

Бейцун В. С.<sup>1</sup>, Дзюба А. П.<sup>2</sup>, Тарасов С. В.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>аспірант, ДНУ ім. О. Гончара; інженер, ІТСТ НАНУ, Дніпро, Україна, e-mail:

[beitsun98@gmail.com](mailto:beitsun98@gmail.com)

<sup>2</sup>д. т. н., професор, ДНУ ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: [dzb@ua.fm](mailto:dzb@ua.fm)

<sup>3</sup>к. т. н., с. н. с., ІТСТ НАНУ, Дніпро, Україна, e-mail: [tsvtransmag@gmail.com](mailto:tsvtransmag@gmail.com)

## РОЗРОБКА МАНІПУЛЯТОРА КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ ІЗ РАЦІОНАЛЬНИМИ ПАРАМЕТРАМИ

**Анотація.** Запропоновано методологію удосконалення параметрів конструкції багатоланкового маніпулятора космічного призначення. Приведені результати числового аналізу та експериментальних досліджень континуальної податливості елементів та локальних зон підвищеної податливості, зокрема у шарнірних вузлах і фланцевих з'єднаннях маніпулятора. Напрацьовані рекомендації до вибору раціональних параметрів маніпулятора.

**Ключові слова:** космічний маніпулятор, податливість, кінематичне керування, експериментальне моделювання, фотограмметрія.

**Вступ.** В умовах космічного простору, застосування маніпуляторів спеціального призначення з оптимальними параметрами є надзвичайно актуальними. Такі маніпулятори використовуються для виконання складних завдань, таких як монтаж і демонтаж обладнання, управління супутниками, маніпулювання з сітчастими антенами, науковими приладами та іншими корисними вантажами в умовах екстремальних навантажень при відсутності атмосфери (космічного вакууму) і зниженої сили тяжіння. Такі маніпулятори складаються з послідовно з'єднаних між собою шарнірними чи фланцевими вузлами пружних стрижнів, що утворюють рухома механічну структуру. Особливістю багатоланкових маніпуляторів космічного призначення є вимоги до високої точності виконаних ними рухів.

Внутрішні пружні сили та моменти в гнучких стрижнях маніпулятора мають прагнення відновити початкову форму після таких деформацій, з урахуванням їхньої податливості, сил реакцій в шарнірах та з'єднаннях, особливостей взаємодії між ланками, що забезпечують кінематичні обмеження. З урахуванням сил внутрішнього демпфування, що сприяють частковому поглинанню енергії коливань і їхньому згасанню, зменшуючи ризик неконтрольованих вібрацій.



Зовнішні сили виникають в результаті впливу на маніпулятор гравітаційних полів у зв'язку з рухом космічного апарату (КА). Однією з найбільших проблем є виникнення сил інерції під час поворотів чи зупинок КА, коли маніпулятор виконує операції, такі як розкриття, зміна положення корисного вантажу (КВ) або швидкості руху маніпулятора та ін.; в умовах дії закону збереження кількості руху, що можуть спричинити виникнення інерційних сил. Ці сили діють на всі ланки маніпулятора, що не тільки викликають додаткові навантаження на його структуру, але і ускладнюють стабілізацію приладів, закріплених на інших консолях маніпулятора, що потребує ретельного аналізу напружень, переміщень та податливостей для забезпечення стабільності та безпеки.

Крім того, важливим є врахування сил, що виникають при розкладанні маніпулятора з сітчастою антеною [1-3] чи іншим КВ. У такому випадку відбувається зміна геометрії системи та тензора інерції, що призводить до модифікації динамічних характеристик маніпулятора та вимагає адаптації алгоритмів управління і точного моделювання його поведінки під час роботи.

У поданій роботі запропонована методика розробки маніпулятора з раціональними параметрами шляхом застосування комплексного аналізу динамічних характеристик та податливостей конструкції, її шарнірних і фланцевих з'єднань.

**Результати досліджень.** Модель пружного маніпулятора космічного призначення розглядається як стрижнева система з елементами конструкції, з'єднаними за допомогою шарнірних вузлів і фланцевих з'єднань (рис. 1). Синьою фігурою зображено КА, червоною – КВ, що імітує параболічну антену у складеному вигляді; іншими кольорами – ланки космічного маніпулятора. Така конструкція забезпечує багатофункціональність системи, необхідної для адаптації її конфігурації відповідно до поставлених завдань та виконання технологічних операцій, транспортування та позиціонування КВ у просторі.

