

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ТЕРНОПІЛЬСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ
УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ІВАНА ПУЛЮЯ

Кваліфікаційна наукова праця на
правах рукопису

ПАСТЕРНАК ЮРІЙ ВОЛОДИМИРОВИЧ

УДК: 681.518.3

ДИСЕРТАЦІЯ

**СИНТЕЗ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ АНТЕННИМИ КОМПЛЕКСАМИ НА
ОСНОВІ ПАРАЛЕЛЬНОГО КІНЕМАТИЧНОГО МЕХАНІЗМУ
НАВЕДЕННЯ ІЗ СТАТИЧНО НЕВИЗНАЧЕНИМИ ЗВ'ЯЗКАМИ**

Спеціальність 05.13.05 – Комп'ютерні системи та компоненти

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

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

(підпис, ініціали та прізвище здобувача)

Науковий керівник:
Паламар Михайло Іванович, доктор
технічних наук, професор

***Ідентичність всіх примірників дисертації
ЗАСВІДЧУЮ:***

вчений секретар спеціалізованої вченої ради

/М. Є. Фриз/

Тернопіль – 2021

АНОТАЦІЯ

Пастернак Ю.В. Синтез систем керування антенними комплексами на основі паралельного кінематичного механізму наведення із статично невизначеними зв'язками. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за фахом 05.13.05 – Комп'ютерні системи та компоненти. – Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя, Міністерство освіти і науки України, Тернопіль, 2021.

Підготовка здійснювалась на кафедрі приладів та контрольно-вимірювальних систем Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя, Міністерства освіти і науки України.

Спеціалізована вчена рада К 58.052.06 при Тернопільському національному технічному університеті імені Івана Пулюя, Міністерства освіти і науки України.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню важливої науково-технічної задачі, яка полягає в побудові процесу керування антенними станціями для наведення та супроводу космічних апаратів дистанційного зондування Землі.

У *вступі* розкрито стан наукової проблеми, обґрунтовано актуальність теми дисертаційного дослідження, представлено зв'язок роботи з науковими темами, сформульовано мету та основні задачі дослідження, визначено об'єкт, предмет і методи дослідження, викладено наукову новизну отриманих результатів, їх практичне значення. . Вказано дані про зв'язок роботи з науковими програмами та планами НДР університету за місцем виконання роботи. Висвітлено інформацію щодо апробації та публікацій результатів роботи.

У *першому розділі* проаналізовано тенденції розвитку антенних систем на базі платформи Г'ю-Стюарта. Розглянуто методи керування антенними комплексами, зокрема виділено: керування рухом в робочому просторі та керування рухом в просторі узагальненої координати. З'ясовано, основні

фактори, які впливають на точність та ефективність керування систем наведення антен для супроводу супутників дистанційного зондування Землі.

Визначено фактори, які ускладнюють керування механізмом з статично невизначеними зв'язками, зокрема керування рухом робочого органу платформи Г'ю-Стюарта в робочому просторі може бути реалізована тільки після того, як стан системи із шістьма ступенями свободи визначається шляхом дорогих прямих вимірювань або досить громіздкої оцінки стану. При цьому можна забезпечити якісне керування 6-ма ступенями вільності при невизначеності системи: інерції, помилки моделювання, тертя і т. д. Також даний підхід має алгоритмічні складності та описується складними нелінійними рівняннями при вирішенні складної задачі прямої кінематики. Вирішення задачі керування значно ускладнюється якщо потрібно обчислювати положення в реальному часі. В динаміці задача значно ускладнюється, оскільки для того щоб вийти на будь яку позицію необхідно побудувати загальну траєкторію проходження до неї та траєкторії проходження для кожного із актуаторів. Обрахувати швидкості та прискорення в кожній точці траєкторії та заставити всі шість електроприводів синхронно та узгоджено відпрацювати свою траєкторію із як найнижчими похибками швидкості і прискорення, при цьому дотримуватись умови їх узгодженого руху.

Проаналізовано вплив елементів конструкції на процес побудови та керування антенного комплексу. Класифіковано параметри, які впливають на точність наведення дзеркала антени. Описано переваги та недоліки конструкції та систем керування.

У *другому розділі* вдосконалено метод керування наведення антени на основі систем із статично невизначеними зв'язками

Основна ідея цього методу полягає у реалізації афінних ізометричних перетворень для здійснення повороту верхньої площини у просторі, відповідно і шарнірів, які в ній знаходяться.

Отже, в результаті проведеного дослідження отримано перший науковий результат, а саме: синтезовано імітаційну модель антенної системи на основі опорно-поворотної платформи Г'ю-Стюарта що визначає закони та особливості руху лінійних приводів кінематичного механізму Нехарод для наведення на координати низькоорбітальних космічних об'єктів, що дає змогу покращити вироблення керуючих дій системою керування розроблюваних антенних систем та підвищити точність супроводу траєкторій низькоорбітальних супутників

Крім того в другому розділі запропонований алгоритм розрахунку видовження актуаторів та використання моделі кінематики супроводу космічних апаратів, який дозволяє визначити характеристики керуючих дій в системі керування антенних систем. Запропоновано тривимірну математичну модель опорно-поворотного пристрою успішно використовується при створенні системи керування та дослідного взірця антенної системи.

Розроблено модель кінематики супроводу КА, яка дає можливість визначити характеристики керуючих дій в системі керування АС, тобто закони руху лінійних приводів (осей) кінематичного механізму ОПП АС в часі, необхідний діапазон їх переміщень, величини швидкостей і прискорень виконавчих осей АС, особливості руху на окремих ділянках траєкторії, алгоритми формування керуючих сигналів.

Крім того в другому розділі запропонований алгоритм керування, який використаний при розробці програми для моделювання роботи антени з поворотним.

Таким чином, отримано третій науковий результат, а саме: удосконалено метод і систему управління антенною платформою на основі просторового механізму із системи лінійних кінематичних ланок із октаедральною компоновкою, що дозволяє проектувати антенні системи з меншими масо-габаритними параметрами опорно-поворотної платформи (в 10-50 раз порівняно з класичними АС), та покращеними динамічними характеристиками, без «мертвих зон» супроводу супутників та здешевити антенні системи в цілому

У *третьому розділі* дисертації розроблено метод, моделі і алгоритми та динамічна модель системи, яка дозволяє визначити вплив геометричних параметрів запропонованого паралельного кінематичного механізму на основні технічні характеристики системи.

Синтезовано імітаційну модель системи управління та 3D модель гексапода, яка дозволяє проводити дослідження основних переміщень гексапода. Отримані результати дослідження 3D моделі використано при конструюванні відповідних вузлів гексапода.

Створено динамічну модель платформи Г'ю-Стюарта за допомогою вбудованої бібліотеки SimMechanics в системі Matlab Simulink і тривимірної моделі реалізованій в CAD Solidworks.

Отже, в результаті проведеного дослідження отримано другий науковий результат, а саме вперше визначено вплив конструктивних особливостей просторового механізму із системи лінійних кінематичних ланок із статично невизначеними зв'язками на точність наведення променю рефлектора великогабаритної антени, що дає змогу підвищити точність наведення та зменшити похибки супроводу траєкторій низькоорбітальних космічних об'єктів у розроблюваних системах керування.

У *четвертому розділі* описані результати розробки алгоритмічного, апаратного та програмного забезпечення, які базуються на результатах теоретичних досліджень та імітаційного моделювання, проведених в попередніх розділах дисертаційної роботи.

З метою розширення функціональних можливостей приведено детальний опис алгоритму обчислення видовження кожного із актуаторів для будь-якого заданого положення. Запропонована модель і алгоритм керування антенною системою з опорно-поворотним пристроєм на основі механізму паралельної кінематичної структури типу «Нехарод». Такий тип ОПП дозволяє спростити механічну конструкцію АС порівняно з класичними обертовими пристроями, є відносно простим і має високі технічні характеристики проте вимагає

складніших алгоритмів керування його роботою. Розроблена тривимірна математична модель ОПП успішно використовується при створенні системи керування та дослідного взірця АС.

На базі теоретичних досліджень для впровадження розроблених методів та моделей створено дослідну установку опорно-поворотного пристрою, апаратне та програмне забезпечення для його керування. Експериментально доведено, що запропонована модель адекватно описує роботу запропонованого паралельного кінематичного механізму.

У *висновках* сформульовано основні результати досліджень, проведених в дисертаційній роботі.

Ключові слова: платформа Г'ю-Стюарта (Нехарод), система керування, антенна система, азимутальна вісь, вісь кута місця, афінні перетворення, похибка супроводу, розрахунок траєкторії руху, імітаційне моделювання, ПЛІС, ПІД регулятор.

ABSTRACT

Pasternak Y.V. Synthesis of control systems for antenna complexes based on a parallel kinematic guidance mechanism with statically indeterminate connections. - Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

Thesis submitted for obtaining a candidate of technical science degree in specialty 05.13.05 – Computer Systems and Components. – Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Ministry of Education and Science of Ukraine, Ternopil, 2021.

Preparation was carried out at the Department of Instruments and Control and Measuring Systems of Ternopil Ivan Pulyuy National Technical University of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

Specialized Academic Council K 58.052.06 at Ternopil Ivan Pulyuy National Technical University of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

The dissertation is devoted to the solution of an important scientific and technical problem, which consists in the construction of the process of control of antenna stations for guidance and support of spacecraft for remote sensing of the earth.

The *introduction* reveals the state of the scientific problem, substantiates the relevance of the dissertation research topic, presents the connection of work with scientific topics, formulates the purpose and main objectives of the research, defines the object, subject and methods of research, outlines the scientific novelty of the results, their practical significance. The data on the connection of work with scientific programs and research plans of the university at the place of work are indicated. Information on approbation and publication of work results is covered.

The *first section* analyzes the trends in the development of antenna systems based on the Stewart platform. Methods of control of antenna complexes are

considered, in particular, the following are distinguished: motion control in the working space and motion control in the space of generalized coordinates. The main factors influencing the accuracy and efficiency of control of antenna guidance systems for tracking Earth remote sensing satellites have been identified.

Factors that complicate the control of a mechanism with statically indeterminate connections have been identified, in particular the control of the motion of the working body of the Stuart platform in the workspace can be realized only after the state of the DOF system 6 is determined by expensive direct measurements or rather cumbersome condition assessment. It is possible to provide high-quality control of 6 degrees of freedom with system uncertainty: inertia, modeling errors, friction, etc. Also, this approach has algorithmic complexities and is described by complex nonlinear equations in solving the complex problem of direct kinematics. Solving the control problem is much more difficult if you want to calculate the situation in real time. The dynamics of the task is much more complicated, because in order to reach any position it is necessary to build a common trajectory to it and the trajectory for each of the actuators. Calculate the speeds and accelerations at each point of the trajectory and force all six electric drives to work out their trajectory synchronously and in concert with the lowest speed and acceleration errors, while adhering to the conditions of their coordinated movement.

The influence of structural elements on the process of construction and control of the antenna complex is analyzed. The parameters that affect the accuracy of the antenna mirror guidance are classified. The advantages and disadvantages of design and control systems are described.

The *second section* improves the method of controlling antenna guidance based on systems with statically indeterminate connections

The main idea of this method is to implement affine isometric transformations to rotate the upper plane in space, respectively, and the hinges that are in it.

Thus, as a result of the study, the first scientific result was obtained, namely: a simulation model of an antenna system based on Hugh Stewart's pivot platform was determined, which determines the laws and features of motion of linear actuators of the Hexapod kinematic mechanism for guidance of low-orbit space objects. , which allows to improve the development of control actions of the control system of the developed antenna systems and increase the accuracy of tracking the trajectories of low-orbit satellites

In addition, the second section proposes an algorithm for calculating the elongation of actuators and the use of the model of kinematics of spacecraft support, which allows to determine the characteristics of control actions in the control system of antenna systems. The proposed three-dimensional mathematical model of the rotary support device is successfully used in the creation of a control system and a prototype of the antenna system.

A model of spacecraft support kinematics has been developed, which makes it possible to determine the characteristics of control actions in the control system of the AU, ie the laws of motion of linear drives (axes) of the kinematic mechanism of the AU in time, the required range of their movements, speeds sections of the trajectory, algorithms for generating control signals.

In addition, the second section proposes a control algorithm that is used in the development of a program for modeling the operation of the antenna with a rotary.

