу середовища.

2. Розроблено нові методики повномасштабного моделювання розгортання конструкцій типу "ферма-сітка-трос" з урахуванням основних нелінійних факторів: геометричної нелінійності, гнучкості тросів, тертя, демпфування та натягу тросів. Вперше проведено моделювання повної системи з оцінкою натягу тросів та синхронності розгортання.

3. Запропоновано нову архітектуру інтелектуального керування розгортанням ККТ на основі алгоритмів глибокого навчання з підкріпленням. Продемонстровано, що така стратегія, реалізована через РРО-алгоритм, дозволяє досягти адаптивного, плавного й ефективного керування навіть за умов варіацій у динаміці системи, що важливо при обмеженій інформації або за наявності непередбачуваних зовнішніх впливів. Установлено, що навчений агент здатен до донавчання та адаптації до нових умов, зберігаючи ефективність.

4. Досліджено особливості відцентрового розгортання стрілових конструкцій на мінісупутниках, що дозволило визначити найбільш раціональну стратегію – керовану зміну кутової швидкості з послідовною фіксацією секцій. Побудовано модель руху системи у вигляді рівнянь Лагранжа другого роду, що

дозволило точно оцінити динамічні навантаження. Обґрунтовано перевагу сценарію з керованим профілем швидкості, що дозволяє мінімізувати ударні навантаження, забезпечити точність орієнтації та зменшити потребу у складних приводах.

5. У дослідженні детально проаналізовано механізми та топології розгортання, включаючи телескопічні, ножичні, секційні й композитні структури, що дозволило виявити оптимальні варіанти з погляду масогабаритних характеристик, жорсткості та технологічності. Установлено ключові динамічні та топологічні фактори, що впливають на синхронність, стабільність і ефективність розгортання в умовах космічного середовища.

6. Практична значущість роботи полягає у створенні перевірених підходів до моделювання й керування ККТ, які можуть бути безпосередньо застосовані при розробці систем розгортання космічних антен, мінісупутникових конструкцій і складних трансформованих систем, орієнтованих на майбутні місії, з урахуванням обмежень на масу, енергію та ресурс обчислень.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ma X., Li T., Ma J., Wang Z., Shi C., Zheng S., Cui Q., Li X., Liu F., Guo H., Liu L., Wang Z., Li Y. Recent Advances in Space-Deployable Structures in China. Engineering. 2022. Vol.17. pp.207-219. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.eng.2022.04.013>
2. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Vasyliiev V.V. Modeling of centrifugal deployment of three-section minisatellite boom. Technical mechanics. 2021. Vol.4. pp.56-65. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/itm2021.04.056>
3. Han B., Yao Y., Zhou Y., Xu Y., Yao J., Zhao Y. Kinematic and dynamic characteristics' analysis of a scissor multi-rod ring deployable mechanism. Mech. Sci. 2023. Vol.14. pp.193–207. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.5194/ms-14-193-2023>
4. Sinn T., Proietti Zolla P., Endler S., Pfeiffer E. Towards A European Large Deployable Antenna: Overview of Current Development Activities. 68th International Astronautical Congress (IAC). Adelaide, Australia. 2017. [Онлайн]. Доступно: <https://iafastro.directory/iac/paper/id/39651/abstract-pdf/IAC-17,C2,2,2,x39651.brief.pdf?2017-03-23.11:13:51>
5. Sinn T., Endler S., Garcia-Hemme H., Hartmann D., Plöckl M., Proietti Zoll P., Pfeiffer E. The Deployables of HPS: Large Antennas, De-Orbit Sails and Articulated Booms. 69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany. 2018. [Онлайн]. Доступно: https://www.researchgate.net/profile/Thomas-Sinn-2/publication/328368197_The_Deployables_of_HPS_Large_Antennas_De-Orbit_Sails_and_Articulated_Booms/links/5c014ba2299bf1a3c1587a09/The-Deployables-of-HPS-Large-Antennas-De-Orbit-Sails-and-Articulated-Booms.pdf
6. Zhu J., Shi C., Fan X., Ma X., Guo H., Zheng S., Liu R. Synthesis and Networking of Spaceborne Deployable Prismatic Antenna Mechanisms Based on Graph Theory. International Journal of Aerospace Engineering. 2024. №1. pp.4347716. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1155/2024/4347716>

7. Tang Y., Liu J., Wu C., Zhao P. Configuration design and crease topology of origami-inspired spinning space deployable structures. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2024. Vol.238. Is.12. pp.5621-5637. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1177/09544062231207541>
8. Aghajari M., Fathollahi Dehkordi S., Korayem M.H. Nonlinear dynamic analysis of the extended telescopic joints manipulator with flexible links. *Arab J Sci Eng*. 2021. Vol.46. pp.7909–7928. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s13369-020-05316-6>
9. Pisculli A., Gasbarri P. A minimum state multibody/FEM approach for modeling flexible orbiting space systems. *Acta Astronautica*. Vol.110. 2015. Pp.324-340. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.10.040>
10. Subedi D., Tyapin I., Hovland G. Dynamic Modeling of Planar Multi-Link Flexible Manipulators. *Robotics*. 2021; Vol.10. №2. <https://doi.org/10.3390/robotics10020070>
11. Sabatini M., Gasbarri P., Monti R., Palmerini G.B. Vibration control of a flexible space manipulator during on orbit operations. 2012. Vol.73. pp.109–121. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.11.012>
12. Kuang Y., Wang S., Gao Y., Xu B., Xu S. Design and Preliminary Ground Experiment for Deployable Sunshade Structures of a Modular Space Telescope. *Sensors*. 2024. Vol.24. №7. Pp.2280. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.3390/s24072280>
13. Meng Q., Tang R., Liu X.J. Novel constant-height deployable mechanisms with only revolute joints and constructed deployable ring trusses for satellite mesh reflector antennas. *Mechanism and Machine Theory*. 2024. Vol.200. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2024.105718>
14. Liu T.-W., Bai J.-B., Fantuzzi N., Zhang X. Thin-walled deployable composite structures: A review. *Progress in Aerospace Sciences*. 2024. Vol.146. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.100985>

15. Wang S., Xu S., Lu L., Sun L. Roll-Out Deployment Process Analysis of a Fiber Reinforced Polymer (FRP) Composite Tape-Spring Boom. *Polymers*. 2023. Vol.15. №11. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.3390/polym15112455>
16. Sheng D., Ma R., Su C. Dynamic analysis of a box-structured satellite deployment mechanism with self-actuated torsion joints, *Mech. Sci.* 2024. Vol.15. pp.63–76. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.5194/ms-15-63-2024>
17. Wang B., Zhu J., Zhong S., Liang W., Guan C. Space deployable mechanics: A review of structures and smart driving. *Materials & Design*. 2024. Vol.237. [ОНЛАЙН]. ДОСТУПНО: <http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2023.112557>
18. Felicetti L., Gasbarri P., Pisculli A., Palmerini G.B., Sabatini M. Design of robotic manipulators for orbit removal of spent launchers' stages. *Acta Astronautica*. 2016. Vol.119., pp. 118-130. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.012>
19. Pisculli A., Gasbarri P. Dynamic/control interactions between flexible orbiting space-robot during grasping, docking and post-docking manoeuvres. *Acta Astronautica*. Vol.110. 2015. Pp.225-238. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.024>
20. Pisculli A., Felicetti L., Gasbarri P., Palmerini G.B., Sabatini M. Deployment analysis and control strategies of flexible space manipulators, in: *Proceedings of the International Astronautical Congress. China, 2013*. [Онлайн]. Доступно: https://www.researchgate.net/publication/288131553_Deployment_analysis_and_control_strategies_of_flexible_space_manipulators
21. Yao H. et al A Study on the Effects of Clearance Joints on the Dynamic Response of a Planar Deployable Structure. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2024. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/2772/1/012006>
22. Sakovsky M., Pellegrino S., Mallikarachchi H.M.Y.C. Folding and Deployment of Closed Cross-Section Dual-Matrix Composite Booms. *3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*. 2016. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2016-0970>

23. Mallikarachchi H., Pellegrino S. Design and Validation of Thin-Walled Composite Deployable Booms with tape-Spring Hinges. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, Colorado. 2011. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2011-2019>
24. Ma X., An N., Cong Q. et al. Design, modeling, and manufacturing of high strain composites for space deployable structures. Commun Eng. Vol.78. 2024. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1038/s44172-024-00223-2>
25. Pulford M., Lake M.S. Deployable Roll-Out Composite (ROC) Booms for Smallsat Antennas. AIAA SCITECH 2023 Forum. 2023. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2023-2698>
26. Yang H., Guo H., Wang Y., Feng J., Tian D. Analytical solution of the peak bending moment of an M boom for membrane deployable structures. International Journal of Solids and Structures. 2020. Vol.206. pp.236-246. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2020.09.005>
27. Yang H., Liu L., Guo H. et al. Wrapping dynamic analysis and optimization of deployable composite triangular rollable and collapsible booms. Struct Multidisc Optim. 2019. Vol.59. pp.1371–1383 [Онлайн]. Доступно: <https://dx.doi.org/10.1007/s00158-018-2118-9>
28. Liu T.-W., Bai, J.-B. and Fantuzzi, N. Folding behavior of the thin-walled lenticular deployable composite boom: Analytical analysis and many-objective optimization', Mechanics of Advanced Materials and Structures. 2022. Vol. 30. №11. pp.2221–2239. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1080/15376494.2022.2053766>
29. Jennings A.L., Black J., Allen C. Empirically Bounding of Space Booms with Tape Spring Hinges. Shock and Vibration. 2013. Vol.20. №3. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.3233/SAV-130764>
30. Akin D.L. An Overview of Space Robotics. Dave Akin's Web Site. Online. 2007. [Онлайн]. Доступно: <http://spacecraft.ssl.umd.edu/academics/692F07/RoboticsOverview.pdf>

31. Алпатов А. П., et al. Перспективы использования и особенности исследования динамики космических манипуляторов с упругими конструктивными элементами. Technical mechanics. 2012. Vol.1. pp.82-93. [Онлайн]. Доступно: <http://dspace.nbuv.gov.ua/bitstream/handle/123456789/88292/09-Alpatov.pdf?sequence=1>
32. Khoroshylov S., Martyniuk S., Medzmariashvili E., Tserodze Sh., Shamakhanov V., Deployment modeling and analysis of mesh antenna consisting of scissor-like and V-folding elements. CEAS Space J, 2024. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00584-6>
33. Liao Y., Krishnan S. Deployable scissor structures: Classification of modifications and applications. Automation in Construction. 2024. Vol.265. [[Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.autcon.2024.105547>
34. Agenbag F., Alvino P.S., Bandara D.C., et al. Deployable optics for the Buccaneer Main Mission (BMM). The Aeronautical Journal. 2023. Vol.127. pp.2068-2081. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1017/aer.2023.94>
35. Xiao H., Yao P., Ding X., Lyu S. Driving cable design for a cylindrical deployable mechanism based on depth first search. Acta Astronautica. 2023. Vol.202. pp.411-421. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.009>
36. Yao H., Huang Y., Ma W., Liang L., Zhao Y. Dynamic Analysis of a Large Deployable Space Truss Structure Considering Semi-Rigid Joints. Aerospace. 2023. Vol.10. №9. pp.821. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.3390/aerospace10090821>
37. Ashchepkova N. Analysis of the Influence of Manipulator Elastic Fluctuations on the Orientation of the Spacecraft of Variable Configuration. System design and analysis of aerospace technique characteristics. Vol.17. 2014. pp.29-15. [Онлайн]. Доступно: https://www.dnu.dp.ua/docs/zbirniki/ftf/program_5e333944473a3.pdf
38. Ashchepkova N. Determination of optimal configurations of an anthropomorphic manipulator with six degrees of mobility. Bulletin of the National Technical University

- KhPI A series of Information and Modeling. 2019. Vol.28. [Онлайн]. Доступно: <https://repository.kpi.kharkov.ua/items/0967be07-f964-40b5-ab4d-653b6854efb2>
39. Ashchepkova N. Analiz Uderzhivayushchih Usilij Skhvata Manipulyatora. World Science. 2019. Vol.1. 11(51). pp.10-15. [Онлайн]. Доступно: https://doi.org/10.31435/rsglobal_ws/30112019/6760
40. Shepenkov V. Vibration Modal Analysis of a Deployable Boom Integrated to a CubeSat. Degree project in Mechanics Second cycle Stockholm, Sweden. 2016. pp.60. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.1.3448.3285>
41. Zhao J., Sun X., Wei S., Lu W. Kinetostatics of Deployable Concrete Formworks. ASME. J. Mechanisms Robotics. 2024. Vol.16. №7. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1115/1.4063371>
42. Yildiz K., Lesieutre, G.A. Sizing and prestress optimization of Class-2 tensegrity structures for space boom applications. Engineering with Computers. 2022. Vol.38. pp.1451–1464. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s00366-020-01111-x>
43. Nooshabadi M. H. Y., Pishkenari H.N. Development of an Efficient Formulation for Volterra’s Equations of Motion for Multibody Dynamical Systems. Scientia Iranica. 2024. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.24200/SCI.2024.60600.6891>
44. Cao X., Xu G., Hu Y., Zhou J., Kang J. Rigid-Flexible Coupling Dynamics Analysis of Boom-Hoisting System of Wind Power Crane. The 8th International Conference on Advances in Construction Machinery and Vehicle Engineering. ICACMVE 2023. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Singapore. pp.3-20. [Онлайн]. Доступно: http://dx.doi.org/10.1007/978-981-97-1876-4_1
45. Wang S., Tian Q., Hu H. et al. Dynamic Sensitivity Analysis of Deployable Flexible Space Structures With a Large Number of Design Parameters. Nonlinear Dynamics. 2021. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.21203/rs.3.rs-370579/v1>
46. Nicassio F., Fattizzo D., Giannuzzi M., Scarselli G., Avanzini G. Attitude dynamics and control of a large flexible space structure by means of a minimum complexity model.