Застосування методу скінченних елементів (МСЕ) дозволяє отримати локальні жорсткісні та податливі характеристики стрижневих елементів маніпулятора, з врахуванням змінного перерізу, анізотропії матеріалу та граничних умов. Для дослідження континуальної податливості було проведено комп'ютерне моделювання модального аналізу для спрощеної моделі маніпулятора без фланців та шарнірних вузлів. До уваги приймалися перші шість форм вільних коливань. Оскільки перша форма власних коливань має найнижчу частоту і найбільш просту форму вигину, вона була знайдена та оцінена як аналітично, за допомогою емпіричних формул, так і чисельно. Порівняння першої форми вільних коливань консольної балки з вантажем на кінці,



отриманої при розрахунку у Ansys, виконувалось за допомогою емпіричної формули Ірвіна [4]. Відносна похибка результатів склала 0,35%.

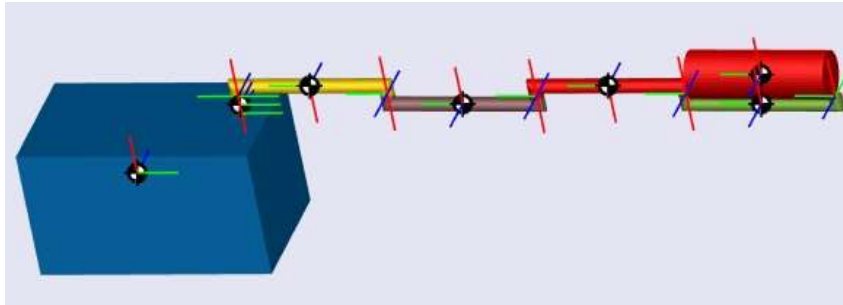


Рисунок 1 – Схема маніпулятора з КА та КВ

Податливість шарнірних вузлів досліджувалась за допомогою фотограмметричного методу з використанням контрольних точок-мішеней. Методика передбачає відстеження траєкторій суміжних ланок, з'єднаних шарніром, та їх подальше порівняння з траєкторіями моделей під час імітаційного моделювання. Відхилення від еталонної траєкторії інтерпретувалось як прояв люфта або податливості шарніра. Результати експерименту показали високу точність фотограмметричного методу.

Визначення впливу податливості фланцевого з'єднання на локальну жорсткість маніпулятора проводилось за допомогою експериментальних методів механіки деформівного твердого тіла шляхом випробування на згинання, кручення та розтяг-стиск. Результати експериментів використовуються для більш коректного застосування методу скінченних елементів з метою оптимізації параметрів та аналізу поведінки конструкцій.

**Висновки.** Побудована методологія чисельно-експериментального визначення впливу континуальної та пружних податливостей шарнірних вузлів, фланцевих з'єднань багатоланкових конструкцій та механізмів маніпуляторів може бути корисною для підвищення точності моделювання динаміки, вдосконалення алгоритмів керування та оптимізації конструкцій роботизованих систем.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Khoroshylov S. V., Shamakhanov V. K., Beitsun V. S., et al. (2023). Dynamics modelling and analysis of the deployable reflector antenna for sar mini-satellites. 41st ESA Antenna Workshop on Large Deployable Antennas (25 - 28 September 2023). – Noordwijk, The Netherlands: ESAESTEC. Pp. 1-6.



2. Sun Z., Zhang Y., Yang D. (2021). Structural design, analysis, and experimental verification of an H-style deployable mechanism for large space-borne mesh antennas. *Acta Astronautica*, (178), 481-498.
3. Sushko O., Medzmariashvili E., Filipenko F., et al. (2021). Modified design of the deployable mesh reflector antenna for mini satellites. *CEAS Space J.*, 13 (4), 533 – 542.
4. Vibrationdata Structural Dynamics - Beam Vibration. Tom Irvine: веб-сайт.  
URL:  
<https://www.vibrationdata.com/beams.htm>.