Thus, the third scientific result was obtained, namely: improved method and control system of the antenna platform based on the spatial mechanism of the system of linear kinematic links with octahedral layout, which allows to design antenna systems with smaller mass-dimensional parameters of the pivot platform (in 10- 50

times compared to classic speakers), and improved dynamic performance, without "dead zones" of satellite tracking and reduce the cost of antenna systems in general

In the *third section* of the dissertation the method, models and algorithms and dynamic model of the system are developed, which allows to determine the influence of geometrical parameters of the proposed parallel kinematic mechanism on the main technical characteristics of the system.

A simulation model of the control system and a 3D model of the hexapod have been synthesized, which allows to study the main movements of the hexapod. The obtained results of the 3D model study were used in the construction of the corresponding hexapod nodes

A dynamic model of the Stewart platform was created using the built-in SimMechanics library in the Matlab Simulink system and a three-dimensional model implemented in CAD Solidworks.

Thus, as a result of the study the second scientific result was obtained, namely the influence of the design features of the spatial mechanism from the system of linear kinematic links with statically indeterminate connections on the accuracy of the reflector beam of a large antenna, which allows to increase the accuracy and reduce trajectory errors. low-orbit space objects in the developed control systems.

The *fourth section* describes the results of algorithmic, hardware and software development, which are based on the results of theoretical research and simulation conducted in previous sections of the dissertation.

In order to expand the functionality, a detailed description of the algorithm for calculating the elongation of each of the actuators for any given position. The model and algorithm of control of the antenna system with the support-rotary device on the basis of the mechanism of parallel kinematic structure like "Hexapod" are offered. This type of OPP simplifies the mechanical design of the speaker compared to conventional

rotating devices, is relatively simple and has high technical characteristics, but requires more complex algorithms to control its operation. The developed three-dimensional mathematical model of OPP is successfully used in the creation of a control system and a prototype of the speaker.

On the basis of theoretical researches for implementation of the developed methods and models the experimental installation of the basic rotary device, hardware and the software for its management is created. It is experimentally proved that the proposed model adequately describes the operation of the proposed parallel kinematic mechanism.

The *conclusions* formulate the main results of research conducted in the dissertation.

Keywords: Stewart platform (Hexapod), control system, antenna system, azimuthal axis, angle of place, affine transformations, tracking error, calculation of trajectory, simulation, FPGA, PID controller.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Праці, в яких опубліковано основні наукові результати дисертації:

1. М.І. Паламар, Пастернак Ю.В. Керування антенною системою з механізмом наведення паралельної структури типу «Нехарод». *Автоматика, вимірювання та керування.- Вісник ДУ “Львівська політехніка”*. 2011. № 695. С.104-110.
2. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Моделювання антенної системи з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюрта. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І.Пулюя*. 2012. № 1(65). С.116-126.
3. Palamar M.; Pasternak Yu.; Pasternak V.; Mashtalyar S.; Shevchuk S. Analysis of accuracy control improvement methods of antenna system mechanisms based on stewart platform. *Scientific Journal of the Ternopil National Technical University, Ternopil, Ukraine*. 2020. Vol 100, no 4, pp. 55–61. (*Index Copernicus*).
4. М.І. Паламар, Ю.В. Пастернак, М.О. Стрембіцький Дослідження ефективності застосування нейронної мережі в системі керування нелінійними динамічними об'єктами. *Автоматика, вимірювання та керування.- Вісник НУ “Львівська політехніка”*. 2013. № 753. С.8-14.
5. М.І. Паламар, Ю.В. Пастернак, А.М. Паламар Дослідження динамічних похибок системи прецизійного керування антеною з асинхронним електроприводом. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І. Пулюя*. 2014. № 4(76). С.165-174.
6. Mykhaylo Palamar, Andrii Chaikovskiy, Yuriy Pasternak, Yaroslav Palamar Improvement Metrological Characteristics of the Antenna System Using Smart Angle Sensor *Proceedings of the 2015 IEEE 8th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS): - 24-26 September 2015, Warsaw, Poland. IEEE, P.:* 131–135. (*Scopus*).

7. Mykhaylo Palamar, Yuriy Pasternak, Andrii Palamar, Anatolii Poikhalo Precision Tracking of the Trajectory LEO Satellite by Antenna with Induction Motors in the Control System. *Proceedings of the 2017 IEEE 9th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS)*: - 21-23 September 2017, Bucharest, Romania. IEEE, Vol.2, P.: 1051–1055. (*Scopus, Web of Science*).

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали дванадцятої наукової конференції ТДТУ ім. І. Пулюя*, 14-15 травня 2008 р. Тернопіль: ТДТУ, 2008. С. 153.
9. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Алгоритм керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали Всеукраїнської наукової конференції ТДТУ ім. І. Пулюя*, 13-14 травня 2009 р. Тернопіль: ТДТУ, 2009. С.151.
10. Паламар, М.І., Пастернак Ю.В. Моделювання опорно-поворотного пристрою антени на основі кінематичного механізму Нехарод. *Матеріали ІХ міжнародної науково-технічної конференції “ПРИЛАДОБУДУВАННЯ 2010: стан і перспективи”*, 27-28 квітня 2010 р. Київ. С. 98-99.
11. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Імітаційна модель опорно-поворотного пристрою антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій» ТНТУ ім. І. Пулюя*, 19-21 травня 2010 р. Тернопіль: ТНТУ, 2010. С. 298.
12. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Стрембіцький М.О. Керування наведенням антени з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюрта. *Матеріали XV наукової конференції ТНТУ ім. І. Пулюя*, 14-15 грудня 2011 р. Тернопіль: ТНТУ, 2011. С. 85.

13. M. Palamar, Y. Pasternak Precision control of actuators of the parallel manipulator Hexapod in the system for antenna pointing *Proceedings of the VIII-th International Conference «Perspective Technologies and Methods in MEMS Design»*, MEMSTECH 2012, Lviv-Polyana, Ukraine, 18-21 April, 2012. P.116.
14. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Розробка антенних станцій зв'язку з супутниками дистанційного зондування Землі. *Тези доповідей Міжнародного науково-практичного Форуму "Наука і бізнес - основа розвитку економіки"*, 11-12 жовтня 2012 р. Дніпропетровськ: 2012 р. С. 91-94.
15. М.І. Паламар, А.В. Поїхало, Ю.В. Пастернак Синтез та моделювання роботи поворотного пристрою антенної станції на основі кінематичного механізму Нехарод. *Матеріали 16-ї Української конференції з космічних досліджень*, 22–27 серпня 2016 р. ДКАУ, м. Одеса. С. 214. (<http://space-conf.ikd.kiev.ua/archive>)
16. Паламар М.І., Чайковський А.В., Пастернак Ю.В., Паламар А.М. Системи керування антенними станціями супутникового зв'язку та радіомоніторингу. *Матеріали інформаційно-комунікативного заходу «Наука: безпека країни та розвиток військово-промислового комплексу»*, 12-13 жовтня 2016 р. м. Київ: ТОВ «Міжнародний виставковий центр», С. 139-140.
17. Паламар М. І., Пастернак Ю. В., Пастернак В. С. Огляд методів вимірювання та калібрування поворотних пристроїв на основі паралельних кінематичних ланок. *Збірник тез доповідей V Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій»*, 17-18 листопада 2016 р. Тернопіль: ТНТУ, 2016. Том I. С. 298.
18. Пастернак Ю. В., Пастернак В. С. Світові тенденції і перспективи розвитку антен на основі платформи Стюарта. *Збірник тез доповідей VI Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та*

студентів «Актуальні задачі сучасних технологій», 16-17 листопада 2017 року. Тернопіль: ТНТУ, 2017. Том I. С. 150.

19. М. І. Паламар, Ю. В. Пастернак, В. С. Пастернак, С. Шевчук Моделювання роботи платформи Стюарта для задач прецизійного позиціонування. *Матеріали Міжнародної науково-технічної конференції „Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій“ до 60-річчя з дня заснування Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя та 175-річчя з дня народження Івана Пулюя*, 14-15 травня 2020 р. Тернопіль: ТНТУ, 2020. С. 102–103.

Праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

20. Ульянов О., Резниченко А, Захаренко В., Анюфеев А., Королев А., Патока А., Присяжний В., Поихало А., Войтюк В., Мамарев В., Ожинский В., Власенко В., Чміль В., Лебедь В., Паламар М., Чайковский А., Пастернак Ю., Стрембицкий М., Натаров М., Стешенко С., Гламаздин В., Шубний А., Кириленко А., Кулик Д., Коноваленко А., Литвиненко Л., Яцкив Я., Создание радиотелескопа РТ-32 на базе антенной системы MARK-4В. 1. Проект модернизации и первые результаты. *Радиоастрономия и астрофизика*, ISSN 1027-9636 Національна академія наук України, Т 24, №2, с. 87-116, Харків – 2019.
21. Анюфеев А., Королев А., Патока А., Шульга В., Ульянов О., Резниченко А, Захаренко В., Присяжний В., Поихало А., Войтюк В., Мамарев В., Ожинский В., Власенко В., Чміль В., Лебедь В., Паламар М., Чайковский А., Пастернак Ю., Стрембицкий М., Натаров М., Стешенко С., Гламаздин В., Шубний А., Кириленко А., Кулик Д., Пилипенко А. Создание радиотелескопа РТ-32 на базе антенной системы MARK-4В. 2. Оценка возможности проведения спектральных наблюдений радиоастрономических объектов. *Радиоастрономия і астрофізика*, ISSN

1027-9636 Національна академія наук України, Т 24, №3, с. 163–183 Харків – 2019.

22. О. М. Ульянов, В. В. Захаренко, Є. А. Алексеев, О. М. Резніченко, І. О. Кулагін, В. В. Будніков, В. І. Присяжний, А. В. Поїхало, В. В. Войтюк, В. М. Мамарєв, В. В. Ожінський, В. П. Власенко, В. М. Чміль, І. К. Сундучков, М. М. Бердар, В. І. Лебідь, М. І. Паламар, А. В. Чайковський, Ю. В. Пастернак, М. А. Стрембицький, М. П. Натаров, С. О. Стешенко, В. В. Гламаздін, О. І. Шубний, А. О. Кириленко, Д. Ю. Кулик. Створення радіотелескопу РТ-32 на базі антенної системи MARK-4В. 3. Гетеродини та власні шуми приймальної системи. ISSN 1027-9636. *Радіофізика і радіоастрономія*. Національна академія наук України, Т. 25, № 3, с. 175–192, Харків 2020.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	20
ВСТУП.....	21
Розділ 1. ОГЛЯД СИСТЕМ КЕРУВАННЯ АНТЕННИМИ КОМПЛЕКСАМИ НА ОСНОВІ ПАРАЛЕЛЬНИХ КІНЕМАТИЧНИХ ЛАНОК ІЗ СТАТИЧНО НЕВИЗНАЧЕНИМИ ЗВ'ЯЗКАМИ	30
1.1. Огляд опорно-поворотних пристроїв антенних систем для задач ДЗЗ	30
1.2. Використання механізму на базі платформи Г'ю-Стюарта в антенній техніці	41
1.3. Класифікація та аналіз існуючих систем керування системи з невизначеними зв'язками.	48
1.4. Параметри, які впливають на точність керування системою.....	51
1.5. Калібрування антенних системи	57
1.6. Висновки до розділу 1	58
Розділ 2. КЕРУВАННЯ НАВЕДЕННЯМ АНТЕНИ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ АФІННИХ ПЕРЕТВОРЕНЬ	60
2.1. Алгоритм розрахунку видовження актуаторів	60
2.2. Алгоритм керування наведення антен.....	67
2.3. Перетворення координат наведення променя антени в локальні координати лінійних приводів платформи Г'ю-Стюарта	76
2.4. Висновки до розділу 2	78
Розділ 3. ПОБУДОВА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛІ ОПІ НА ОСНОВІ ПАРАЛЕЛЬНОГО КІНЕМАТИЧНОГО МЕХАНІЗМУ НАВЕДЕННЯ	80
3.1. Вибір просторової структури ОПІ на основі платформи Г'ю-Стюарта.	80
3.1.1. Просторова структура 6х6	81