- Acta Astronautica. 2022. Vol. 198. pp.124-134. [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.05.047>
47. Ng T.-T., Murphey T. A Novel Deployable Boom with Flexible Hinges. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Austin, Texas. 2005. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2005-2197>
 48. Li T.J., Zhang Y., Li T., Deployment dynamic analysis and control of hoop truss deployable antenna, Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, Vol.30, No.3, 2009, Pp.444–449.
 49. Li T.J., Deployment analysis and control of deployable space antenna, Aerosp. Sci. Technol, Vol.18, No.1, 2012, Pp.42–47.
 50. Zhang Y., B. Duan B., Li T.J., A controlled deployment method for flexible deployable space antennas, Acta Astronautica, Vol. 81, No.1, 2012, Pp.19–29.
 51. Sushko O., Medzmariashvili E., Tserodze S., et al., Design and Analysis of Light-Weight Deployable Mesh Reflector Antenna for Small Multibeam SAR Satellite, EUSAR 2021: Proceedings of the European Conference on Synthetic Aperture Radar, 29 March – 01 April 2021, Pp. 421–423.
 52. Sushko O., Medzmariashvili E., Filipenko F., et al., Modified design of the deployable mesh reflector antenna for mini satellites, CEAS Space J., Vol.13, No.4, 2021, Pp.533 – 542.
 53. Shabana A., Definition of ANCF Finite Elements, Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, Vol.10, 2015.
 54. Sautter K., Meßmer M., Teschemacher T., Bletzinger K., Limitations of the St. Venant-Kirchhoff material model in large strain regimes, International Journal of Non-Linear Mechanics, Vol.147, 2022.
 55. Masarati P., Morandini M., Quaranta G., Mantegazza P., Computational aspects and recent improvements in the open-source multibody analysis software “MBDyn”, ECCOMAS Thematic Conference, Vol.4, 2005.

56. Nachbagauer K., Sherif K., Witteveen W., FreeDyn – A Multibody Simulation Research Code, Proceedings of the 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM) and the 5th European Conference on Computational Mechanics (ECCM), 2014.
57. Gerstmayr J., Dorninger A., Eder R., et al., HOTINT: A Script Language Based Framework for the Simulation of Multibody Dynamics Systems, ASME IDETC/CIE, Vol. 7B, 2013.
58. Duan B., Zhang Y., Du J., Large Deployable Satellite Antennas: Design Theory, Methods and Applications Springer Nature, 2020, 271 pp
59. Qi Z., Wang J., Wang G., An efficient model for dynamic analysis and simulation of cable-pulley systems with time-varying cable length, Mechanism and Machine theory , Vol.116, 2017, Pp.383-403
60. Spiegelhauer M., Schlecht B., Efficient modelling of flexible cable-pulley systems, Forsch Ingenieurwes 85, 2021, Pp.67–75. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s10010-020-00433-y>
61. Peng Y., Zhao Z., Zhou M., He J., Yang J., Xiao Y., Flexible Multibody Model and the Dynamics of the Deployment of Mesh Antennas, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.4, N.6, 2017, Pp.1499-1510 [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/1.G000361>
62. Liu L., Shan J., Tao C., Simulation of Non-Synchronous Deployment of the Large Deployable Hoop Truss Antenna, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, Kissimmee, Florida, 5-9 January 2015, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2015-0947>
63. Peng H., Li F., Kan Z., Liu P., Symplectic Instantaneous Optimal Control of Deployable Structures Driven by Sliding Cable Actuators, Journal of Guidance , Control, and Dynamics, Vol.43, N.6,, 2020, Pp.1114-1128, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/1.g004872>

64. Jiang X., Bai Z., Dynamics Modeling and Simulation for Deployment Characteristics of Mesh Reflector Antennas, *Applied Sciences*, 10(21):7884, 2020, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.3390/app10217884>
65. Liu L., Shan J., Zhang Y., Dynamics Modeling and Analysis of Spacecraft with Large Deployable Hoop-Truss Antenna, *Journal Of Spacecraft And Rockets*, Vol.53, N.3, May-June 2016
66. Fu K., Zhao Z., Ren G., Xiao Y., Feng T., Yang J., Gasbarri P., From multiscale modeling that design of synchronization mechanisms in mesh antennas, *Acta Astronautica*, Vol.159, 2019, Pp.156-165, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.056>
67. Zhang Y., Yang D., Sun Z. et al., Winding strategy of driving cable based he dynamic analysis of deployment for deployable antennas. *J Mech Sci Technol*, Vol.33, 2019, Pp.5147–5156. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s12206-019-0906-9>
68. Rivera A., Stewart A., Study of Spacecraft Deployables Failures. 19th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Online, September 20-24th, 2021, <https://doi.org/10.5281/ZENODO.11425012>
69. Du X., Du J., Bao H., Sun G., Deployment analysis of deployable antennas considering cable net and truss flexibility, *Aerospace Science and Technology*, 82-83, 2018, Pp.557–565. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.038>
70. Medzmariashvili E., Deployable space reflector, GE P 2005 3604 B, National Intellectual Center of Georgia, Sakpatenti, 2005 (GEO)
71. Harless R. I., Feys J., Deployable Reflector Antenna System, United States Patent № US 10516216 B2, 2019
72. Tan G.E.B., Pellegrino S., Nonlinear vibration of cable-stiffened pantographic deployable structures, *Journal of Sound and Vibration*, Vol.314, 2008, Pp.783–802. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2008.01.022>

73. Lei Y., Zhao Z., Tang J., Ren G., Integration of absolute nodal elements into multibody system, *Nonlinear Dyn.*, Vol.62, 2010, Pp.931–943. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s11071-010-9775-6>
74. Peng Y., Wei Y., Zhou M., Efficient modeling of cable-pulley system with friction based on arbitrary-Lagrangian-Eulerian approach, *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol.38, 2017, Pp.1785–1802. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s10483-017-2284-8>
75. Liu S., Liu X., Li G., Zhang S., Zheng S., Wang B., Xie S., Xu M., A novel identification approach of mesh reflector based on tie cable tension sensing, *Acta astronautica*, Vol.215, 2024, Pp.277–295. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.11.051>
76. Puig L., Barton A., Rando N., A review on large deployable structures for astrophysics missions, *Acta Astronautica*, Vol.67, Issues 1–2, 2010, Pp.12–26 [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.02.021>
77. Meguro A., Harada S., Watanabe M., Key technologies for high-accuracy large mesh antenna reflectors, *Acta Astronautica*, Vol.53, 2003, Pp.899–908. [Онлайн]. Доступно: [https://doi.org/10.1016/s0094-5765\(02\)00211-4](https://doi.org/10.1016/s0094-5765(02)00211-4)
78. Scialino L., Ihle A., Migliorelli M., Gatti N., Datashvili L., Klooster K., Santiago Prowald J., Large deployable reflectors for telecom and earth observation applications, *CEAS Space Journal*, Vol.5, 2013, Pp.125–146. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s12567-013-0044-7>
79. Thomson M., The AstroMesh deployable reflector, *IEEE Antennas Propag., Soc.*3, 2003, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1109/aps.1999.838231>
80. Medzmariashvili E., Tserodze S., Sushko A. et al., Structure, structural features, assembling, and bench testing of the deployable space reflector, *CEAS Space J*, 2024, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00575-7>

81. Khoroshylov S., Martyniuk S., Sushko O., et al., Dynamics and attitude control of space-based synthetic aperture radar, *Nonlinear Engineering*, Vol.12, N.1, 2023, 20220277. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1515/nleng-2022-0277>
82. Zhang Y., Yang D., Li S., An integrated control and structural design approach for mesh reflector deployable space antennas, *Mechatronics*, Vol.35, 2016, Pp.71-81, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2015.12.009>
83. Goodfellow I., Bengio Y. A., Deep Learning. Eds. Courville, The MIT press, 2016. ISBN 978-0262035613.
84. Khoroshylov S., Redka M., Deep learning for space guidance, navigation, and control, *Space Science and Technology*, Vol.27, N.6 (133), 2021, Pp.38—52, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/knit2021.06.038>
85. Izzo D., Märten M., Pan B., A survey on artificial intelligence trends in spacecraft guidance dynamics and control, *Astrodyn*, Vol.3, 2019, Pp.287–299. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s42064-018-0053-6>
86. Redka M., Khoroshylov S., Determination of the force impact of an ion thruster plume on an orbital object via deep learning, *Space Science and Technology*, Vol.28, N.5 (138), 2022, Pp.15—26, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/knit2022.05.015>
87. Khoroshylov S., Wang C., Spacecraft relative on-off control via reinforcement learning, *Space Science and Technology*, Vol.30, N.2 (147), 2024, Pp.3—14, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/knit2024.02.003>
88. Liu Y., Ma G., Lyu Y., et al., Neural network-based reinforcement learning control for combined spacecraft attitude tracking maneuvers, *Neurocomputing*, Vol.484, 2022, pp.67–78.
89. Gaudet B., Linares R., Furfaro R., Six degree-of-freedom body-fixed hovering over unmapped asteroids via lidar altimetry and reinforcement meta-learning, *Acta Astronaut.*, Vol.172, 2020, Pp.90–99.
90. Lewis F. L., Vrabie D., Syrmos V.L., Optimal Control, 3rd Edition. John Wiley & Sons, Inc., New York, USA, 2012.

91. Sutton R. S., Barto A. G., Reinforcement learning: an introduction. Eds., MIT press, 1998. ISBN 978-0262193986.
92. Mnih V., Badia A., Mirza M., Graves A., Lillicrap T., Harley T., Silver D. Asynchronous Methods for Deep Reinforcement Learning. arXiv preprint, 2016, ArXiv:1602.01783.
93. Lytal P., Renson M., Spacecraft common deployable boom hinge deploy and latching mechanisms, 44th Aero-space Mechanisms Symposium, 16-18 May, 2018, Cleveland. Pp. 403–416.
94. Herbeck L., Leipold M., Sickinger C., Eiden M., Unckenbold W., Development and Test of Deployable Ultra-Lightweight CFRP-Booms for a Solar Sail, European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Nov. 28 –Dec. 1 2001, Noordwijk, The Netherlands, 2001, Pp.1–6.
95. Straubel M., Sinapius M., Langlois S., On-Ground Rigidised Deployable Masts for Large Gossamer Space Structures, European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, 15–17 Sep. 2009, Toulouse, France, 2009, Pp.1–7.
96. Straubel M., Zander M.E., Huhne C., Design and Sizing of the GOSSAMER Boom Deployment Concept, 3rd International Symposium on Solar Sailing, 11-13 Jun. 2013, Glasgow, Scotland, 2013, Pp.1–9.
97. Sullivan G., Blandino J., Hayes T., Amato Jr.T., Boom Deployment Mechanism for CubeSats, AIAA SciTech Forum, 6-10 January 2020, Orlando, FL, 2020, Pp.1–10.
98. Andión J., Pascual C., Useful experiences in a series of deployable booms for CLUSTER satellites, Proceedings of the 9th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 19-21 Sep. 2001, Liège, Belgium, 2001, Pp.113–120.
99. Gianfiglio G., Yorck M., Luhmann H. Special features of the CLUSTER antenna and radial booms design, development and verification, The 29th Aerospace Mechanisms Symposium, 1 May, 1995, NASA Johnson Space Center, USA. Pp. 221–237.
100. Yefimenko N., Synthesis of Control Algorithms of the Spacecraft Spatial Reorientation with the Use of Dynamic Equations of a Solid Body Rotational Motion in

Rodrigo-Hamilton Parameters, Journal of Automation and Information Sciences, Vol.47, No.6, 2015. Pp.1–16.