	18
3.1.2. Просторова структура 6x3	82
3.1.3. Просторова структура 3x3	83
3.1.4. Оцінка жорсткості різних просторових структур	83
3.2. Моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Nеxарod з відображенням тривимірної моделі АС.....	86
3.3. Побудова моделі платформи Г'ю-Стюарта.....	90
3.4. Побудова імітаційної моделі АК в середовищі SimMechanics (MatLab).....	92
3.5. Оцінки точності наведення антенної системи на основі паралельної платформи Г'ю-Стюарта.	97
3.6. Висновки до розділу 3	103
Розділ 4. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ КОМП'ЮТЕРНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ КЕРУВАННЯ ТА МОНІТОРИНГУ ЗА СТАНОМ ОПП.....	105
4.1. Архітектура комп'ютерної системи для керування ОПП.....	105
4.2. Макет ОПП АС на основі платформи Г'ю-Стюарта.....	106
4.3. Апаратне та схемотехнічне забезпечення компонентів комп'ютерної системи керування та моніторингу ОПП АС.	107
4.3.1. Основні вимоги до функціональності електронного блоку керування	107
4.3.2. Розробка апаратної частини блоку керування.....	108
4.3.3. Розробка апаратної частини силового модуля	112
4.4. Розробка алгоритмічного та програмного забезпечення.....	113
4.4.1. Розробка програмного забезпечення МК.....	113
4.4.2. Розробка програмного забезпечення ПЛІС	114
4.4.3. Розробка основного програмного модуля обчислень.....	116
4.4.4. Розробка програмного забезпечення для керування ОПП за допомогою ПК.....	118
4.4.5. Розробка програмного забезпечення для дослідження моделі ОПП за допомогою ПК	120

4.5. Загальна методика та обладнання для проведення експериментальних досліджень.....	124
4.6. Результати керування ОПП в режимі супроводу	125
4.7. Висновки до розділу 4	125
ВИСНОВКИ	127
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	129
Додатки.....	144
Додаток А. Список публікацій здобувача за темою дисертації.....	144
Додаток Б. Акти впровадження результатів дисертаційної роботи	149
Додаток В. Електрична принципова схема блоку керування	154
Додаток Г. Електрична принципова схема силового модуля	160
Додаток Ґ. Фрагменти програмного коду МК блоку керування.....	165
Додаток Д. Фрагменти програмного коду ПЛІС блоку керування	172
Додаток Е. Фрагменти програмного коду комп'ютерної програми.....	179

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

6DoF	– (англ. Six degrees of freedom) Шість ступенів свободи
Гексапод	– (англ. hexapod) різновид паралельного маніпулятора, в якому використовується октаедральна компоновка стійок. Також відомий як платформа Г'ю-Стюарта.
АС	– Антенна система
АК	– Антенний комплекс
АЦП	– Аналого-цифровий перетворювач
ДЗЗ	– Дистанційне зондування Землі
КА	– Космічний апарат
КРП	– Керування рухом в робочому просторі
КУК	– Керування рухом в просторі узагальненої координати
ОПП	– Опорно-поворотний пристрій
ПЗ	– Програмне забезпечення
ПК	– Персональний комп'ютер
ПЛІС	– Програмована логічна інтегральна схема
МК	– Мікроконтролер
ЦАП	– Цифро-аналоговий перетворювач
ШСЗ	– Штучний супутник Землі

ВСТУП

Актуальність теми. Одним з найбільш пріоритетних напрямів розвитку інформаційних технологій в області космічної діяльності у світі та Україні є дистанційне зондування Землі (ДЗЗ) – метод вивчення земної поверхні та її надр, що базується на неконтактній реєстрації електромагнітного випромінювання земної поверхні в різних діапазонах спектру. В антенних системах наведення та супроводу низькоорбітальних космічних апаратів (КА) ДЗЗ для забезпечення зв'язку з ними важливу роль відіграє опорно-поворотний пристрій (ОПП) антенної системи (АС). Такий ОПП повинен забезпечити великий динамічний діапазон швидкостей обертання великогабаритних рефлекторів (діаметрами від 5 до 12 м) – від 0 до 15 °/с у поєднанні з високою точністю наведення променя антени на супутник – до одиниць кутових хвилин. Слідкування за супутником забезпечується відповідними переміщеннями виконавчих осей опорно-поворотного пристрою антенної системи. Як правило, в існуючих АС конструкція опорно-поворотних платформ базується на різних видах редукторних обертових механізмів. До недоліків всіх типів класичних двохосьових, а також модифікованих трьохосьових конструкцій ОПП АС можна віднести складність і високі вимоги до точності виготовлення обертових механізмів великого діаметру, що приводить до громіздкості, великої маси, складності виготовлення і складання вузлів ОПП, збільшення потужності електроприводів та ускладнення систем керування і, в загальному, до зростання вартості таких АС. В Україні на даний час існує лише декілька робочих АС що здатні приймати інформацію ДЗЗ, які отримані внаслідок модернізації АС військово-промислового комплексу колишнього радянського союзу, що пов'язано із значними затратами на створення нових антенних комплексів ДЗЗ. Разом з тим, для забезпечення обороноздатності країни на належному рівні, а також забезпечення розвитку різних галузей господарської діяльності в державі

необхідне створення нових, ефективних АС ДЗЗ із використанням сучасних підходів до проектування.

В останні роки в робототехніці, конструкціях станків, стендів та іншого обладнання для переміщення по складних траєкторіях (позиціонування) набуває популярності використання механізмів-маніпуляторів з паралельними кінематичними ланками, зокрема на основі платформи Г'ю-Стюарта, яка має шість ступенів свободи (6DoF) — три поступальних і три обертальних. Вагомий внесок у дослідження платформи Г'ю-Стюарта (Hexapod) внесли Stewart D. A., S. Ibaraki, T. Yokawa, E. F. Fichter, Frank Janse van Vuuren, Lee D.S. Дослідженням керування системою гексапод, розглянуто в роботах: А. М. Кириченко, В. Б. Струтинський, С. І. Осадчого, В. А. Зозуля, Н. С. Слободзяна, Ю. А. Жукова, G. Mishev, V. Rupetsov, J. P. Merlet. У роботі Н. А. Терехина описана система керування, в основі якої є схема з трьох точкових розрахунків, що дозволяє спростити розрахунок. У роботі А. Ю. Биканова описано метод динамічного керування, який полягає у формуванні керуючих сигналів, що здійснюються з урахуванням рівнянь динаміки маніпулятора. При цьому за рахунок ускладнення керування вдається зменшити негативний вплив нелінійностей і перехресних зв'язків, підвищити якість процесу керування, забезпечити його стійкість незалежно від конкретної траєкторії. Дослідження українських вчених зосереджені на застосуванні паралельного кінематичного механізму для галузі верстатобудування в якості механізму позиціонування шпинделя верстата із числовим програмним керуванням. Дослідження закордонних вчених в основному спрямовані на використання Нехарод в тренажерах для симуляції польотів літальних апаратів, для навчання льотного персоналу; стендовому обладнанні — для тестування різних виробів; медицині — для позиціонування різної оснастки в хірургії, для точного позиціонування пацієнта перед рентгенівським або фотонним променем; в астрономічних дослідженнях — для точного позиціонування контррефлектора радіотелескопів із великим діаметром основного дзеркала.

В доступних наукових публікаціях відсутній матеріал, що розкриває особливості застосування паралельного кінематичного механізму Нехарод у конструкціях ОПП повноповоротних АС для дистанційного зондування Землі. Інформація про поодинокі випадки застосування Нехарод в конструкціях АС, (Sicilsat Communications Systems — Італія, Zodiac/In-Snec — Франція, ASTROSCALEPte Ltd — Японія) обмежується рекламним характером.

Використання паралельного кінематичного механізму на основі платформи Г'ю-Стюарта (Нехарод) для керування наведенням антенних станцій дало б низку суттєвих переваг порівняно з класичними кінематичними механізмами ОПП, перш за все це: спрощення, здешевлення механічної конструкції, зменшення масо-габаритних показників, підвищення динамічних параметрів АС, відсутність «мертвої» зони при супроводі КА, траєкторія яких проходить в близькій до зеніту області, що призводить до втрати сигналу.

Для реалізації ОПП-Нехарод необхідне узгоджене синхронне керування системою лінійних приводів із октаедральною компоновкою із статично невизначеними зв'язками. Для досягнення мети необхідно синтезувати модель конструкції ОПП-Нехарод як об'єкту керування. Засобами імітаційного моделювання дослідити особливості керування такою мехатронною системою, оцінити вплив похибки від відхилень в конструкції ОПП-Нехарод на точність наведення і супроводу супутників ДЗЗ, розробити програмно-апаратний комплекс із системою керування ОПП-Нехарод, а також провести практичні експерименти для перевірки адекватності прийнятих рішень та можливості забезпечення необхідної точності керування при наведенні та супроводі низькоорбітальних супутників ДЗЗ.

Таким чином актуальною науковою задачею є розроблення імітаційних моделей та методу управління наведенням системи керування антени на основі опорно-поворотної платформи з паралельним кінематичним механізмом наведення для підвищення точності наведення.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Основний зміст роботи складають результати досліджень, які проводились протягом 2013-2020рр. відповідно до тематичних планів виконання науково-дослідних та дослідно-конструкторських робіт у Тернопільському національному технічному університеті імені Івана Пулюя, зокрема:

- НДР (ДІ206-13) «Розробка та дослідження нових поворотних платформ антенних станцій та систем керування для дистанційного зондування Землі» (№ держреєстрації 0113U000257, 2013-2014р.);
- НДР (ДІ 226-16) «Синтез нових конструкцій та засобів керування антенними станціями зв'язку з низькоорбітальними супутниками дистанційного зондування Землі» (№ держ. реєстрації 0116U004743, 2016-2017р.);
- ДКР (з/д № 382-15) «Модернізація системи керування наземної станції прийому інформації ДЗЗ «ПС-8,2», (№ держреєстрації 0115U005613, 2015р., ДНДП «Конекс»);
- ДКР (г/д № 406-16) «Розроблення перспективної космічної техніки. Модернізація системи управління УНСП» шифр «Управління», № держреєстрації 0116u007364, 2016 р., договір з Національним центром управління і випробування космічних засобів (НЦУВКЗ);
- ДКР (г/д № 464-18) «Удосконалення наземного інформаційного комплексу. Модернізація пункту прийому інформації ППІ-1.7Д», держреєстр. № 0118u004721, 2018 р., НЦУВКЗ);
- ДКР (г/д № 468-18) «Розроблення та виготовлення ракетно-космічної техніки. Розробка автоматизованої системи керування радіотелескопу РТ-32М4В», шифр «Керування-МАРК-4В», 2018р., договір з ПрАТ НВП «Сатурн»;
- ДКР (г/д № 475-19) «Удосконалення наземного комплексу спостереження за космічними об'єктами. Модернізація програмно-технічних засобів КОС «Сажень-С». Модернізація автоматизованої

системи управління телескопу АЗТ-28», держреєстр. № 0118u00240, 2019р., дог. з НЦУВКЗ;

- НДР (г/д № 485-20) «Науково-технічне обґрунтування напрямів створення автоматизованої системи управління мережею оптичних засобів спостереження за навколоземним космічним простором», шифр «Управління-ОЗС», держреєстр. № 0120U102508, 2020р.; дог. з НЦУВКЗ.

Мета і завдання дослідження. Метою дисертаційної роботи є розроблення імітаційних моделей та методу управління наведенням в системі керування опорно-поворотною платформою з паралельним кінематичним механізмом наведення для підвищення точності наведення антенних систем.

Для досягнення вказаної мети необхідно вирішити такі **задачі**:

Провести аналіз методів та алгоритмів керування позиціонуванням платформи Г'ю-Стюарта на основі паралельного кінематичного механізму з різними варіантами октаедральної компоновки актуаторів;

Розробити імітаційну модель ОПП АС на основі кінематичного механізму Нехарод, як об'єкту керування;

Розробити метод синхронного керування видовженням системи лінійних приводів із октаедральною компоновкою у складі ОПП АС для наведення і супроводу траєкторій КА ДЗЗ променем рефлектора, розміщеного на верхній платформі ОПП-Нехарод;

Дослідити методом імітаційного моделювання похибок, що виникають в роботі механізму ОПП-Нехарод, розробити способи їх зменшення;

Практично реалізувати та експериментально дослідити роботу технічних засобів та алгоритмів системи керування АС з ОПП-Нехарод, перевірити достовірність результатів моделювання.

Об'єкт дослідження – процес керування антенними станціями для наведення та супроводу космічних апаратів дистанційного зондування Землі.

Предмет дослідження – схемотехнічні, алгоритмічні методи та засоби керування антенною станцією із кінематичним механізмом ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта (Нехарод).

Методи дослідження. Для вирішення поставлених завдань використовувалися: методи алгебри, аналітичної та афінної геометрії, теорії матриць, теорії похибок, теорія автоматичного керування, математичного та фізичного моделювання, експеримент.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. Вперше розроблено імітаційну модель антенної системи на основі опорно-поворотної платформи Г'ю-Стюарта, яка за рахунок врахування особливостей руху лінійних приводів кінематичного механізму Нехарод забезпечує підвищення точності наведення на координати низькоорбітальних космічних об'єктів, та супроводу траєкторій низькоорбітальних супутників;

2. Вперше розроблено метод керування, який враховує вплив конструктивних особливостей просторового механізму – системи лінійних кінематичних ланок із статично невизначеними зв'язками на точність наведення променя рефлектора великогабаритної антени, що дає змогу підвищити точність наведення та зменшити похибки супроводу траєкторій низькоорбітальних космічних об'єктів у розроблюваних системах керування;

3. Удосконалено метод управління антенною платформою на основі просторового механізму із системи лінійних кінематичних ланок за рахунок розпаралелення процесу керування окремими актуаторами, що зменшило складність алгоритму керування та забезпечило управління в режимі реального часу;

4. Удосконалено метод керування окремими актуаторами, який за рахунок розпаралелення та апаратної реалізації, з використанням ПЛІС, зменшує апаратну складність, кількість міжблочних інтерфейсних каналів зв'язку та забезпечує синхронне керування актуаторами в режимі реального часу.

Практична значення отриманих результатів полягає в створенні програмно-апаратного комплексу керування АС з ОПП із системи лінійних приводів Нехарод.

На базі розробленої моделі та методу керування розроблено алгоритм розрахунку видовження системи актуаторів та створено програму керування антенним комплексом для супроводу низькоорбітальних КА;

Розроблено експериментальний взірець ОПП АС на основі платформи Г'ю-Стюарта без складних обертових механізмів великого діаметру;

Розроблено програмно-апаратний комплекс синхронного керування системою лінійних приводів ОПП-Нехарод на основі мікроконтролера та ПЛІС що забезпечує високу швидкодію та роботу в режимі реального часу;

Використання запропонованого паралельного кінематичного механізму – Нехарод в якості ОПП АС дає змогу проектувати антенні системи з меншими масо-габаритними параметрами опорно-поворотної платформи (в 2-5 раз порівняно з класичними АС), та покращеними динамічними характеристиками, без «мертвих зон» супроводу супутників та здешевити антенні системи в цілому.

Результати роботи було впроваджено у: державному підприємстві «Науково-дослідний інститут комплексної автоматизації» м. Донецьк (акт впровадження від 20.08.2013 р.); у Тернопільському державному науково-технічному підприємстві «ПРОМІНЬ» (акт впровадження від 05.07.2015 р.); у Товаристві з обмеженою відповідальністю «Техас-Т» м. Тернопіль (акт впровадження від 03.07.2020 р.); у навчальному процесі кафедри приладів та контрольних-вимірювальних систем Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя (акт впровадження від 04.01.2021 р.)

Особистий внесок здобувача. Дисертація є результатом самостійних наукових досліджень, в яких викладено авторський підхід до побудови системи керування антенним комплексом на основі ОПП з паралельним кінематичним механізмом. Основні твердження і результати наукового дослідження за темою дисертації автор отримав самостійно у процесі науково-дослідної роботи. У

роботах, опублікованих у співавторстві, автору належить: [1, 3, 8-10, 12-14, 16] – запропонована модель і алгоритм керування антеною системою з опорно-поворотним пристроєм на основі механізму паралельної кінематичної структури типу «Нехарод», розроблено алгоритм обчислення видовження кожного із актуаторів для будь-якого заданого положення, розроблена тривимірна математична модель; [2] – рахунок траєкторії руху шести актуаторів в залежності від положення космічного апарата у просторі; розрахунок і моделювання траєкторій супроводу КА відносно АС та перетворення координат наведення променя антени в локальні координати лінійних приводів платформи Г'ю-Стюарта; [4] – проведено пошук оптимальних налаштувань ПД-регулятора для керування антенної системи; [5, 7] – проведено імітаційне моделювання та експериментальне дослідження системи керування АС з частотно регульованим асинхронним електроприводом; [6] – розробка та реалізація алгоритму зчитування і опрацювання вимірювальних даних; [11] – запропонована конструкція двоповерхового ОПІ, розроблена відповідна модель; [15, 17-18] – розроблення та опрацювання теоретичних основ; [19] - побудова динамічної моделі антени.

Апробація результатів дисертації. Викладені в дисертації результати досліджень були апробовані на наукових конференціях, серед них XII наукової конференції ТДТУ ім. І. Пулюя (м. Тернопіль, 2008 р.); IX та XII міжнародна науково-технічна конференція “ПРИЛАДОБУДУВАННЯ 2010: стан і перспективи” (м. Київ, 2010 р., 2013); міжнародної науково-технічної конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій» ТНТУ ім. І.Пулюя (м. Тернопіль 2010 р.); Міжнародна науково-технічна конференції “Актуальні задачі сучасних технологій” (Тернопіль 2010); Науково-технічна конференції «Теоретичні та прикладні аспекти радіотехніки і приладобудування» (Тернопіль 2011 р.); XV наукової конференції ТНТУ ім. І.Пулюя (Тернопіль 2011); VIII-th International Conference «Perspective Technologies and Methods in MEMS Design» (Lviv-Polyana, Ukraine, 2012);

Міжнародний науково-практичний Форум "Наука і бізнес - основа розвитку економіки (Дніпропетровськ: 2012 р). II та III, V, VI Міжнародна науково-технічна конференція молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль 2013, 2014, 2016); XVI Українська конференції з космічних досліджень (Одеса 2016); Інформаційно-комунікативний захід «Наука: безпека країни та розвиток військово-промислового комплексу» (м. Київ 2016).

Результати дисертації висвітлено й обговорено на наукових семінарах кафедри приладів та контрольовано-вимірювальних систем Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя (Тернопіль).

Публікації. За результатами дисертаційного дослідження опубліковано 22 наукові праці, серед яких 5 статей у фахових науково-технічних виданнях, 2 статті у закордонному науковому періодичному виданні держави-члена Європейського Союзу [6, 7], 2 публікації проіндексовані міжнародною наукометричною базою Scopus [6, 7], 1 стаття проіндексована міжнародною наукометричною базою Web of Science Core Collection [7], 1 стаття проіндексована міжнародною наукометричною базою Index Copernicus [3], та 12 публікацій у матеріалах міжнародних та всеукраїнських наукових конференцій.

Обсяг і структура дисертації. Дисертаційна робота складається із вступу, чотирьох розділів основної частини, висновку, списку використаних джерел із 117 найменувань і додатків. Загальний обсяг дисертації складає 187 сторінок, з яких основний зміст викладений на 108-и сторінках, містить 46 рисунків та 11 таблиць.

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СИСТЕМ КЕРУВАННЯ АНТЕННИМИ КОМПЛЕКСАМИ НА ОСНОВІ ПАРАЛЕЛЬНИХ КІНЕМАТИЧНИХ ЛАНОК ІЗ СТАТИЧНО НЕВИЗНАЧЕНИМИ ЗВ'ЯЗКАМИ

У першому розділі проаналізовано тенденції розвитку антенних систем на базі платформи Г'ю-Стюарта (Нехарод). Розглянуто методи керування антенними комплексами, зокрема виділено: керування рухом в робочому просторі (КРП) та керування рухом в просторі узагальненої координати (КУК). Вказано низку факторів, які ускладнюють керування механізмом з статично невизначеними зв'язками. Проаналізовано вплив елементів конструкції на процес побудови та керування антенного комплексу. Класифіковано параметри, які впливають на точність наведення дзеркала антени. Описано переваги та недоліки конструкції та систем керування. Описано способи калібрування АС на основі платформи Г'ю-Стюарта.

1.1. Огляд опорно-поворотних пристроїв антенних систем для задач ДЗЗ

В системах космічного зв'язку для забезпечення точності наведення та супроводу космічних апаратів (КА) антенами з великим діаметром рефлекторів найважливішу роль відіграє опорно-поворотний пристрій (ОПП) антенної системи (АС). Особливо це актуально для супроводу низькоорбітальних КА дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), які пролітають за 10–15 хв увесь небосхил у межах видимості станції [97].

ОПП – це механізм, на якому кріпиться дзеркальна система антени, основне призначення якого керувати АС для отримання максимального випромінювання в режимі передачі даних та приймання максимального рівня сигналу в режимі отримання даних. Основні функції ОПП [53]:

- встановлення антени та її максимуму діаграми направленості в напрямку штучного супутника Землі (ШСЗ);
- постійна підтримка режиму наведення на вибраний ШСЗ та автоматичний його супровід при переміщенні по орбіті;
- зміна кутів наведення антени при зміні діаграми направленості антени, шумів спричиненими температурою та якістю системи прийому станції при всіх видах випробувань;
- зміна кутів наведення антени при зміні ШСЗ, з яким відбувається сеанс зв'язку.

До основних характеристик кожного ОПП можна віднести:

- кількість осей наведення;
- діапазон кутів наведення по цих осях;
- точність наведення для кожної осі;
- швидкістю наведення по кожній осі;
- прискорення яке може забезпечити привід кожної осі;
- параметри міцності та стійкістю до зовнішніх факторів впливу[111].

Для задач ДЗЗ, як правило, використовують повноповоротні ОПП. У таких пристроях сектор безперервного повороту по азимутальній осі складає $\pm 270^\circ$. По осі кута місця забезпечується сектор $0-90^\circ$. Швидкість наведення досягає $10^\circ/\text{с}$ по азимуту та куту місця. Наведення антени по азимуту отримується шляхом повороту за допомогою електромеханічного приводу відносно вертикальної осі, яку називають азимутальною віссю. Зміна кута нахилу антени відносно горизонту отримується її поворотом відносно горизонтальної осі – кутомісної, а сам процес називається наведенням по куту місця. Азимутальна та кутомісна вісь таким чином взаємно-перпендикулярні з точністю до декількох кутових мінут[54].

Незважаючи на широке коло використання ОПП їх можна класифікувати за наступними ознаками [54]:

- за умовами роботи;
- за кількістю осей наведення;
- за наявністю або відсутністю осі, відносно якої відбувається наведення антени вкругову;
- за розміщенням елементів системи управління ОПП;

Детальна класифікація ОПП приведена на рисунку 1.1



Рисунок 1.1 – Класифікація ОПП

В системах ДЗЗ антенна система, як правило, експлуатується на відкритому повітрі, тому до конструкції ОПП висуваються вимоги високої стійкості до впливу вітру, сонячного випромінювання та атмосферних опадів. Основним завданням до таких АС, які в більшості випадків стаціонарно розміщені, полягає в наведенні діаграми напрямленості антени в напрямку джерела (приймача) сигналу для забезпечення максимальної якості та дальності зв'язку. У випадку наведення на рухому ціль додатковим завданням є неперервне визначення координат об'єкту що рухається, та за допомогою приводу відповідної осі вносити необхідні корективи [54].

Для задач ДЗЗ опорно-поворотні пристрої за кількістю осей наведення класифікуються на:

- двохосьові, які в свою чергу поділяються на:
 - класичні (азимутально-кутомісні) (рис. 1.2, рис. 1.3);
 - карданного типу (E2E1) (рис. 1.4);
- трьохосьові (рис. 1.4).

Одноосьові ОПП (рис. 1.1) зазвичай мають екваторіальну підвіску, яка дозволяє отримати хороші результати супроводу об'єктів в сфері астрономічних досліджень. Для задач ДЗЗ така підвіска не може бути використані в зв'язку із особливостями руху ШСЗ.



а)

б)

Рисунок 1.2 – Стационарна азимутально-кутомісна АС ТНА-57.

а) Загальний вигляд антенного пристрою; б) Модернізована система керування

На рисунку 1.2а зображено АС що входить до складу наземної станції прийому інформації УНСП-8,2 що належить центру прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного простору (ЦПОСІ та КНП) Державного космічного агентства України і знаходиться на території ЦПОСІ та КНП в с. Залісці, Дунаївецького району, Хмельницької області. Для підвищення

надійності АС укомплектована двома системами керування (основна та резервна). В 2016 році було проведено модернізацію обох систем керування із заміною устарілого обладнання на нове. Розроблено та виготовлено блок керування із використанням сучасної елементної бази та сучасних високопродуктивних мікроконтролерів ARM. Розроблено нове ПЗ для управління АС. Одна із модернізованих систем керування зображена на рисунку 1.2б. Інформація для додаткового ознайомлення доступна за посиланнями [67, 69].