101. Nie R., He B., Zhang L., Fang Y., Deployment analysis for space cable net structures with varying topologies and parameters, Aerospace Science and Technology, Vol.68, 2017, Pp.1-10, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.008>

102. Mitsugi J., Ando K., Senbokuya Y., Meguro A., Deployment analysis of large space antenna using flexible multibody dynamics simulation, Acta Astronautica, Vol.47, Issue 1, 2000, Pp.19-26, [Онлайн]. Доступно: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(00\)00014-X](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(00)00014-X)

103. Lu S., Qi X., Hu Y., Li B., Zhang J., Deployment Dynamics of Large Space Antenna and Supporting Arms, IEEE Access, Vol.7, 2019, Pp.69922-69935, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2918614>

104. Cammarata A., Sinatra R., Rigano A., Lombardo M., Maddio P.D., Design of a Large Deployable Reflector Opening System, Machines, Vol.8, N.1, 2020, Pp.7, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.3390/machines8010007>

105. Li P., Liu C., Tian Q., Hu H., Song Y., Dynamics of a Deployable Mesh Reflector of Satellite Antenna: Parallel Computation and Deployment Simulation, ASME. J. Comput. Nonlinear Dynam., Vol. 11(6), November 2016, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1115/1.4033657>

106. Li B., Qi X., Huang H., Xu W., Modeling and analysis of deployment dynamics for a novel ring mechanism, Acta Astronautica, Vol.120, 2016, Pp.59-74, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.023>

107. Wu J., Zhao Z., Ren G., Multibody Analysis of the Force in Deploying Booms, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, Pp.1881-1886 [Онлайн]. Доступно: <http://dx.doi.org/10.2514/1.60296>

108. Wang X., Wang Y., Fang H., Huang P., Chen Z., Deployment Dynamic Analysis of a Tetrahedral Truss Reflector, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, 5-9 January 2015, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2015-1165>

109. Semler D., Tulintseff A., Sorrell R., Marshburn J., Design, Integration, and Deployment of the TerreStar 18-meter Reflector, 28th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC-2010), 30 August - 02 September 2010, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2010-8855>
110. Footdale J.N., Banik J., Design and Deployment Testing of the Multi-Arm Radial Composite (MARCO) Reflector Antenna, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA 2016-0700, 4-8 January 2016, San Diego, California, USA, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2016-0700>
111. You Z., Pellegrino S., Dynamic deployment of the CRTS reflector, 35th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 18-20 April 1994, Hilton Head, SC, U.S.A., [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.1994-1504>
112. Jiang X., Bai Z., Dynamics Modelling and Simulation for Deployment Characteristics of Mesh Reflector Antennas. Applied Sciences, Vol.10(21):7884, 2020, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.3390/app10217884>
113. Heald J.C., Peterson L.D., Deployment Repeatability of a Space Telescope Reflector Petal, Journal of Spacecraft And Rockets, Vol.39, N.5, September–October 2000
114. Shintate K., Terada K., Usui M., Tsujihata A., Miyasaka A., Large Deployable Reflector, Journal of the National Institute of Information and Communications Technology, Vol.50, N.3/4, 2003, Pp.33-39
115. Qi X., Huang H., Li B., Deng Z., A large ring deployable mechanism for space satellite antenna, Aerospace Science and Technology, Vol.58, 2016, Pp.498-510, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.09.014>
116. Zhang Y., Ru W., Yang G., Li N., Deployment analysis considering the cable-net tension effect for deployable antennas, Aerospace Science and Technology, Vol.48, 2016, P.193-202, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.11.012>

117. Zhang Y., Li N., Yang G., Ru W., Dynamic analysis of the deployment for mesh reflector deployable antennas with the cable-net structure, *Acta Astronautica*, Vol.131, 2017, Pp.182-189, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.11.038>
118. Li T., Guo J., Cao Y., Dynamic characteristics analysis of deployable space structures considering joint clearance, *Acta Astronautica*, Vol.68, N.7–8, 2011, Pp.974-983, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.08.039>
119. Liu R., Guo H., Liu R., Wang H., Tang D., Zongquan Deng, Structural design and optimization of large cable–rib tension deployable antenna structure with dynamic constraint, *Acta Astronautica*, Vol.151, 2018, Pp.160-172, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.05.055>
120. Mobrem M., Kuehn S., Spier C., Slimko E., Design and performance of Astromesh reflector onboard Soil Moisture Active Passive spacecraft, *IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA*, 2012, Pp.1-10, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1109/AERO.2012.6187094>
121. Fu K., Zhao Z., Ren G., Xiao Y., Feng T., Yang J., Gasbarri P., From multiscale modeling to design of synchronization mechanisms in mesh antennas, *Acta Astronautica*, Vol.159, 2019, Pp.156-165
122. Li P., Liu C., Tian Q., Hu H., Song Y., Dynamics of a Deployable Mesh Reflector of Satellite Antenna: Form-Finding and Modal Analysis, *ASME. J. Comput. Nonlinear Dynam.* Vol.11(4): 041017, July 2016, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1115/1.4033440>
123. Li M., Wang R., Zhao Z., Passive nonlinear actuators for deploying mesh antennas, *Acta Astronautica*, Vol.152, 2018, Pp.254-261, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.08.011>
124. Zhang W., Chen J., Zhang Y.F., Yang X.D., Continuous model and nonlinear dynamic responses of circular mesh antenna clamped at one side, *Engineering Structures*, Vol.151, 2017, Pp.115-135, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2017.08.013>

125. Wu Q.L., Zhang W., Dowell E.H., Detecting multi-pulse chaotic dynamics of high-dimensional non-autonomous nonlinear system for circular mesh antenna, International Journal of Non-Linear Mechanics, Vol.102, 2018, Pp.25-40, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ijnonlinmec.2018.03.006>
126. Han B., Li X., Sun J., Xu Y., Yao J., Yongsheng Zhao, Design and dynamic analysis of a scissors hoop-rib truss deployable antenna mechanism, Defence Technology, 2023, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2023.02.019>
127. Xing Z., Zheng G., Deploying process modeling and attitude control of a satellite with a large deployable antenna, Chinese Journal of Aeronautics, Vol.27, N.2, 2014, Pp.299-312, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.02.004>
128. Morterolle S., Maurin B., Dube J.-F., Averseng J., Quirant J., Modal behavior of a new large reflector conceptual design, Aerospace Science and Technology, Vol.42, 2015, Pp.74-79, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.02.004>
129. Guo J., Zhao Y., Xu Y., Li Y., Yao J., Design and analysis of truss deployable antenna mechanism based on a novel symmetric hexagonal profile division method, Chinese Journal of Aeronautics, Vol.34, N.8, 2021, Pp.87-100, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.06.004>
130. Li T.J., Deng H., Ma X., Jiang J., Lin Z., Design and Analysis of Space Deployable Antennas Composed of Scissor-Like Hinges Driven by Springs, 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 8-11, 2013, Boston, Massachusetts, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2013-1829>
131. Misawa M., Ogawa A., Analytical and Experimental Frequency Verification of Deployed Satellite Antennas, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 7-10 April 2003, Norfolk, Virginia, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2003-1498>

132. Misawa M. Mizuno J., Mode selection in stiffness design of deployed satellite antennas, 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 11 June 2001 - 14 June 2001, Anaheim, CA, U.S.A., [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2001-1229>
133. Liu. M., Cao D., Zhu D., Equivalent Dynamic Model of the Space Antenna Truss with Initial Stress, AIAA Journal, Vol.58, N.4, 2020, Pp.1851-1863, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/1.J058647>
134. Montazersadgh F., Mobrem M., Structural Analysis Methodology for Space Deployable Structures using Multi-body Dynamic Analysis Solver, 2018 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2018-0421>
135. Peterson L., Mobrem M., Structural Analysis Methodology for Space Deployable Structures using a High Performance Parallel Nonlinear Finite Element Solver, 4th AIAA Spacecraft Structures Conference, 9-13 January 2017, Grapevine, Texas, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2017-0852>
136. Na K.-S., Kim J.-H., Dynamic analysis for the deployment of a multi-link flexible structure undergoing locking, 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 11-14 June 2001, Anaheim, CA, U.S.A., [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2001-1475>
137. Shi H., Yang B., Thomson M., Fang H., Coupled Elastic-Thermal Dynamics of Deployable Mesh Reflectors, 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 4-7 April 2011, Denver, Colorado, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2011-2001>
138. Shi H., Yang B., Thomson M., Fang H., A Nonlinear Dynamic Model and Free Vibration Analysis of Deployable Mesh Reflectors, 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 4-7 April 2011, Denver, Colorado, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.2011-1999>
139. Andersen G., Garrett L., Calleson R., Comparative analysis of on-orbit dynamic performance of several large antenna concepts, 26th Structures, Structural Dynamics, and

Materials Conference, 15-17 April 1985, Orlando, FL, U.S.A., [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/6.1985-818>

140. Han B., Xu Y., Yao J., Liu W., Li X., Zhao Y., Design and Analysis of the Scissors Double-Ring Truss Deployable Antenna Mechanism, Mechanism and Machine Science. ASIAN MMS CCMMS 2016 Lecture Notes in Electrical Engineering, Vol.408, 2016 Springer, Singapore, [Онлайн]. Доступно: https://doi.org/10.1007/978-981-10-2875-5_65

141. Guo H., Zhang J., Liu R. et al. Effects of joint on dynamics of space deployable structure. Chin. J. Mech. Eng. Vol.26, 2013, Pp.861–872, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.3901/CJME.2013.05.861>

142. Wang D., Liu R., Wang Y., Guo H., Cong Q., Zhang C., Deployment analysis of a planar deployable support truss structure, 2013 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Takamatsu, Japan, 2013, Pp.1287-1292, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1109/ICMA.2013.6618099>

143. Peng Q., Wang S., Zhi C. et al. A New Flexible Multibody Dynamics Analysis Methodology of Deployable Structures with Scissor-Like Elements. Chin. J. Mech. Eng. Vol.32, N.77, 2019, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1186/s10033-019-0391-1>

144. Hachkowski M. R., Peterson L.D., Lake M.S., Friction model of a revolute joint for a precision deployable spacecraft structure, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.36, N.4, 1999, Pp.591-598, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.2514/3.27205>

145. Wu R.Q., Zhang W., Chen J.E., Feng J.J., Hu W.H., Dynamic modeling and analytical global mode shapes of a folded beam-ring structure for a truss antenna reflector with two arms, Applied Mathematical Modelling, Vol.110, 2022, Pp.542-561, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.apm.2022.06.015>

146. Guida D.; Pappalardo C.M., Control design of an active suspension system for a quarter-car model with hysteresis, J. Vibr. Eng. Technol., Vol.3, 2015, Pp.277–299

147. Pirrotta S.; Sinatra R.; Meschini A., A novel simulation model for ring type ultrasonic motor, Meccanica, Vol.42, 2007, Pp.127–139

148. Pappalardo C.M., Guida D., Adjoint-based optimization procedure for active vibration control of nonlinear mechanical systems, *J. Dyn. Syst. Meas. Contr.*, Vol.139, 2017
149. Geradin M., Cardona A., *Flexible Multibody Dynamics: A Finite Element Approach*, Wiley, New York, 2001, Chaps. 5–7
150. Bauchau O.A., *Flexible Multibody Dynamics*, Vol. 176, Springer, The Netherlands, 2010, Chaps. 10, 16
151. Hong D., Ren G., A Modeling of Sliding Joint on One Dimensional Flexible Medium, *Multibody System Dynamics*, Vol.26, No.1, Jan. 2011, Pp.91–106, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s11044-010-9242-7>
152. Serban R., Melanz D., Li A., Stabciulescu I., Jayakumar P., Negru D., A GPU-Based Preconditioned Newton–Krylov Solver for Flexible Multibody Dynamics, *Int. J. Numer. Methods Eng.*, Vol.102(9), 2015, Pp.1585–1604
153. Hussein B., Negrut D., Shabana A.A., Implicit and Explicit Integration in the Solution of the Absolute Nodal Coordinate Differential/Algebraic Equations, *Nonlinear Dyn.*, Vol.54(4), 2008, Pp.283–296.
154. Tian Q., Zhang Y.Q., Chen L.P., Yang J.Z., An Efficient Hybrid Method for Multibody Dynamics Simulation Based on Absolute Nodal Coordinate Formulation, *ASME J. Comput. Nonlinear Dyn.*, Vol.4(2), 2009, Pp.021009
155. Shabana A.A., Hussein B., A Two-Loop Sparse Matrix Numerical Integration Procedure for the Solution of Differential/Algebraic Equations: Application to Multibody Systems, *J. Sound Vib.*, Vol.327(3–5), 2009, Pp.557–563
156. Meguro A, Harada S, Watanabe M., Key technologies for high-accuracy large mesh antenna reflectors, *Acta Astronaut* Vol.53(11), 2003, Pp.899–908, [Онлайн]. Доступно: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(02\)00211-4](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(02)00211-4)
157. Thomson M.W., Astromesh deployable reflectors for Ku-and Ka-band commercial satellites, *Proceedings of the 20th AIAA international communication satellite systems conference and exhibit*, Canada 2002, Pp.12-15

158. Flechais A, Picard P, Dauviau C, et al., Dynamics of large reflectors-Aerospatiale concepts. International Astronautical Federation Congress, Washington, DC, 1992, Pp.1
159. Yiqun Z., Integrated design with structural and control system for the flexible deployable space antenna, Xi'an: Xidian University, 2003, Pp.132-137
160. Semler D., Tulintseff A., Sorrell R., Marshburn J., Design, integration, and deployment of the terreStar 18-meter reflector, 28th AIAA Int. Commun. Satell. Syst. Conf. (ICSSC), Sep. 2010, Pp.8855
161. Tafazoli M., A study of on-orbit spacecraft failures, Acta Astronautica, Vol.64, Jan./Feb. 2009, Pp.195–205
162. Zhang H., Wu M., Xiang P., Wu D., Yan Z., Cui Q., Design, analysis, and test of an ultra-compact X-band deployable wrap-rib antenna, Acta Astronautica, Vol.228, 2025, Pp.918-930, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.01.001>
163. Iandiorio C., Salvini P., Marotta E., Progress of “Wire-Fem” for Finite Element Mechanical Computation of Knitted Metal Meshes, 42st ESA Antenna Workshop on Large Deployable Antennas, 11-15 November 2024, European Space Research and Technology Centre (ESTEC), Noordwijk
164. Sattar M., Rehman N.U., Ahmad N., Design, kinematics and dynamic analysis of a novel double – scissors link deployable mechanism for space antenna truss, Results in Engineering, Vol.22, 2024, 102251, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2024.102251>
165. He B., Li K., Jia L. et al., Asynchronous deployment scheme and multibody modeling of a ring-truss mesh reflector antenna, Acta Mech. Sin., Vol.41, 2025, Pp.524147, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s10409-024-24147-x>
166. Liu Z., Ding Y., Quan C., Guozhuang Fan, Jun Song, Dongwu Yang, Optimization of a novel, bidirectional, double-ring, deployable mesh antenna with a super-large aperture, Acta Astronautica, Vol.214, 2024, Pp.202-215, ISSN 0094-5765, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.031>

167. Zhao J., Yang J., Xiao Y., Ma X., Deployment Strategy and Dynamic Analysis of Large Ring Truss Antenna, International Journal of Aerospace Engineering, 2022, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1155/2022/4725423>
168. He B., Li K., Nie R., Gao B., Deployment modeling for soft cable networks from slack to tension, International Journal of Mechanical Sciences, Vol.221, 2022, 107225, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2022.107225>
169. Khoroshylov S., Martyniuk S., Sushko O., Shamakhanov V., Modelling of Space Antenna Deployment using Open Source Software Technical mechanics. N.4, 2022, Pp.14-25, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/itm2022.04.014>
170. Khoroshylov S., Shamakhanov V., Modeling cable-pulley deployment systems of transformable rod structures Technical mechanics, N.4, 2023, Pp.3-14, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/itm2023.04.003>
171. Khoroshylov S., Shamakhanov V., Peculiarities of Creation and Use of Transformable Space Boom Structures, Journal of Rocket-Space Technology, N.1, 2025, Pp.3 – 20, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15421/452501>
172. Khoroshylov S., Shamakhanov V., Deployment control of transformable rod structures using reinforcement learning, Technical mechanics, N.1, 2025, Pp.63 – 76, [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.15407/itm2025.01.063>

ДОДАТОК А

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА

Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати:

1. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Vasyliiev V.V. Modeling of centrifugal deployment of three-section minisatellite boom // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2021 р. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
2. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Martyniuk S.E., Sushko O.Y. Modelling of Space Antenna Deployment using Open Source Software // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2022 р. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
3. Shamakhanov V.K., Khoroshylov S.V. Modeling cable-pulley deployment systems of transformable rod structures // Журнал «Технічна механіка» № 4, 2023 р. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).
4. Khoroshylov S.V., Martyniuk S.E., Medzmariashvili E., Tserodze S., Shamakhanov V.K. Deployment modeling and analysis of mesh antenna consisting of scissor-like and V-folding elements // CEAS Space Journal, 2024 p. (Q2 Scopus, Web of Science).
5. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Особливості створення та використання космічних стрілоподібних конструкцій, що трансформуються // Журнал «Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка» № 1, 2025 р., с. 3 – 20. – ДНУ ім. Олеся Гончара – Дніпро (фахове видання категорії Б).
6. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K. Deployment control of transformablerod structures using reinforcement learning // Журнал «Технічна механіка» № 1, 2025 р. ., с. 63 – 76. – ІТМ НАНУ і ДКАУ – Дніпро (фахове видання категорії Б).