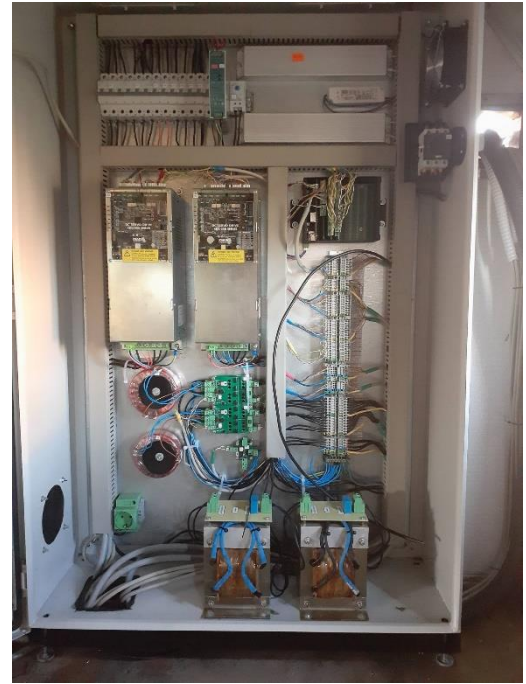
Таблиця 1.1 – Основні технічні характеристики АС УНСПІ-8,2

Назва характеристики	Значення
Сектор обертання антени (°)	по азимуту: ± 270 по куту місця: 7 – 85
Максимальна швидкість обертання (°/с)	по азимуту: 9.0 по куту місця: 4.0
Максимальне прискорення антени (°/с ²)	по азимуту: 1.0 по куту місця: 0.3
Похибка наведення (кут. хв.)	≤ 3
Діаметр параболічного рефлектора антенного пристрою ТНА-57МБ (м)	12.0
Вага (т)	84

На рисунку 1.3а зображено АС із рухомого наземного командно-вимірювального комплексу «Фазан» що належить центру прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного простору (ЦПОСІ та КНП) Державного космічного агентства України (ДКАУ), що згідно угоди про співпрацю у сфері космічної, наукової і науково-технічної діяльності між Національним центром управління та випробувань космічних засобів (НЦУВКЗ) та Житомирським Національним Агроекологічним Університетом (ЖНАУ) знаходиться у місті Житомир на території ЖНАУ. В рамках співпраці створено



а)



б)

Рисунок 1.3 – Мобільна азимутально-кутомісна наземна станція «Фазан».

а) Загальний вигляд антенного пристрою; б) Модернізована система керування

регіональний космічний центр «Полісся» у Житомирі, який зосереджуватиме увагу на природно-кліматичних особливостях регіону. Результати спостережень використовуються профільними місцевими службами і відомствами, зокрема ДСНС. За умови додаткового залучення інформації від НЦУВКЗ очікують, що в Житомирській області підвищиться оперативність прийняття управлінських рішень у сфері агропромислового комплексу, екології та надзвичайних ситуацій котра дозволить отримувати інформацію з різних космічних супутників в інтересах аграріїв в режимі реального часу і сигналізуватиме про пересування атмосферних фронтів, зміну температури, великі пожежі [59].

Таблиця 1.2 – Основні технічні характеристики АС із комплексу «Фазан».

Назва характеристики	Значення
1	2
Сектор обертання антени (°)	по азимуту: ± 270 по куту місця: 0 – 90

Продовження таблиці 1.2

1	2
Максимальна швидкість обертання ($^{\circ}/\text{с}$)	по азимуту: 14.0 по куту місця: 4.0
Максимальне прискорення антени ($^{\circ}/\text{с}^2$)	по азимуту: 1.0 по куту місця: 0.3
Похибка наведення (кут. хв.)	≤ 4.0
Діаметр параболічного рефлектора антенного пристрою ТНА-57МБ (м)	5.0
Вага (т)	12

Пункт прийому інформації середньої роздільної здатності на базі командно-вимірювальної системи «Фазан» з діаметром дзеркала 5 метрів (Апаратна приймально-передавальна система 17Н972) забезпечує супроводження космічних апаратів, які знаходяться на орбітах з висотою 600-800 км. Також планується використовувати його для отримання інформації з КА ДЗЗ TERRA, AQUA, NOAA та інших в X-діапазоні радіохвиль (8,2 ГГц).[114, 60].

На рисунку 1.4а зображено АС РС-11М що входить до складу наземної станції прийому інформації що належить центру прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного простору (ЦПОСІ та КНП) Державного космічного агентства України і знаходиться на території ЦПОСІ та КНП в с. Залісці, Дунаївецького району, Хмельницької області. Особливістю АС є те що вона знаходиться під радіо прозорим куполом який захищає її від впливу атмосферних явищ. В 2020 році проведена модернізація системи керування (рис. 1.4б) та встановлено приймальний тракт X-діапазону що дозволяє приймати сигнал із супутників ДЗЗ.



а)



б)

Рисунок 1.4 – Стационарна АС РС-11М із ОПП карданного типу (Е2Е1).

а) Загальний вигляд антенного пристрою; б) Модернізована система керування

В таблиці 1.3 наведено основні технічні характеристики АС РС-11М.

Таблиця 1.3 – Основні технічні характеристики АС РС-11М

Назва характеристики	Значення
1	2
Кількість координат керування	2
Сектор обертання осей антени (°)	
вісь Е1:	0...180
вісь Е2:	0...180
Максимальна швидкість обертання (°/с)	
вісь Е1:	16
вісь Е2:	16
Похибка наведення (кут. хв.)	≤ 3,9
Живлення (В)	~380V ±10%, трифазна мережа

Продовження таблиці 1.3

1	2
Максимальна потужність (кВт)	6
Діаметр параболічного рефлектора антенного пристрою (м)	5.5
Вага (т)	25



а)



б)

Рисунок 1.5 – Стационарна АС із трьохосьовим ОПП.

а) Загальний вигляд антенного пристрою; б) Система керування

На рисунку 1.5 зображено АС з діаметром рефлектора 3.0м і трьохвісним опорно-поворотним пристроєм що розміщений поблизу міста Каїр в Єгипті і був розроблений українськими вченими та конструкторами для супроводу першого Єгипетського супутника ДЗЗ – «EgyptSat-1», виготовлений КБ «Південне» на замовлення влади Єгипту.

Конструкція ОПП передбачає введення додаткової третьої осі що спричиняє відхилення кутомісного модуля від вертикалі на кут 15° . Така конструкція дозволяє проводити КА по будь-яких траєкторіях з невеликими швидкостями за рахунок ускладнення електронної частини системи керування АС трьома осями [89, 88].

В таблиці 1.4 наведено основні технічні характеристики АС «EgyptSat-1».

Таблиця 1.4 – Основні технічні характеристики АС «EgyptSat-1»

Назва характеристики	Значення
Кількість координат керування	3
Сектор обертання осей антени ($^\circ$)	
вісь E1:	± 170
вісь E2:	± 170
вісь E3:	0..120
Максимальна швидкість обертання ($^\circ/\text{с}$)	
вісь E1:	7,5
вісь E2:	7,5
вісь E3:	6
Похибка наведення (кут. хв.)	≤ 3
Живлення (В)	$\sim 220\text{V} \pm 10\%$, однофазна мережа
Діаметр параболічного рефлектора антенного пристрою (м)	3.0
Вага (т)	5

В таблиці табл. 1.5 подано порівняльну характеристику різних типів ОПП АС для задач ДЗЗ, розглянуто їх переваги та недоліки.

Таблиця 1.5 – Порівняння різних типів ОПП

Двохосьовий ОПП	азимутально-кутомісний	<p><u>Переваги:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Простота керування; - Простота конструкції. <p><u>Недоліки:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - даний тип ОПП не здатний забезпечити супровід КА з траєкторіями, близькими до точки зеніту відносно АС – їм притаманна наявність так званої «мертвої зони» супроводу, що призводить до втрати зв'язку; - громіздкість конструкції; - складність виготовлення й складання ОПП; - висока вартість.
	карданного типу (E2E1)	<p><u>Переваги:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Відносна простота керування; - Простота конструкції. <p><u>Недоліки:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - громіздкість конструкції; - складність виготовлення й складання ОПП; - висока вартість; - Необхідність додаткового перерахунку координат.
Трьохосьовий ОПП		<p><u>Переваги:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Відсутність «мертвої зони» при супроводі КА; <p><u>Недоліки:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - громіздкість конструкції; - складність виготовлення й складання ОПП; - висока вартість; - Ускладненні алгоритми перерахунку координат.

Крім того, для всіх згаданих ОПП в яких присутні осі обертання, характерна проблема багаторазового скручування кабелів в процесі роботи. Особливо гостро ця проблема стоїть для осей які обертаються в широких межах. Наприклад – азимутальна вісь повнооборотної АС має діапазон обертання 540° ($\pm 270^\circ$). Це веде до обов'язкового застосування спеціальних гнучких кабелів та використання спеціальних кабелеукладачів, що призводить до збільшення вартості та зменшення надійності таких АС.

1.2. Використання механізму на базі платформи Г'ю-Стюарта в антенній техніці

У системах наведення і позиціонування антенної техніки набувають поширення механізми з паралельною кінематикою на основі платформи Г'ю-Стюарта – «Нехарод» (рис. 1.6). Даний механізм дозволяє забезпечити переміщення об'єкта, розташованого на його рухомій платформі, по шести ступеням свободи (три поступальних і три обертальних). Це досягається завдяки наявності шести незалежних по управлінню лінійних приводів (ЛП), що з'єднують за допомогою шарнірів нерухому основу і рухому платформу. Один з варіантів управління розміщенням та орієнтацією об'єкта - рішення оберненої задачі кінематики (ОЗК) платформи Г'ю-Стюарта, коли по шести заданим просторовим координатам рухомої платформи обчислюються шість лінійних координат приводів, які кожен з ЛП відпрацьовує незалежно [1, 21, 23, 68]. Найбільшого поширення набули конструктивно відносно прості азимутально-кутомісні ОПП. Традиційно ОПП АС складається із двох електроприводів, які спрямовують дзеркало антени по азимуту і куту місця, відповідно такі ОПП мають дві степені вільності. Проте двовісні конструкції не здатні забезпечити супровід КА з траєкторіями близькими до точки зеніту відносно АС - їм притаманна наявність так званої «мертвої зони» супроводу, що приводить до втрати зв'язку. Обійти цей недолік дозволяють складніші

конструкції ОПП, проте усунення вказаного недоліку двовісного ОПП та забезпечення належних вимог щодо точності оберткових механізмів великого діаметру привели до громіздкості конструкції, складності виготовлення і складання ОПП та великої вартості АС. Також існують ОПП які мають три степені вільності (тривісні). Вони мають змогу краще, швидше і точніше провести вісь антени через зеніт. При цьому виключається наявність мертвих зон. Основним недоліком таких ОПП є їх складність і високі вимоги до точності оберткових механізмів великого діаметру, що приводить до громіздкості і великої вартості таких АС [39].

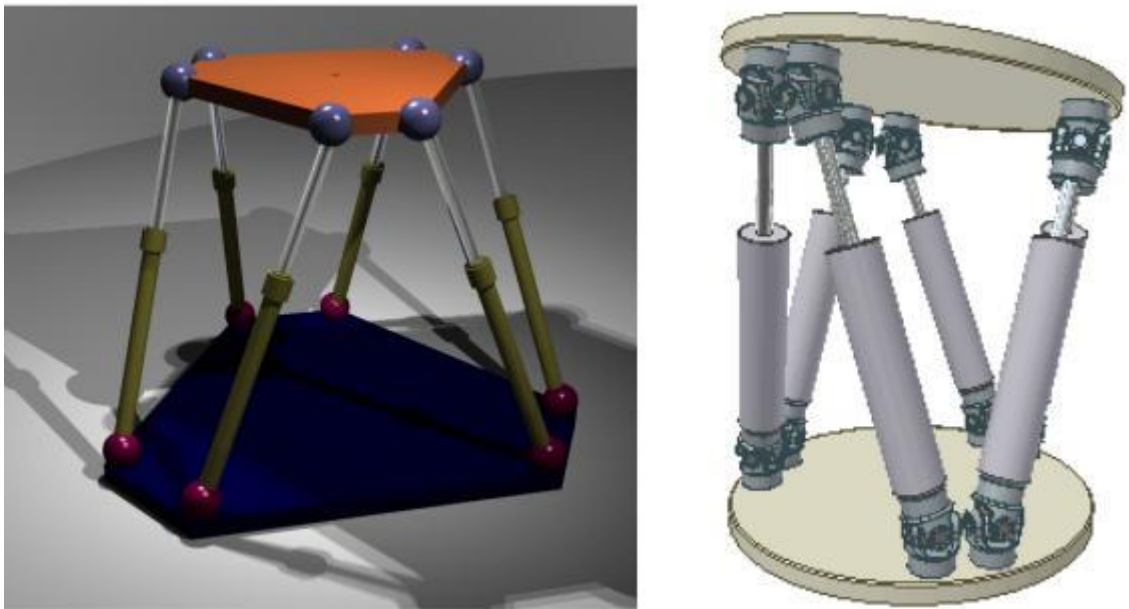


Рисунок 1.6 – Платформа Г'ю-Стюарта

Передумовами стали переваги конструкцій:

- точність позиціювання антени;
- динамічні характеристики системи;
- надійність;
- гнучкість для відстеження як полярних, так і екваторіальних супутників, швидке відстеження навіть при високим куті нахилу.
- Відсутність «мертвої зони» при супроводі КА;

- поєднання високої жорсткості та компактності;
- надійність та простота конструкції;
- технологічності складання й обслуговування;

Недоліки:

- Складність керування;

Використання даного механізму є новим для радіоастрономії. Широке впровадження технологій ДЗЗ, вдосконалення методики і алгоритмів тематичної обробки інформації ДЗЗ можливе при розвинутій інфраструктурі наземних АС прийому інформації ДЗЗ, що забезпечують оперативний доступ до даних з КА. В класичних 2х-осьових, або модифікованих 3х-осьових конструкціях ОПП АС основним недоліком є складність і високі вимоги до точності обертових механізмів ОПП що повинні забезпечувати прецизійну безлюфтову передачу від електроприводів на осі обертання рефлектора АС [1, 43, 57]. Як альтернативний варіант класичним механізмам наведення АС запропонована конструкція з іншим типом ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта (також відома як Нехарод) [1], основним недоліком є складність керування.

Прикладом використання платформи Г'ю-Стюарта в антенні техніці можна вважати продукцію компанії Zodiac Data Systems, яка використовує гексапод для конструювання антен при виготовленні флагманської продукції. Сконструйована антена з дзеркалом діаметром - 5 м30 - смуга S/X/S + X. Антена встановлена на рухомій платформі з основою із гексаподом. Завдяки оптимізованій формі рефлектора, рішення, встановлене на гексаподі, забезпечує велику РЧ-характеристику, придатну для виконання всіх місій Е/О. Завдяки використанні конструкції гексапода спрощується обслуговування, збільшується точність переміщення та відсутній ряд обмежень що характерний для поворотних пристроїв класичної азимутальнокутомісної підвіски. Основні характеристики: повне півсферичне покриття, доступні конфігурації з одно

частотним (X/S) або подвійним діапазоном (S + X). Основні переваги: добре перевірена на практиці основа(база), що підходить для відстеження супутників ДЗЗ, гнучкість для відстеження як полярних, так і екваторіальних супутників, швидке відстеження навіть під високим кутом нахилу [49].

Ще однією розробкою даної компанії є Антена з дзеркалом 3,7м (рис. 1.7) основними характеристиками якої є:

- гексаподний механізм;
- малий діаметр дзеркала антени (гарантована точність в режимі ефемерид);
- 30,5 дБК G/T при 15° або 28,8 дБК при 5° кута місця (еквівалент 4,5 м);
- легко транспортується навіть літаком.



Рисунок 1.7 – Модель АС на основі платформи Г'ю-Стюарта від Zodiac Data Systems

Вагомий внесок у дослідження платформи Г'ю-Стюарта (Hexapod) внесли Stewart D. A., М.Ф. Решетнев, S. Ibaraki, T. Yokawa, Frank Janse van Vuuren, Krishna C., Fichter E.F. Дослідженням керування системою гексапод, розглянуто в роботах: А. М. Кириченко, С. І. Осадчий, Н. С. Слободзян, Жуков Ю. А., Mishev G., Rupetsov V., Merlet J.-P. У роботі Н.А. Терехина описана система керування, в основі якої лежить схема з трьох точкових розрахунків, що дозволяє спростити розрахунок [5, 44]. У роботі Биканова А.Ю. описано метод динамічного керування, який полягає у формуванні керуючих сигналів які здійснюються з урахуванням рівнянь динаміки маніпулятора. При цьому за рахунок ускладнення керування вдається подолати негативний вплив не лінійностей і перехресних зв'язків, підвищити якість процесу керування, забезпечити його стійкість незалежно від конкретної траєкторії. Спільним недоліком для існуючих систем, який обмежує можливості підвищення точності стержня, є нехтування динамікою інтелектуальних датчиків інформації та шумами, які супроводжують вимірювання.[5, 23]

Низку досліджень проведено з рівнянням динаміки гексаподу, який має нелінійний характер та залежить від багатьох показників, що значно ускладнює керування механізмом (рис. 1.8). Методи керування механізмом паралельної кінематичної структури, який має шість ступенів вільності (6 DOF) при вирішенні прямої задачі кінематики, коли передбачається, що заданий вектор руху робочого органу X і потрібно визначити вектор довжини штанг гексаподу q , прийнято називати методом керування рухом в робочому просторі. Багато невідомих значно ускладнюють вирішення прямої задачі кінематики і дає близько сорока варіантів вирішення. Методи керування при вирішенні зворотної задачі кінематики, коли вектор руху робочого органу X визначається на підставі значення вектору довжин штанг платформи Г'ю-Стюарта q , називають керуванням рухом в просторі узагальненої системи координати [11, 12].

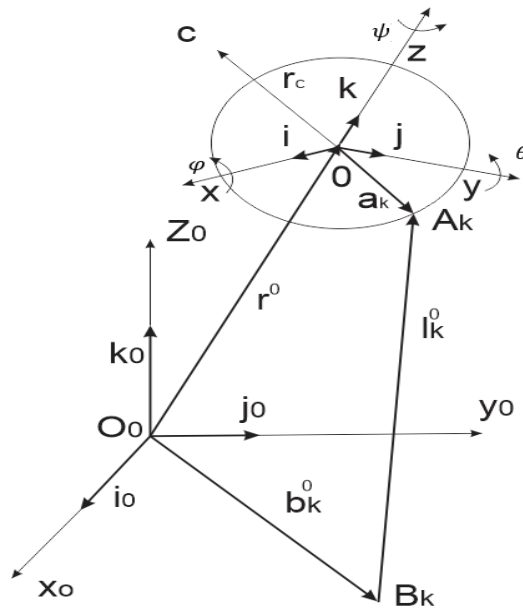


Рисунок 1.8 – Кінематика платформи Г'ю-Стюарта

Пряма задача динаміки платформи Г'ю-Стюарта – знаходження сил, які для забезпечення заданого руху платформи розвивають актуатори [13]. Узагальнивши координати в рівнянні руху центра

$$q = \{q_i\} = \{x_0, y_0, z_0, \varphi, \theta, \psi\}, \quad (1.1)$$

$q_i(t)$ задати як функцію часу, тоді в рівнянні:

$$m(\ddot{r}^0 + \dot{w}^0 \times r_c^0 + w^0 \times (w^0 \times r_c^0)) + mgk_0 = F^0 = \sum_{k=1}^6 F_k e_{kt}^0, \quad (1.2)$$

$$r_c^0 = Pr_c,$$

де m маса платформи з дзеркалом антени, g – прискорення вільного падіння, r_c^0 – радіус-вектор центра ваги платформи в рухомій системі координат, \ddot{r}^0 – прискорення координати O , F_k – сила, яка діє на платформу зі сторони стержня та рівняння моментів відносно центра тяжіння C в рухомій системі координат:

$$\begin{aligned}
J_c \cdot \dot{w} + w \times (J_c \cdot w) &= M = \sum_{k=1}^6 F_k (a_k - r_c) \times e_{kt} \quad , \\
e_{kt} &= P^T \cdot e_{kt}^0, \\
w &= P^T \cdot w^0,
\end{aligned} \tag{1.3}$$

де J_c – тензор інерції відносно точки C , величини F^0 і M , головний вектор та головний момент сил, які діють на платформу зі сторони актуаторів, відомі переходячи до рівняння (1.3) до проекції на нерухому систему координат напишемо систему (1.2) та (1.3) у вигляді:

$$\begin{aligned}
\sum_{k=1}^6 F_k e_{kt}^0 &= F^0, \quad \sum_{k=1}^6 F_k (a_k^0 \times e_{kt}^0) = M^0 + r_c^0 \times F^0 = \dot{M}^0, \\
M^0 &= P \cdot M,
\end{aligned} \tag{1.4}$$

У формі матриці система (1.4) має вигляд:

$$A^T \cdot F = \mathcal{F}^0, \quad F = (F_1 \dots F_6)^T, \quad \mathcal{F}^0 = (F_x^0, F_y^0, F_z^0, \dot{M}_x^0, \dot{M}_y^0, \dot{M}_z^0)^T, \tag{1.5}$$

де матриця A :

$$A \cdot V^0 = i, \quad i = (i_1 \dots i_6)^T, \tag{1.6}$$

де матриця A складена із векторів, які враховують видовження актуаторів та координати їх кріплення до платформи, а значком T позначено транспонування.

При вирішенні оберненої задачі враховуючи сили, які прикладені до системи шляхом інтегрування системи рівнянь (1.2), (1.3) та (1.6) отримаємо рух навантаженої платформи Г'ю-Стюарта [13].

1.3. Класифікація та аналіз існуючих систем керування системи з невизначеними зв'язками.

Основна складність паралельних маніпуляторів полягає в контролі за їх рухом. Щоб задати будь-яке положення в просторі для ОПП такого типу, необхідно встановити видовження кожного із шести актуаторів таким чином щоб шарніри які знаходяться на їх верхніх кінцях, для будь-якого моменту часу, завжди лежали в одній площині. При цьому необхідно щоб нормаль до даної площини мала потрібний заданий кут місця та азимут.

Пряма кінематична задача може бути описана наступним чином: враховуючи довжину ноги, потрібно визначити відповідну позицію та орієнтацію платформи. Багато різних математичних уявлень прямої кінематичної задачі були запропоновані, але вони схожі в тому, що в кінцевому підсумку з трьома нелінійними рівняннями з трьома невідомими, які вирішуються ітеративно. Ці рівняння мають до 40 можливих рішень[40]. Після того, як ці невідомі були визначені, вони використовуються для явного рішення інших параметрів, необхідних для повного опису макету гексаподу.

В даному випадку задача розв'язується оберненим чином. Спочатку, за допомогою афінних перетворень, задаємо положення верхньої площини у просторі. Обчислюємо координати шарнірів верхньої платформи та, для кожного актуатора, у відповідності, знаходимо відстань до шарнірів нижньої платформи, положення яких у просторі є завжди сталим і відомим.

В динаміці задача значно ускладнюється, оскільки для того щоб вийти на будь яку позицію необхідно побудувати загальну траєкторію проходження до неї та траєкторії проходження для кожного із актуаторів. Обрахувати швидкості та прискорення в кожній точці траєкторії та заставити всі шість електроприводів синхронно та узгоджено відпрацювати свою траєкторію із як найменшими похибками швидкості і прискорення, при цьому дотримуватись умови їх узгодженого руху [36, 74].

Основні методи керування антенними комплексами, зокрема виділено: керування рухом в робочому просторі (рис. 1.9) та керування рухом в просторі узагальненої координати (рис. 1.10). З'ясовано, основні фактори, які впливають на точність та ефективність керування систем наведення антен для супроводу супутників дистанційного зондування Землі [74].