Опубліковані праці апробаційного характеру:

7. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Моделювання розгортання антени космічного застосування з використанням програмного забезпечення з відкритим кодом // Матеріали XXIV міжнародної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 25-27 травня 2022 р., м. Дніпро, С. 54.

8. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В., Мартинюк С.Є., Сушко О.Ю. Застосування програмного забезпечення з відкритим кодом для моделювання розгортання космічної антени // Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції Інформаційні Технології та Комп'ютерне Моделювання – 15-16 грудня 2022 р., м. Івано-Франківськ, С. 206-213.
9. Shamakhanov V., Khoroshylov S. Deployment Simulation and Analysis of Space Mesh Antenna // Матеріали Міжнародної науково-технічної конференції Інформаційні Технології в Металургії та Машинобудуванні, 22 березня 2023 р., м. Дніпро, С. 106-108.
13. Khoroshylov S.V., Shamakhanov V.K., Martyniuk S.E., Sushko O.Y., Medzmariashvili E., Tserodze S., Beitsun V.S. Dynamics modelling and analysis of the deployable reflector antenna for SAR mini-satellites // Матеріали 41st ESA Antenna Workshop on Large Deployable Antennas, 25-28 September 2023, Noordwijk, The Netherlands.
10. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В., Моделювання тросової системи розгортання стрижневих конструкцій, що трансформуються, міжнародна наукова конференція «Актуальні Проблеми Механіки - 2023» до 145-річчя від дня народження С.П.Тимошенка, 14 - 16 Листопада 2023 р., м. Дніпро, С. 196-197.
11. Шамаханов В.К., Хорошилов С.В. Керування Розгортанням Сітчастої Антени Космічного Застосування, XXVII Міжнародна Конференція «Автоматика» 2024, 20–22 Листопада 2024 р., м. Дніпро, С. 211-212.

ДОДАТОК Б

Ілюстрації до оглядової частини роботи.

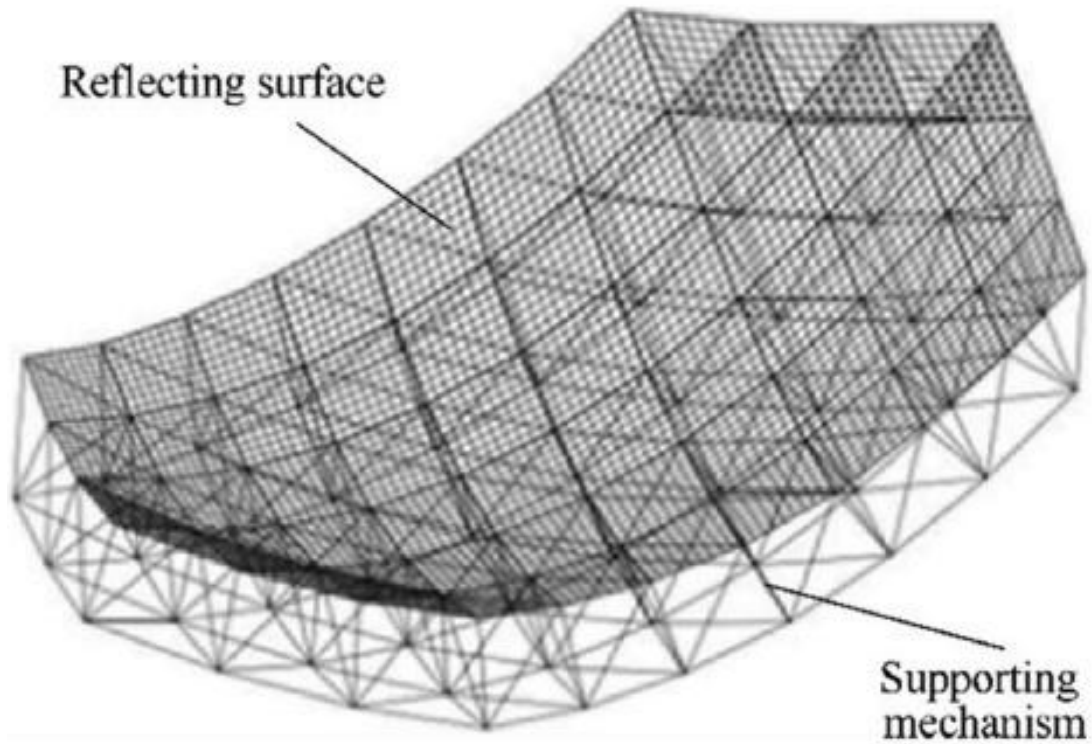


Рисунок Б.1 - Фермовий рефлектор [129].

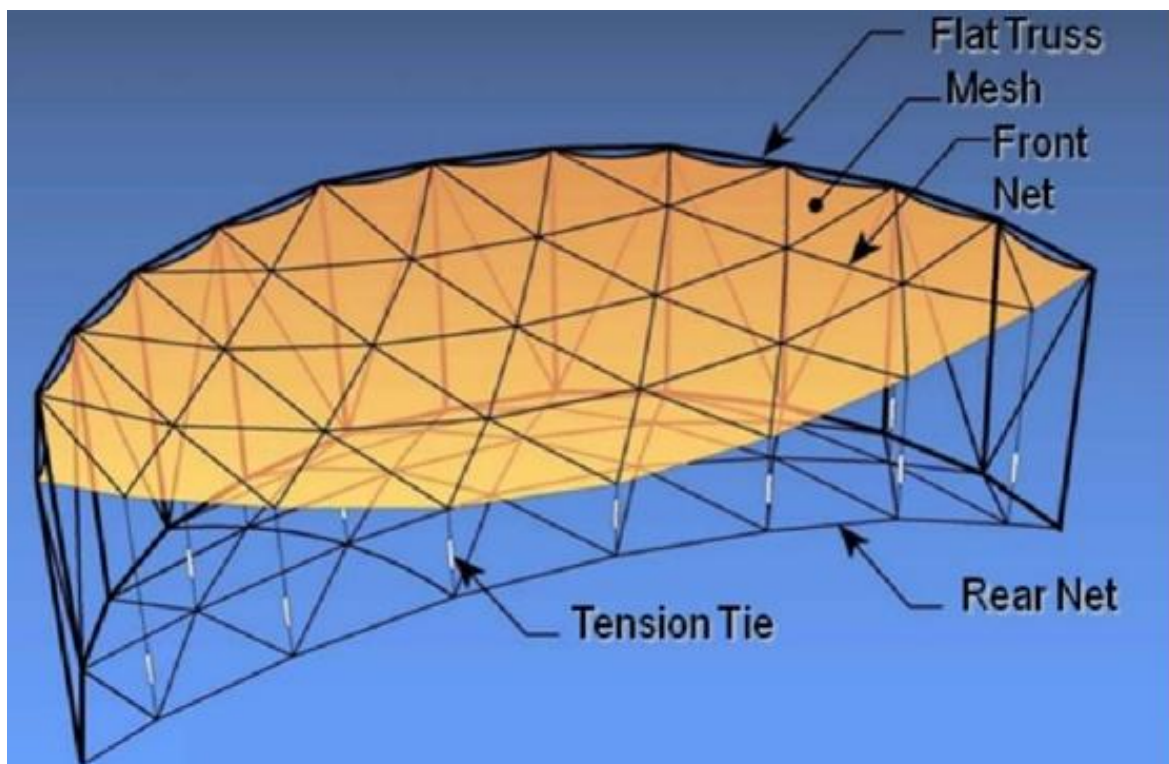


Рисунок Б.2 - Кільцевий фермовий рефлектор [120].

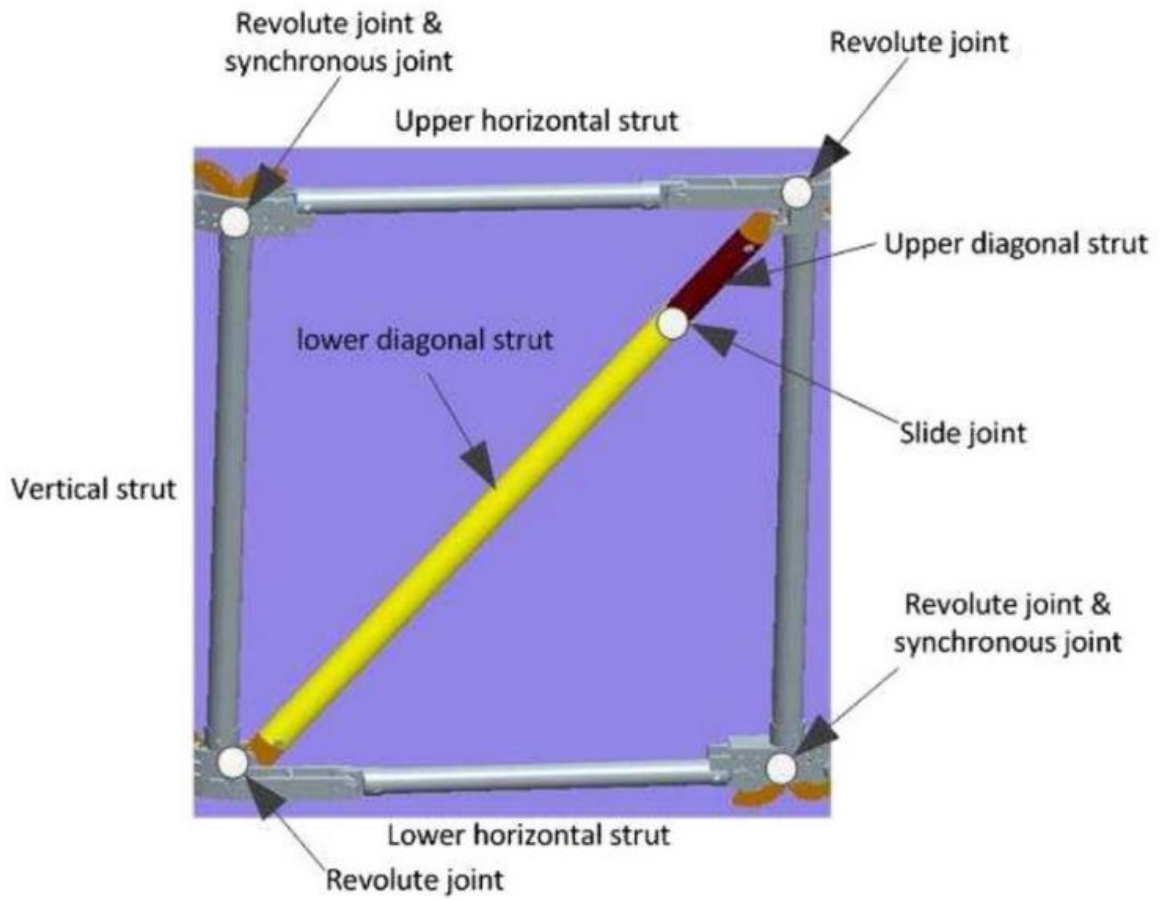


Рисунок Б.3 - Один проліт ферми типу AstroMesh [65].

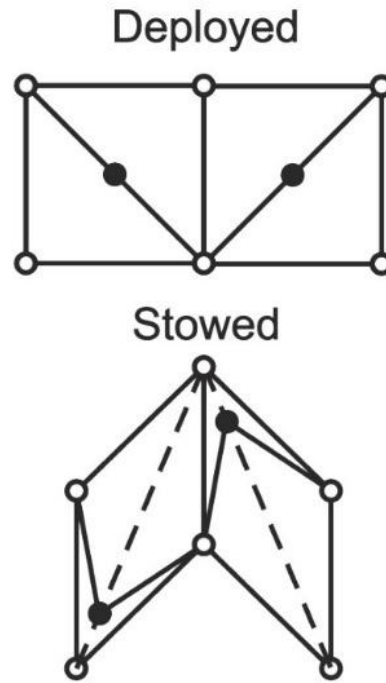


Рисунок Б.4 - Восьмигранні прогони ферми [104].

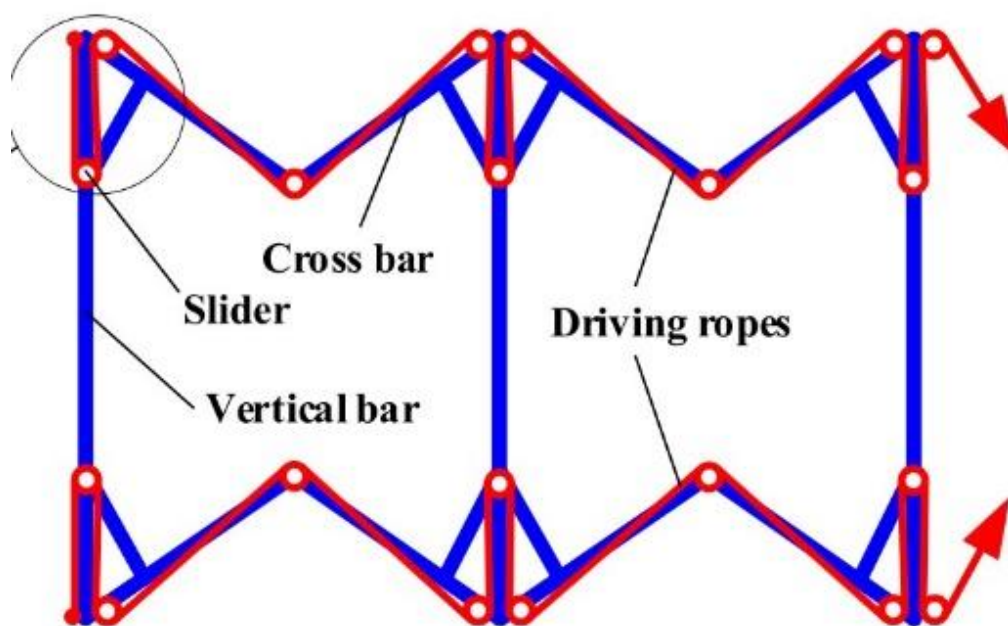


Рисунок Б.5 - Система розгортання з тросами та кривошипно-повзунковими механізмами [103].

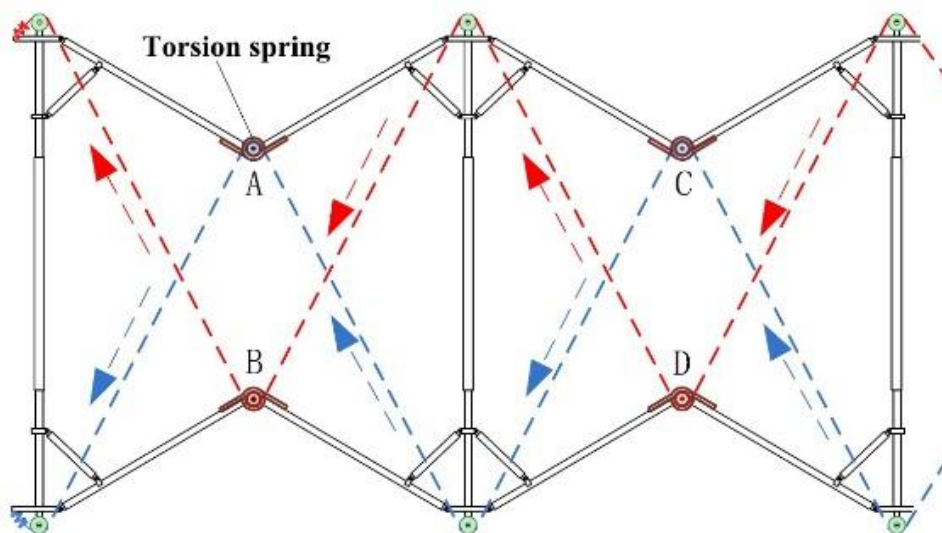
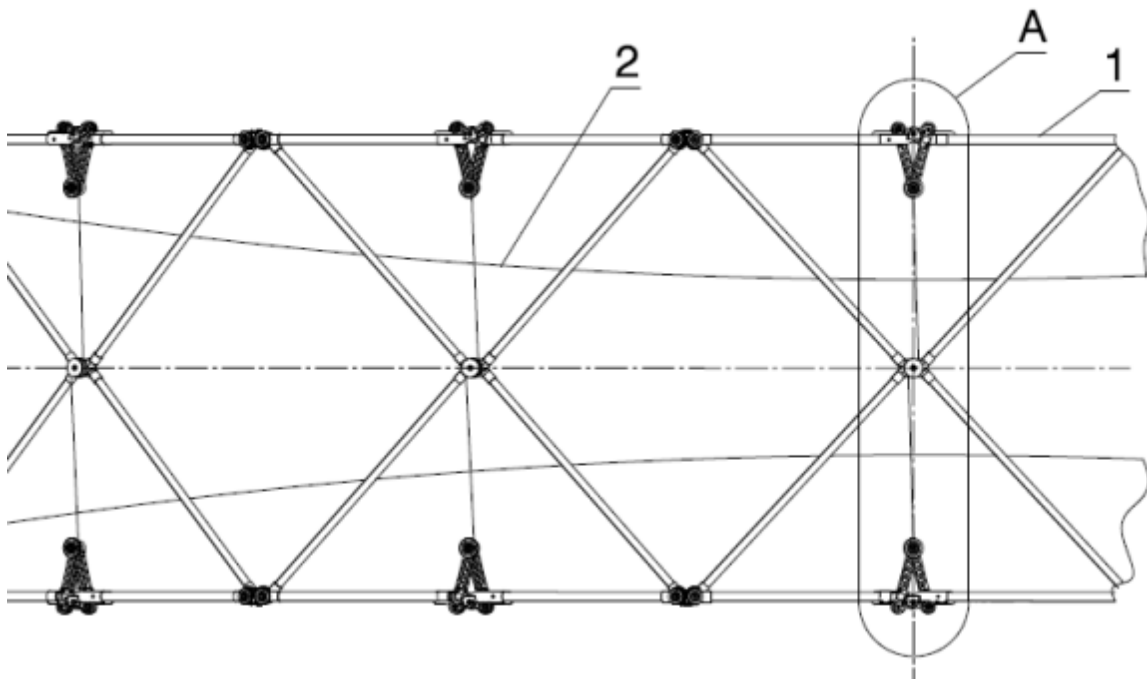


Рисунок Б.6 - Система розгортання з пружинами та тросами [115].



Риснок 1.7 - Фрагмент ферми з НПЕ та ВПЕ [52].

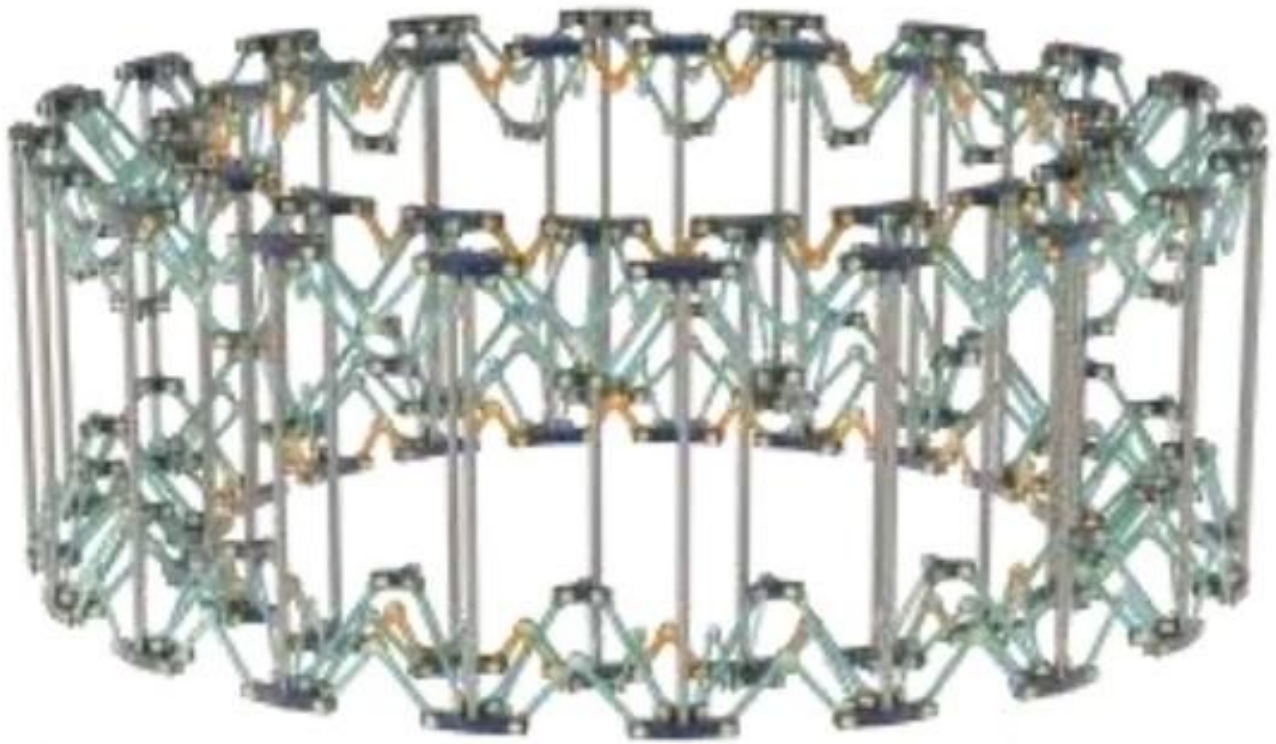


Рисунок Б.8 - Розгорнута двокільцева антенна ферма [146].

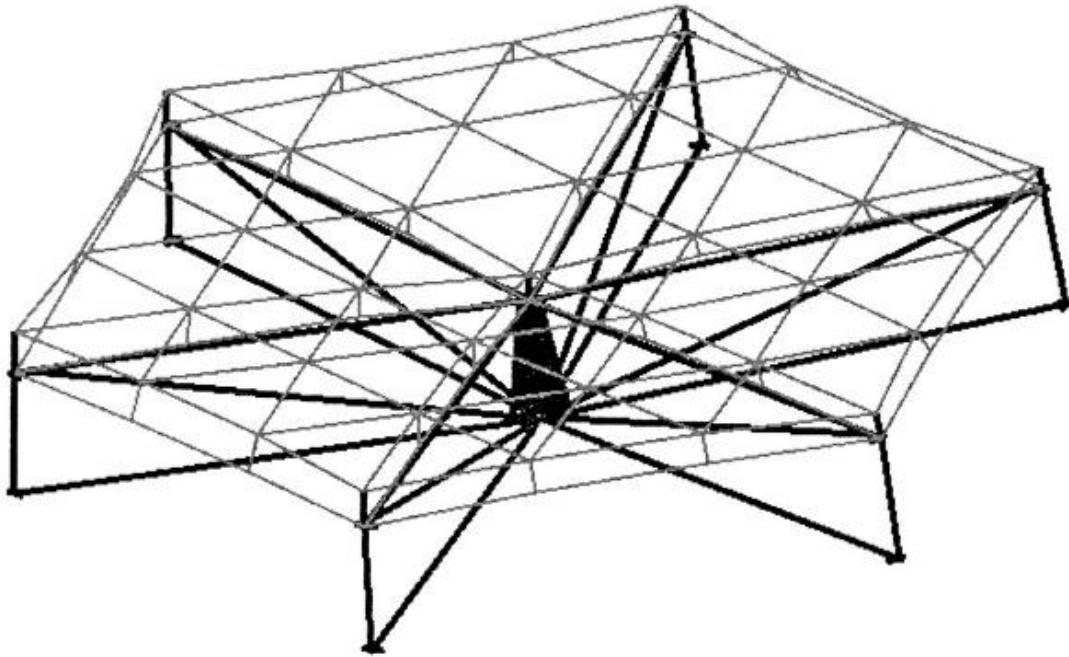


Рисунок Б.9 - Сітчастий рефлектор з радіальними ребрами [102].

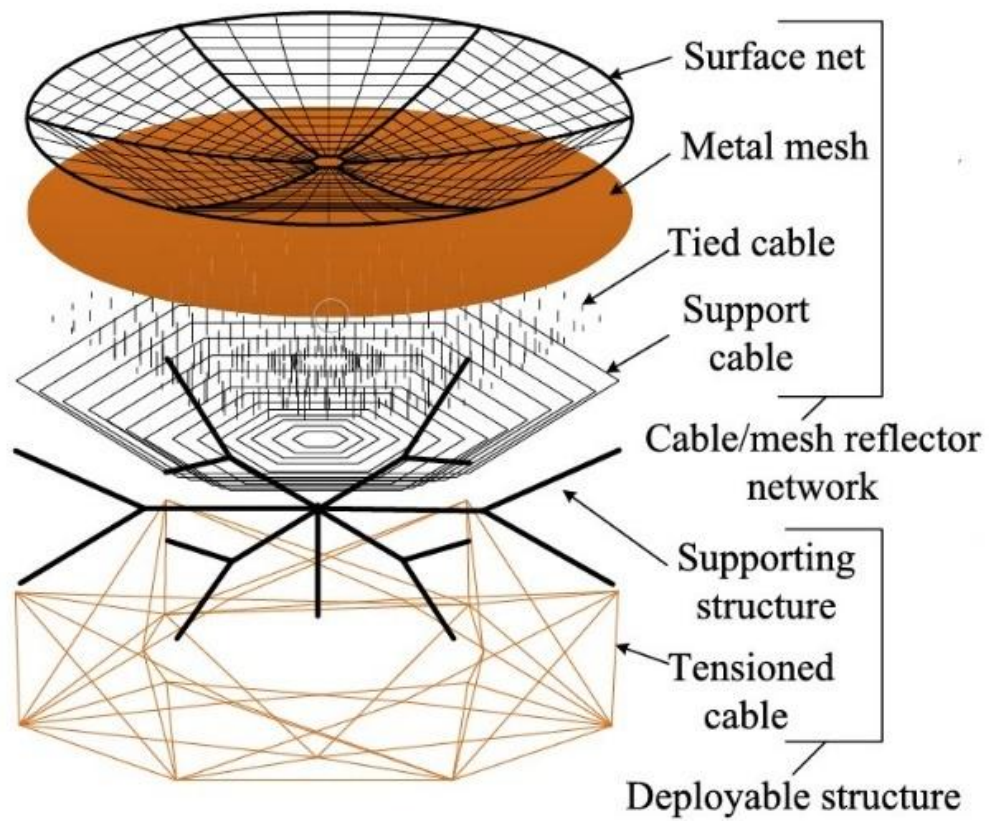


Рисунок Б.10 - Тросово-реберна натяжна антена: (а) конфігурація [119].