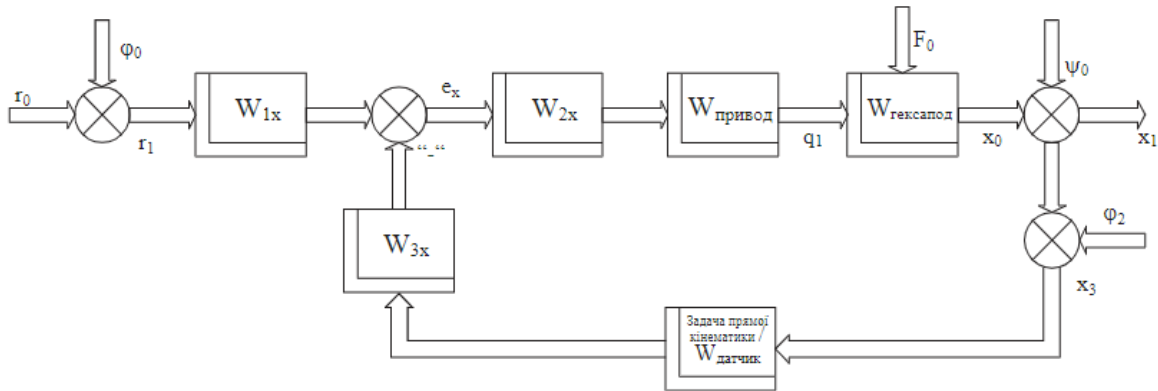


Рисунок 1.9 – Структурна схема керування на основі робочого простору

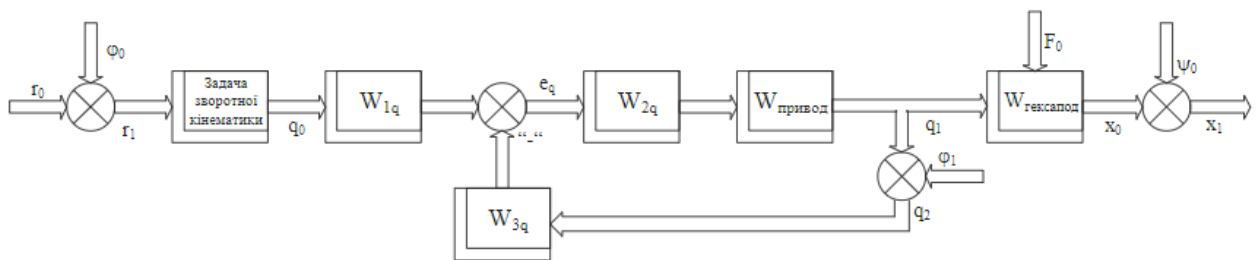


Рисунок 1.10 – Структурна схема керування в просторі узагальнених координат

Спільний простір керування розроблений з використанням інформації про розміщення/довжину ноги. Індивідуальні ноги паралельного маніпулятора розглядаються як незалежні системи, а ефекти зчеплення на ногах вважаються порушеннями. У цьому методі нога маніпулятора контролюється як одинична система. Незалежний спільний космічний контроль широко застосовується у промислових системах, де багатоканальний маніпулятор розділений на декілька незалежних зв'язків з лінійною динамікою. Продуктивність даного типу

контролера може бути покращена спостерігачем за порушення, як це зроблено [34].

Керування рухом робочого органу гексаподу в робочому просторі може бути реалізована тільки після того, як стану системи 6 ступенів вільності визначається шляхом дорогих прямих вимірювань або досить громіздкої оцінки стану. При цьому можна забезпечити якісне керування 6-ма ступенями вільності при невизначеності системи: інерції, помилки моделювання, тертя і т. д. Також даний підхід має алгоритмічні складності та описується складними нелінійними рівняннями при вирішенні складної задачі прямої кінематики. Вирішення задачі керування значно ускладнюється якщо потрібно обчислювати положення в реальному часі .

Аналіз структурних схем систем керування рухом паралельних маніпуляторів з врахуванням положень теорії автоматичного управління дозволили визначити, що незалежно від сфери використання механізми паралельної структури можуть бути класифіковані як багатовимірні системи, що стежать одно або двоконтурні з кореляцією по збудженню чи ні. Як доведено в [24, 74] традиційні системи, що стежать обмежують можливості підвищення точності виконання заданої траєкторії за рахунок зменшення кількості ступенів вільності при виборі структури регулятора, оскільки регулятор складається з одного елемента передавальної функції W .

Вивчення методів розробки системи керування рухом механізмів з паралельною кінематикою доводить, що всі вони спрямовані на оптимізацію використання набору автономних ПД регуляторів у контурах за рахунок налаштування їхніх коефіцієнтів[13] Однак така оптимізація обмежує граничні межі точності керування, які можуть бути забезпечені в оптимальних ситуаціях. Отримати точне переміщення стержня можливо лише в таких системах, де і структура і параметри закону збурення і похибки вимірювання будуть вибрані оптимально.[2]

Крім цього вивчення методів розробки систем керування рухом робочого органу гексаподу показало, що з метою спрощення моделі об'єкта керування і процедур проектування системи керування, часто пропонується поділ механізму на окремі канали за кількістю штанг паралельної кінематики, нехтуючи похибками вимірювання і динамікою датчиків, використання ідеальних віртуальних моделей механізму паралельної кінематики для формування сигналів кореляції. При цьому замінюється реальні характеристики платформи лінеаризованими, а збурюючі дії - взаємовпливом осей їх оцінками.

Широке використання отримав метод динамічного керування, який полягає у формуванні керуючих сигналів які здійснюються з урахуванням рівнянь динаміки маніпулятора. При цьому за рахунок ускладнення керування вдається подолати негативний вплив нелінійностей і перехресних зв'язків, підвищити якість процесу керування, забезпечити його стійкість незалежно від конкретної траєкторії. Фактор, який обмежує якість управління механізмом, пов'язаний зі складністю аналітичного визначення лінеаризованої моделі динаміки. Така складність пов'язана з необхідністю врахування керуючих моментів приводів, сил тертя, зовнішніх сил та моментів, відцентрових і коріолісових сил, значення яких відоме не повністю[2]:

- пружних деформацій ланок, люфтів в механічних вузлах, похибки виготовлення і збірки вузлів;
- змінних наведених моментів інерції та мас механізму і навантаження.

1.4. Параметри, які впливають на точність керування системою

Побудова високоточних систем керування масивними об'єктами з метою їх наведення на задані координати, супроводу по заданих траєкторіях або слідкування за рухомим об'єктом з невизначеною наперед траєкторією є актуальною для багатьох галузей машинобудування, військової сфери. Зокрема це актуально для синтезу систем керування антенними комплексами супроводу

низькоорбітальних супутників ДЗЗ, або систем радіомоніторингу, в яких несуча конструкція опорно-поворотної платформи з великогабаритним рефлектором має вагу від одиниць до десятків тон [99].

При проектуванні ОПП для АК ключовими завданнями є [106]:

- забезпечення вимог за кількістю осей та діапазону кутів наведення ОПП, вимог до його надійності при впливі механічних вібрацій, вимог до масогабаритних розмірів.
- забезпечення високої динамічної точності наведення антени при русі об'єкту в широкому діапазоні кутів.

Механізм із статично-невизначеними зв'язками складається з трьох основних елементів: лінійних приводів, енкодерів та з'єднувальних конструкцій. Лінійні приводи – відповідають за регульовану зміну довжини ноги гексаподу, енкодери вимірюють довжину ніг, з'єднувальні елементи поєднують конструкцію для зміни положення платформи. При цьому необхідно забезпечити високу динамічну точність наведення променя антени в одиниці кутових мінут при великих кутових швидкостях руху по кількох координатах (до 10 град./сек) [99].

Точність переміщення об'єкта при незалежному управлінні ЛП залежить як від похибок виготовлення механізму з паралельною структурою (МПС), так і від врахування всіх кінематичних параметрів, що вводяться в систему управління механізмом для вирішення ОЗК. В першу чергу на точність переміщення вихідної ланки - рухомої платформи з об'єктом - впливає точність роботи лінійних приводів. Сукупність вимог до точності поступального і обертального руху платформи в десятки мікрометрів і десятки кутових секунд відповідно призводить до необхідності переміщення штоків лінійних приводів з точністю до одиниць мікрометрів при діапазоні переміщення до 200 мм [2].

Важливим елементом такої системи керування є виконавчий електропривод великої потужності, який повинен забезпечити широкий динамічний діапазон регулювання з високою точністю та стабільним моментом.

В існуючих АС прецизійне керування силовими пристроями забезпечується використанням спеціальних типів двигунів ДБМ, синхронних, або двигуни постійного струму [8, 99]. АД з короткозамкненим ротором, що широко використовуються в промисловості, мають ряд незаперечних переваг порівняно з іншими типами електроприводів. Зокрема, це висока надійність і стійкість до жорстких кліматичних умов, менша вага на одиницю потужності, високий к.к.д. (на 24–38% перевищує двигуни постійного струму), менші вимоги до обслуговування завдяки відсутності колектора і щіткового пристрою, низька вартість, велика перевантажувальна здатність [8]. Проте асинхронні двигуни за своєю природою не призначені для регулювання швидкостей у широкому діапазоні без втрати крутного моменту і використовуються здебільшого в задачах, де необхідна постійна швидкість обертання або незначне її регулювання. Поява ефективних електронних ПЧР АД з реалізацією різних законів керування таких фірм, як ABB Industry (Швеція), Hitachi, Omron (Японія), Siemens, SEW Eurodrive (Німеччина), Telemecanique (Франція) й інших [99], дозволяє розширити динамічний діапазон регулювання із підтримкою крутного моменту. Тому перспективним є використання таких пристроїв разом з АД у системах прецизійного керування АС і актуальним заданням дослідження динаміки АС при відпрацюванні наведення та супроводу низькоорбітальних супутників ДЗЗ [37].

Точність переміщення об'єкта при незалежному управлінні ЛП залежить як від похибок виготовлення МПС, так і від правильного розрахунку всіх кінематичних параметрів, які вводяться в систему управління механізмом для вирішення ОЗК. В першу чергу на точність переміщення вихідного ланки - рухомої платформи з об'єктом – впливає точність роботи лінійних приводів. Сукупність вимог до точності поступального і обертального руху платформи в десятки мікрометрів і десятки кутових секунд відповідно призводить до необхідності переміщення штоків лінійних приводів з точністю до одиниць мікрометрів при діапазоні переміщення до 200 мм[25]

При конструюванні гексапода використовують гідравлічні, пневматичні або електричні актуатори. Найпоширеніші - це електричні лінійні приводи (ЛП) та гідравлічні актуатори, які зазвичай використовуються для великих навантажень, більше 2500 кг пневматичні приводи для механізмів в яких важлива швидкість і низьке навантаження. Серед основних недоліків гідравлічних приводів можливість витоку масла, тоді як пневматичні приводи важко контролювати під навантаженням, оскільки повітря стискається, а довжина пневматичного приводу залежить від його навантаження.

В основі лінійного актуатора зазвичай лежить механічна пара гвинт-гайка. Гайка являє собою рухомий шток, а гвинт закріплений в осьовому напрямку нерухомо і може приводитись в рух за допомогою електродвигуна через редуктор. Основний вплив на точність приводу має саме точність виготовлення пари Гвинт-гайка. При цьому, можуть використовуватись різні типи профілю різьби (прямокутна, трапецеїдальна або ж кулько-гвинтова передачами). Редуктор може являти собою класичний редуктор із набором шестерень (коли потрібно великі передаточні відношення) або пасову передачу (коли необхідно велика швидкість руху). В ролі двигуна може бути використано практично будь-які електродвигуни постійного чи змінного струму. Невід'ємним елементом приводу є також давач положення. Варіантів його реалізації також може бути декілька, від геркону із магнітним диском (для простих задач) до резольверів або оптичних енкодерів для задач, які потребують високої точності і надійності. Давач кутового положення, використовується для управління двигуном, він також може використовуватися для вимірювання лінійного переміщення рухомої частини актуатора за допомогою перерахунку кутового переміщення ротора датчика кута в лінійне переміщення штока, яке здійснюється за допомогою передачі "гвинт-гайка".

Для керування системою необхідно вирішення "розширеної" оберненої задачі кінематики, на основі якої обчислюються кутові положення пари "гвинт-гайка" [23].

Крім того, при реалізації управління ногою гексапод по "непрямого" вимірюванню довжин ніг на основі датчика кутового положення виникають додаткові похибки вимірювання, позначаються на точності лінійного приводу. У зв'язку з цим найкращим рішенням є використання окремої вимірювальної системи в складі гексапод [40].

Одним з ключових факторів, які впливають на точність наведення дзеркала антени є технічна та алгоритмічна база системи керування. В системах космічного зв'язку для забезпечення точності наведення та супроводу КА антенами з великим діаметром рефлекторів найважливішу роль відіграє ОПП АС. Особливо це актуально для супроводу низькоорбітальних КА ДЗЗ, які пролітають за 10-15 хв. весь небосхил в межах видимості станції. Слідкування за супутником повинно забезпечуватися відповідними переміщеннями виконавчих осей опорно-поворотного пристрою АС (підвіски антени). В процесі вимірювання використовуються набір додаткових високоточних давачів та приладів, які дозволяють оцінити положення рухомої платформи у просторі та інші геометричні параметри системи. Оскільки даний тип паралельного кінематичного механізму має 6 ступенів свободи то варто зауважити що процес вимірювання дещо ускладнюється [15].