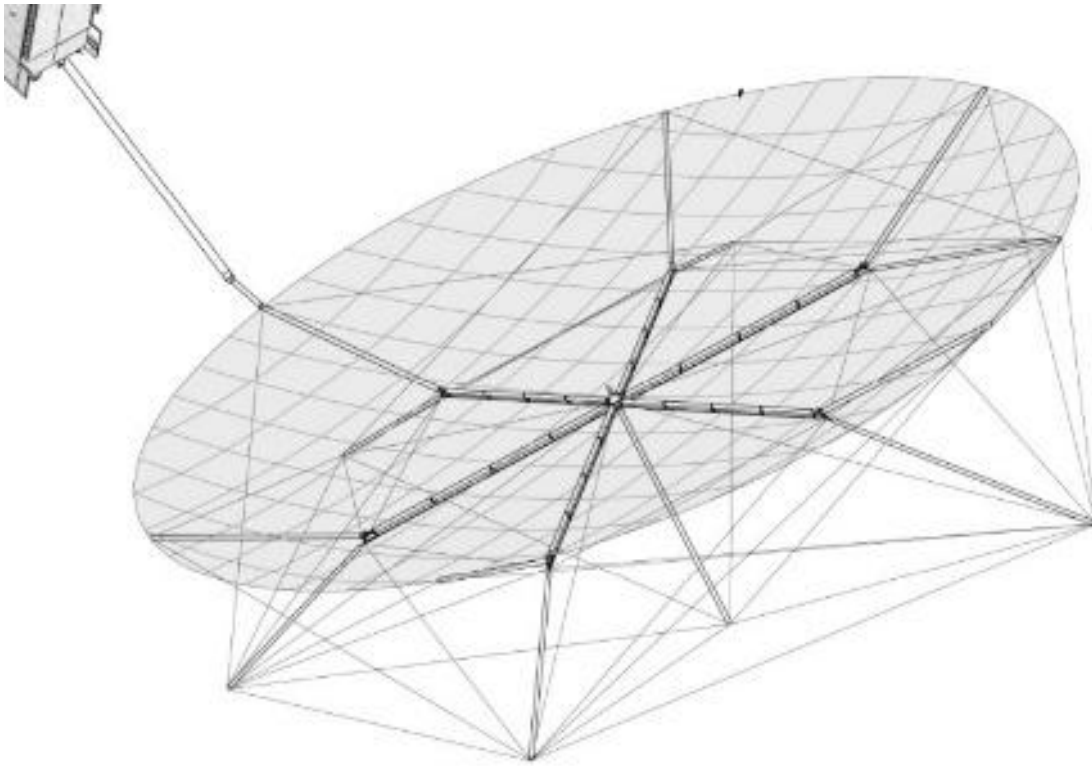


Рисунок Б.11 - Рефлектор Harris 18м S-діапазону [109].

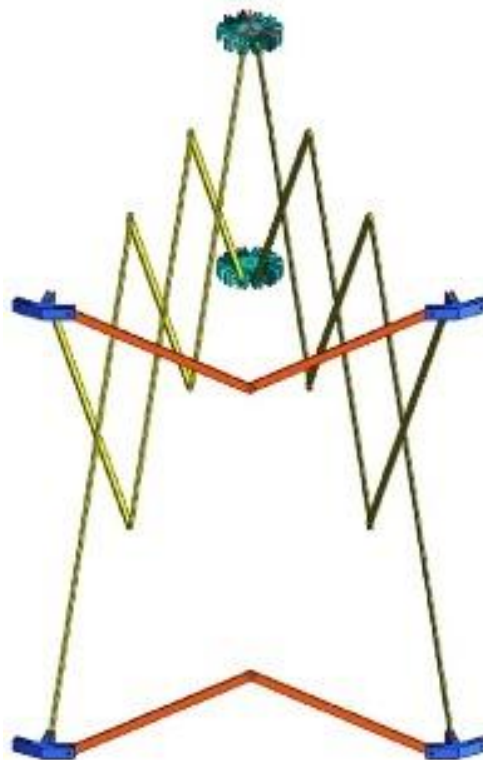


Рисунок Б.12 - Механізм ножиць нерівномірної довжини обручно-ребристої ферми [126].



Рисунок Б.13 - Рефлектор парасолькового типа [82].

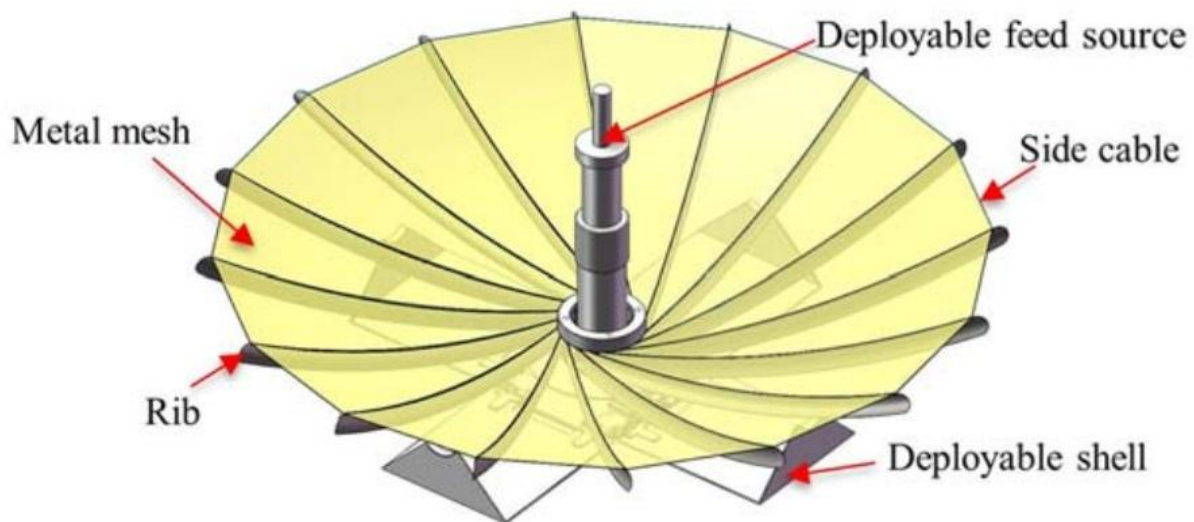


Рисунок Б.14 - Розгорнута ребриста антена [162].

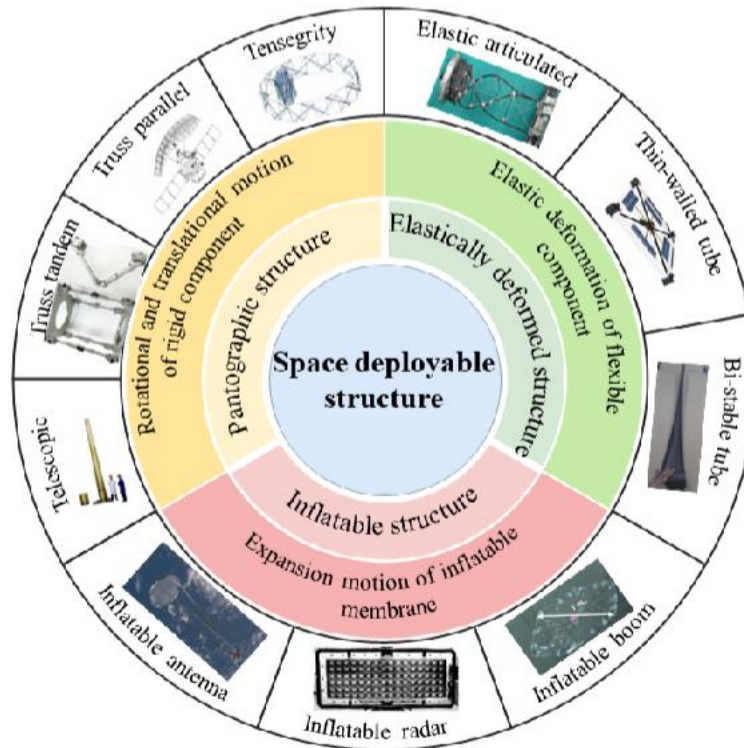


Рисунок Б.15 - Огляд космічних конструкцій, що розгортаються, із зазначенням основних категорій, пов'язаних з їхніми механізмами трансформації та типовими структурними конфігураціями, а також типовими застосуваннями в аерокосмічних місіях [17].

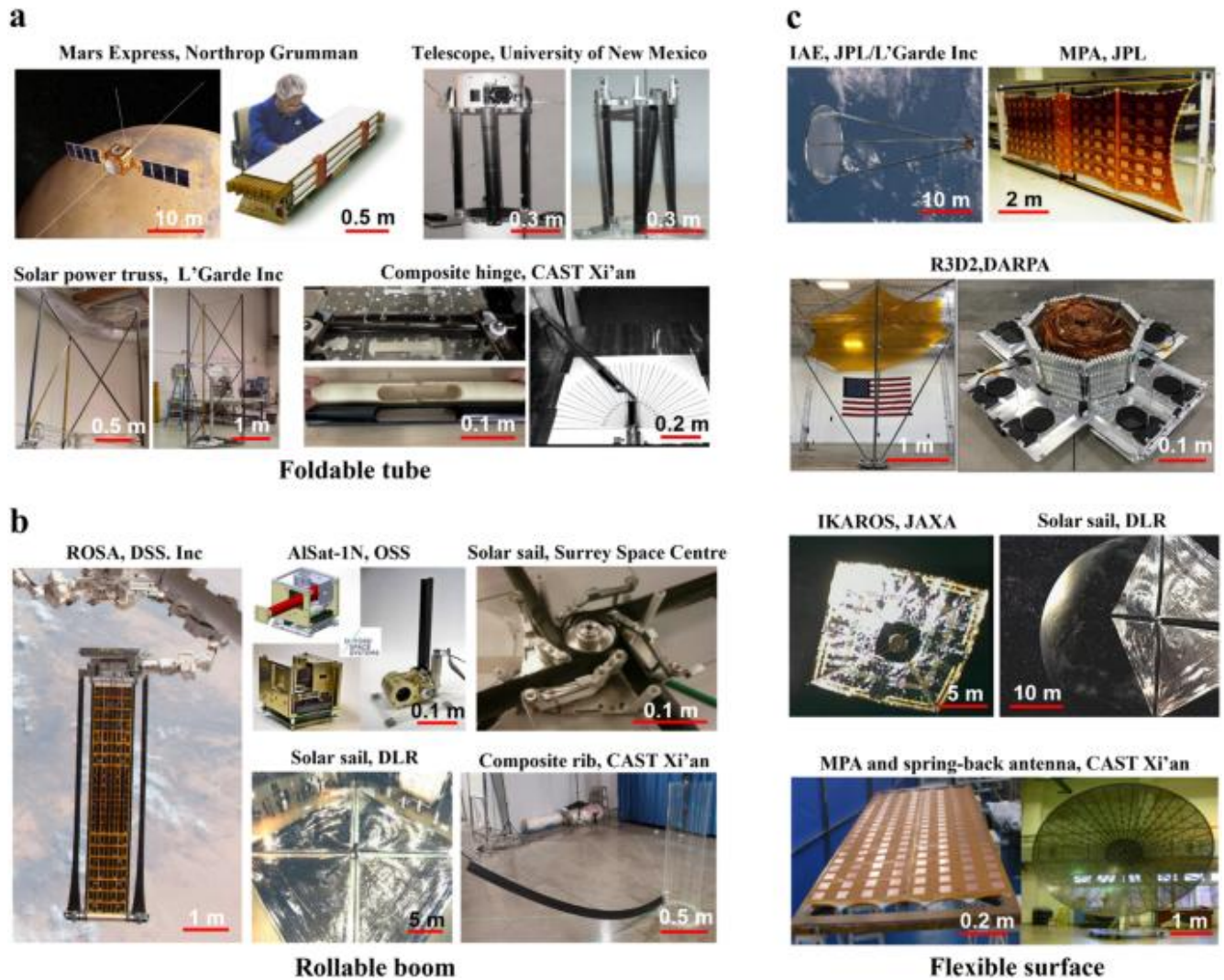


Рисунок Б.16 - Різновиди космічних конструкцій з пружних композитних матеріалів [24]

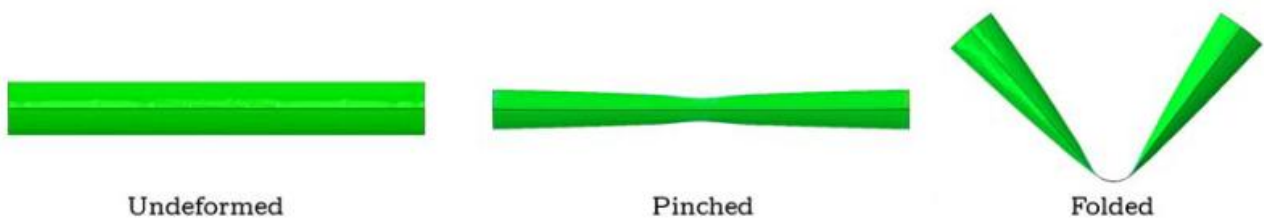


Рисунок Б.17 - Послідовність згортання конструкції [25].

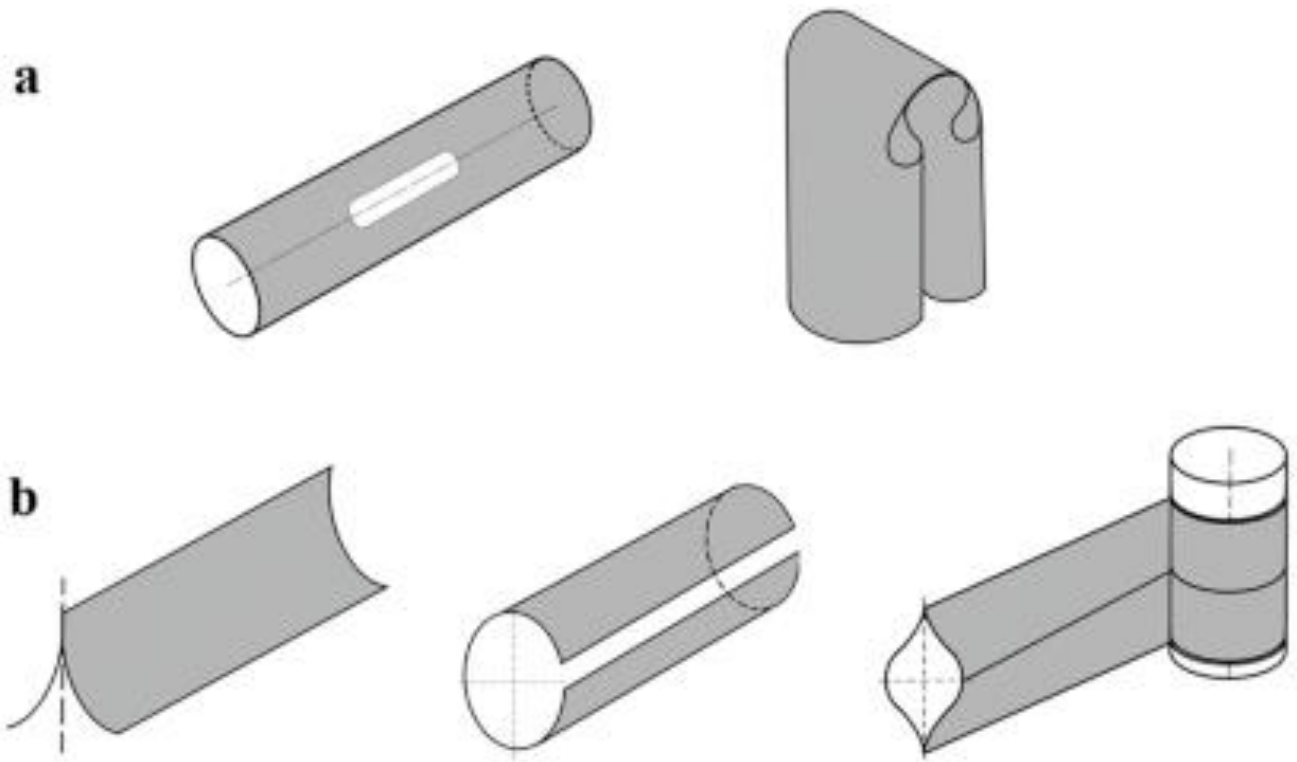


Рисунок Б.18. - Форми поперечних перерізів космічних штанг із замкнутим перерізом [25]

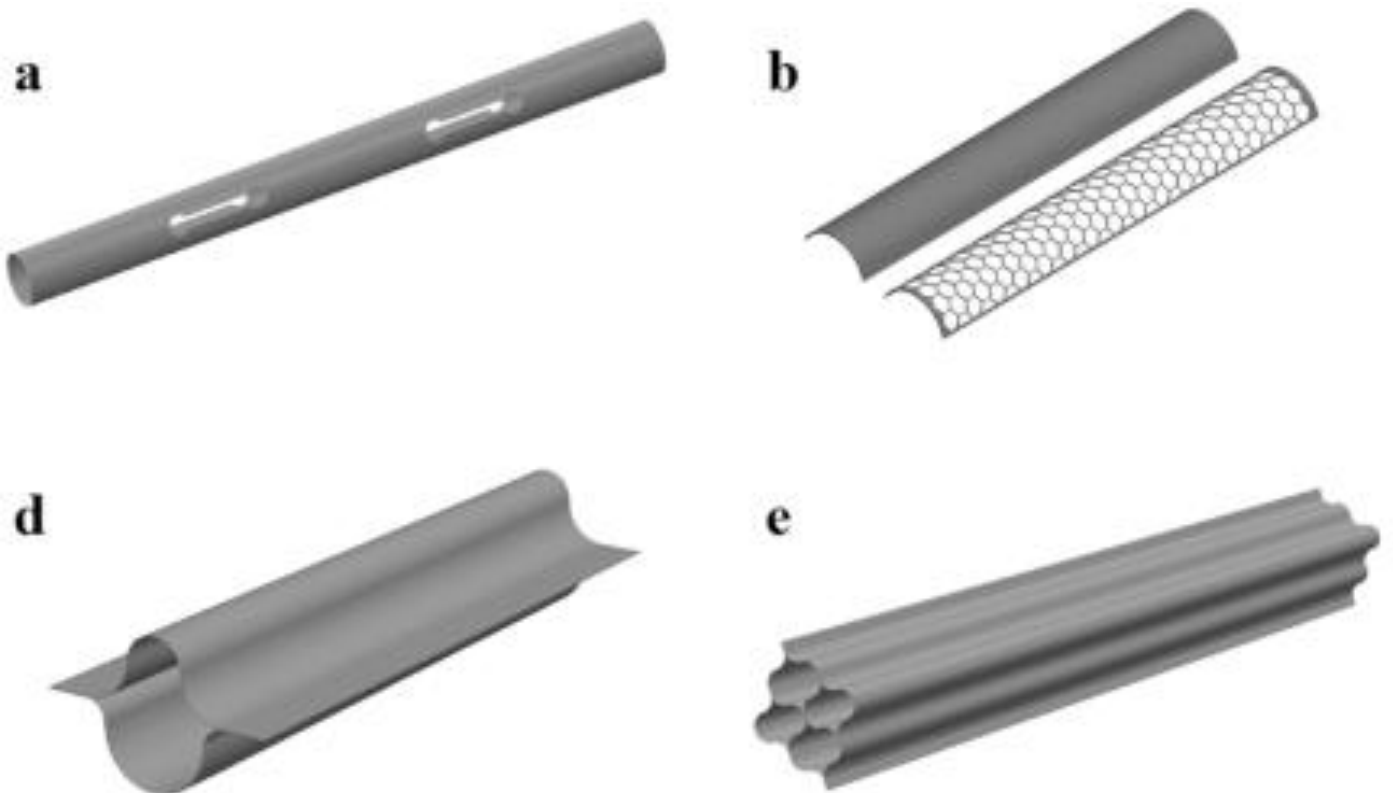


Рисунок Б.19 – Багатошарові композитні штанги [24]

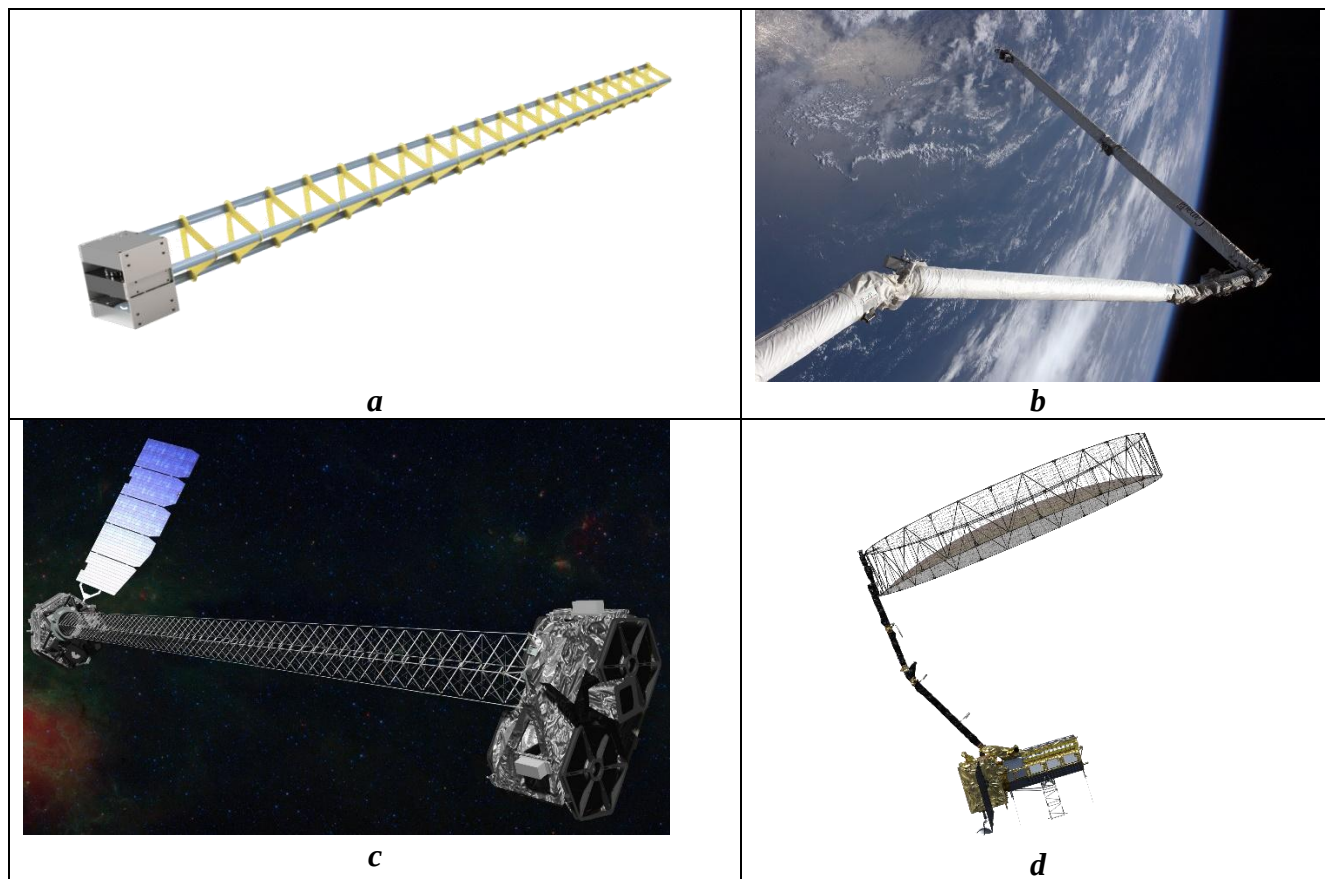


Рисунок Б.20 – Стрижневі конструкції [17]

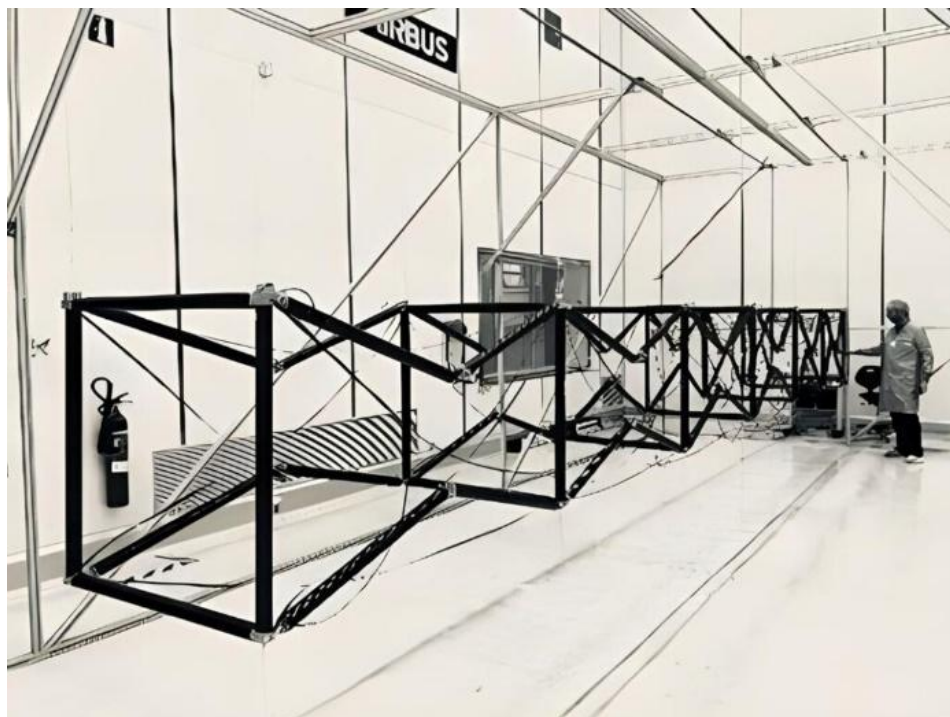


Рисунок Б.21 – Штанга з секційною структурою [16]

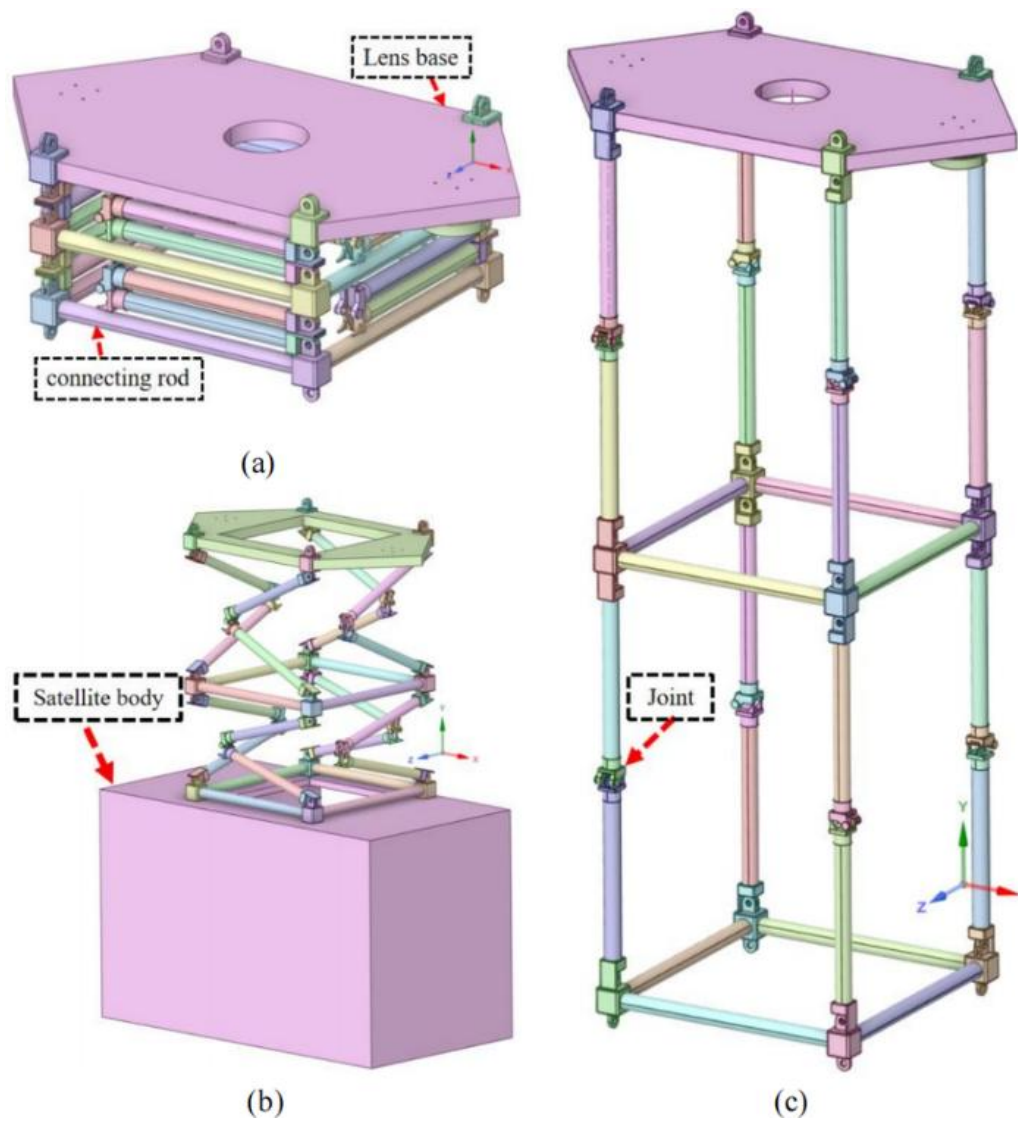


Рисунок Б.22 – Процес розгортання штанги скелетної структури [16]

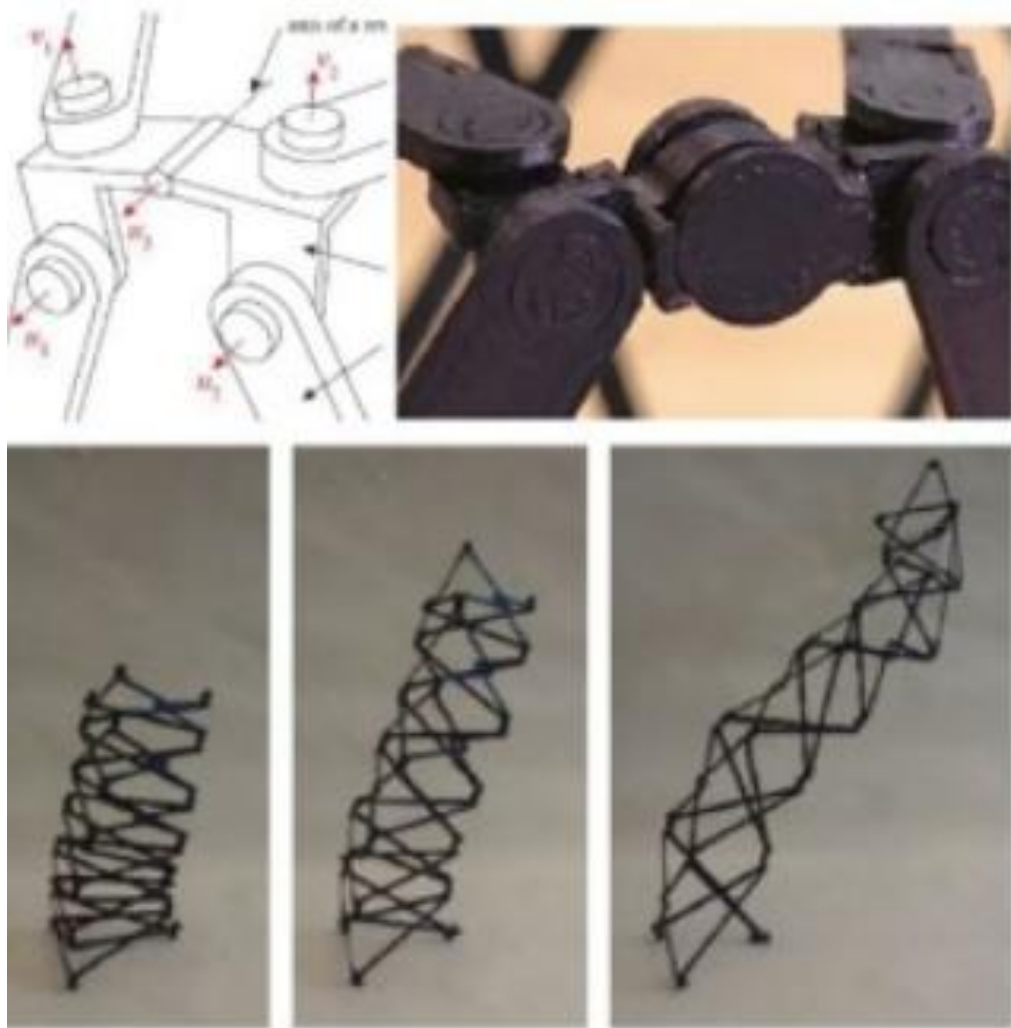


Рисунок Б.23 – Телескопічна стріловидна система ножичного типу [39]

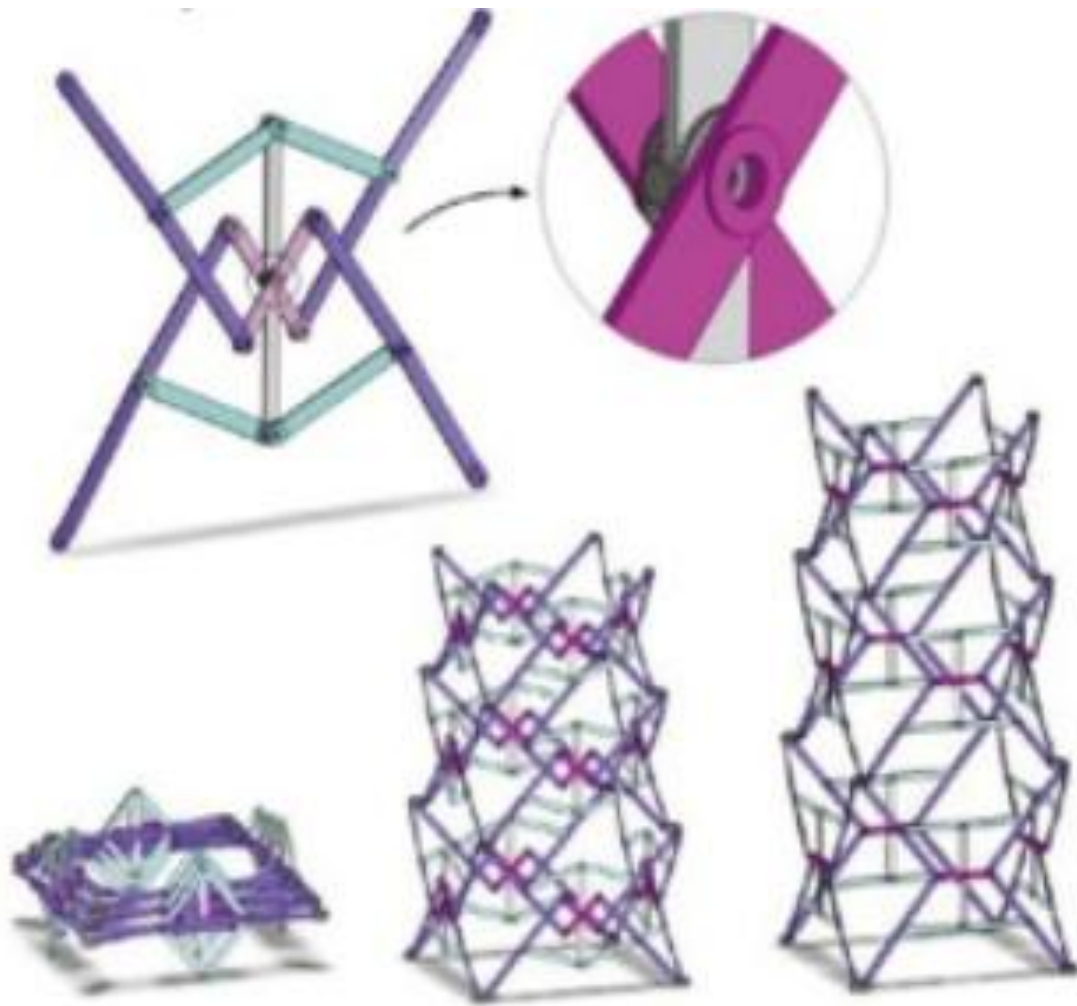


Рисунок Б.24 – Багатошарові композитні штанги [39]



Рисунок Б.25 – Телескопічна штанга космічного призначення [8]

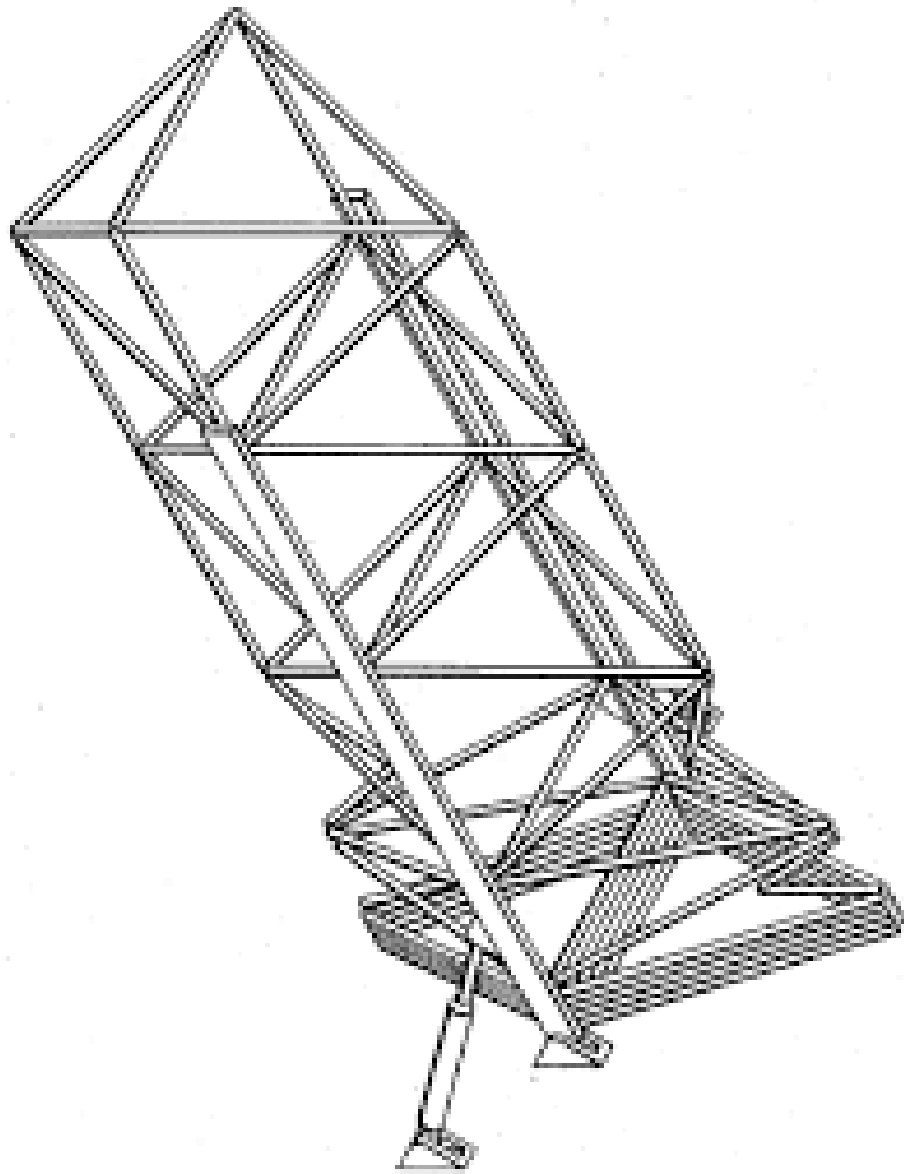


Рисунок Б.26 – Жорстка штанга скелетної структури.