Для досягнення найвищої точності системи управління приводів необхідно замикати контур управління ЛП зворотним зв'язком по вихідній координаті - лінійному положенню його штока. Застосування існуючих датчиків лінійного положення дозволяє досягати високої точності переміщення навантаження. В якості лінійних давачів положення можуть використовуватися датчики різного принципу дії. Потенціометричні датчики забезпечують простоту знімання вимірювальної інформації системою управління ЛП (зазвичай використовується аналого-цифрове перетворення), але мають і істотний недолік - низькі точність і надійність. Індуктивні і ємнісні датчики поряд з високою надійністю, а також стійкістю до зовнішніх чинників мають низьку точність. Інтерферометричні датчики дозволяють виміряти місцезнаходження з точністю в частки

мікрометрів, але мають складну структуру з дорогими комплектуючими та спеціалізовану оптикоелектронну систему обробки інформації. Зазначені особливості накладають ряд обмежень на побудову лінійного приводу. [82]

Згідно статей [28,29, 41, 35], найбільший вплив на точність переміщення штока лінійного приводу при постійному статичному навантаженні мають власні характеристики механічної передачі (ШВП), пов'язані з похибками її виготовлення.

Похибку в точності переміщення вносять також зміна температури ШВП та інших елементів механічної передачі і пов'язане з ним лінійне теплове розширення [19]. Таким чином, для забезпечення високої точності переміщення штока необхідний облік двох складових: власної характеристики ШВП і лінійного температурного розширення механічної передачі ЛП. При цьому можливе виконання калібрування ЛП за такою методикою: вимірює фактичного лінійного положення штока для всього робочого діапазону при фіксованому значенні температури ЛП з необхідною дискретністю, обчислюються помилки переміщення штока і формується дискретний масив значень - поправок. Поправки записуються в пам'ять мікропроцесорного модуля управління ЛП або системи управління верхнього рівня і в подальшому враховуються при лінійному переміщенні.

При конструюванні механізму найчастіше використовуються шарніри: універсальні або сферичні (кулькові). Універсальне шарнірне з'єднання дозволяє досягти більшого кутового діапазону, ніж кулькові з'єднання. Кулькова частина має невеликий діапазон руху, але перевагами даного типу шарніру є фіксована точка обертання, габаритний(компактний) розмір та ціна деталі. Похибку в точності керування в несе похибка виготовлення шарніру та точність розміщення компонентів системи в цілому [31].

1.5. Калібрування антенних системи

Вимірювання точності позиціонування паралельних механізмів можливе за рахунок використання вбудованих у систему давачів та за допомогою зовнішніх вимірювальних пристроїв. В якості вбудованих давачів можуть використовуватись[2]:

- лінійні оптичні давачі для вимірювання механічного видовження актуаторів,
- обертові оптичні давачі для вимірювання обертів двигуна актуатора,
- давач сили (моменту) для динамічного калібрування.

На практиці важко застосувати вбудовані давачі. Це пов'язано, в першу чергу, із самою конструкцією пристрою. Тому, як правило, використовують методи вимірювання та калібрування за допомогою зовнішніх пристроїв, таких як: теодоліти, інклінометри, координатно-вимірювальні машини, лазерний трекер та інше високоточне обладнання [3,26].

Похибки виготовлення та монтажу обладнання паралельної структури спричиняють відхилення геометричних параметрів, зокрема координат центрів опорних шарнірів, що негативним чином позначається на точності положення об'єкту позиціонування. Оскільки пряме вимірювання координат центрів шарнірів ускладнене, постає проблема ідентифікації дійсних геометричних параметрів механізму паралельної структури та внесення їх до системи управління для усунення впливу неточностей виготовлення .[27,79]

Оскільки точне безпосереднє вимірювання положень центрів шарнірів ускладнене, їх можна визначити непрямим шляхом за результатами вимірювання відхилень платформи від заданого положення, наприклад шляхом вимірювання встановленої на столі верстата еталонної деталі за допомогою закріпленого у шпинделі високоточного контактного датчика, щуп якого знаходиться на осі шпинделя.[79]

Щоб отримати високу точність і ефективність потрібно комбінувати обидва методи вимірювання. Калібрування механізму полягає у визначенні геометричних параметрів з метою підвищення точності моделі. Калібрування складається з п'яти етапів: побудова ідеальної моделі механізму, збір даних (вимірювання), аналіз та оцінка вимірювання, оптимізація або геометричне визначення параметрів, визначення джерела похибки і кореляція моделі .

Калібрування механізму полягає у визначенні геометричних параметрів з метою підвищення точності моделі. Калібрування складається з п'яти етапів: побудова ідеальної моделі механізму, збір даних(вимірювання), аналіз та оцінка вимірювання, оптимізація або геометричне визначення параметрів, визначення джерела похибки і кореляція моделі. [19, 81]

1.6. Висновки до розділу 1

1. ОПП – одна із найважливіших складових частин АС. Саме від ОПП залежить точність наведення і супроводу КА, відповідно якість і потужність отриманого сигналу що безпосередньо впливає на кількість помилок передачі даних і швидкість їх отримання.
2. Використання ОПП на базі системи актуаторів дозволяє спростити конструкцію і вимоги щодо механічних вузлів. Підвищити точність, швидкість наведення і супроводу КА. Проте такий спосіб вимагає складних алгоритмів обрахунку швидкостей і видовження актуаторів. Підвищується складність програмного забезпечення і електронних вузлів керування ОПП. Основний недолік таких систем полягає в неможливості досягнути малих значень кута місця.
3. Для досягнення високих динамічних характеристик потрібно визначити оптимальну геометричну компоновку пристрою, спроектувати систему

керування та забезпечити її програмним забезпеченням, яке реалізує в собі відповідний математичний апарат.

4. Спільним недоліком для існуючих систем керування є нехтування динамікою інтелектуальних датчиків інформації та шумами, які супроводжують вимірювання та похибки виготовлення і збірки вузлів.
5. В процесі вимірювання використовується набір додаткових високоточних давачів та приладів, які дозволяють оцінити положення рухомої платформи у просторі та інші геометричні параметри системи. Також потрібно використовувати тестовий сигнал, який буде наближений до реального.

РОЗДІЛ 2. КЕРУВАННЯ НАВЕДЕННЯМ АНТЕНИ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ АФІННИХ ПЕРЕТВОРЕНЬ

У другому розділі вдосконалено метод керування наведення антени на основі систем із статично невизначеними зв'язками. За допомогою афінних ізометричних перетворень визначено поворот верхньої площини у просторі на заданий кут, що рівний куту місця ОПП. Удосконалено алгоритм розрахунку видовження актуаторів за допомогою афінних перетворень. Описано алгоритм керування АС, який використаний при розробці програми для моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Нехарод з відображенням тривимірної моделі АС. Запропоновано використання моделі кінематики супроводу КА, яка дає можливість визначити характеристики керуючих дій в системі керування АС.

2.1. Алгоритм розрахунку видовження актуаторів

Платформа Г'ю-Стюарта з шістьма ступенями свободи широко використовується при створенні різних механічних пристроїв, зокрема контрольно-вимірювальних головок, випробувальних стендів тощо. Перевагами досліджуваного механізму є підвищена жорсткість і компактність конструкцій, а недоліками – можлива втрата керованості. [64]

Задача аналізу кінематики платформи Г'ю-Стюарта укладається у встановлення відносин між положеннями та орієнтацією рухомої платформи і обобщенні координатори, тобто довжини телескопічних штанг [45]

В загальному випадку щоб повернути вісь антени у заданому напрямку потрібно встановити видовження кожного актуатора у певне значення. Для знаходження цього значення розв'яжемо обернену задачу кінематики. Виберемо декартову систему координат з осями x , y , z . Задамо в ній площину ОПП до якої

кріпиться дзеркало антени. Знаючи фізичні розміри верхньої плити не складно взнати координати шарнірів. Аналогічно задамо в ній основу ОПП (нижню плиту) і визначимо координати нижніх шарнірів у просторі. При максимальних видовженнях актуаторів, площини будуть максимально віддаленні одна від одної, і відповідно при мінімальних видовженнях відстань між ними буде мінімальною (рис. 2.1). В крайніх положеннях площини можуть знаходитись лише паралельно одна одній.

Конструкція ОПП забезпечує безліч можливих положень при яких промінь антени буде спрямований на заданий космічний апарат (КА). Проте існує обмежена кількість положень які будуть оптимальними. Щоб досягнути максимально можливого повороту дзеркала антени необхідно щоб верхня плита (рис. 2.2) і разом з нею фіксована точка О навколо якої здійснюється поворот могла змінювати своє положення в просторі як у вертикальній так і у горизонтальній площині у бік нахилу. Це дозволить знизити максимальні кути нахилу в шарнірах.



Рисунок 2.1 – Розміщення площин при максимальному, мініальному і середньому видовженні актуаторів

За допомогою афінних ізометричних перетворень здійснимо поворот верхньої площини у просторі. Відповідно і шарнірів які в ній знаходяться.

Для здійснення довільного повороту в просторі потрібно мати три параметри:

- фіксована точка перетворення;
- вектор, навколо якого здійснюється поворот;
- значення кута на який потрібно здійснити поворот.

Фіксована точка – це точка яка в результаті повороту перейде сама в себе. Виберемо фіксовану точку у центрі верхньої плити. Вектор навколо якого здійснюється поворот можна задати різними способами, наприклад, можна задати його двома точками $p1$ і $p2$:

$$r = p2 - p1, \quad (2.1)$$

Порядок використання точок задає додатній напрямок повороту. Важливим є лише напрямок цього вектору, а його положення у просторі не впливає на результат повороту.

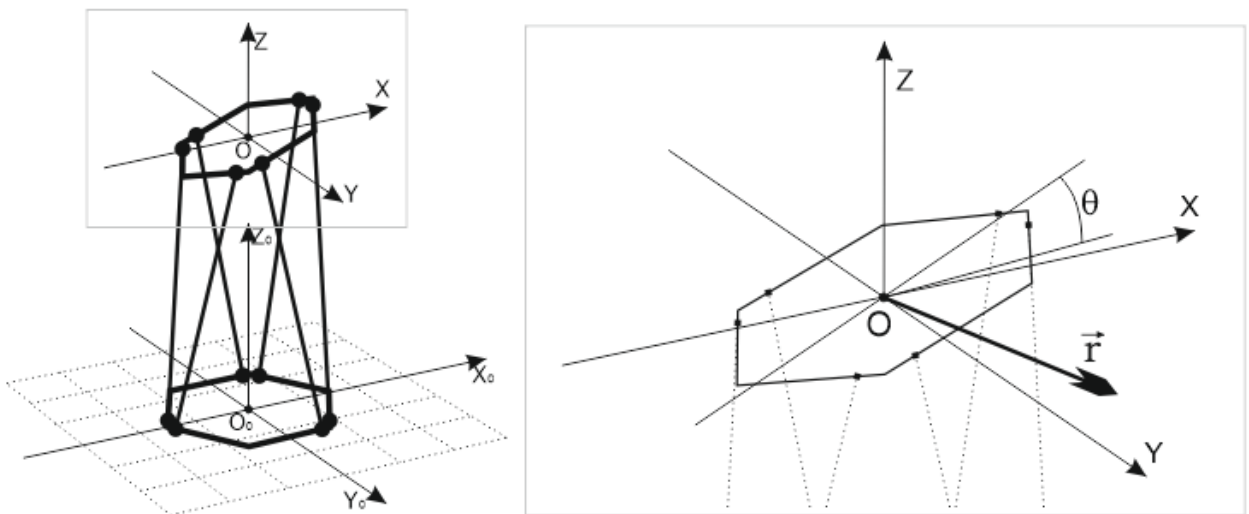


Рисунок 2.2 – Параметри необхідні для здійснення повороту

Для спрощення виконання подальших операцій необхідно провести нормалізацію вектора осі повороту – заміна його вектором одиничної довжини, який має такий ж напрямок у просторі як і вихідний. Нормалізація вектору проводиться за такими формулами :

$$\begin{aligned}
 S &= \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} \\
 X_N &= X/S \\
 Y_N &= Y/S \\
 Z_N &= Z/S
 \end{aligned}
 \quad , \quad (2.2)$$

Операція повороту частково спрощується якщо фіксовану точку (разом із об'єктом повороту) перенести в початок координат. Таким чином перша операція перетворення – це $T(-P_0)$, а остання – $T(P_0)$. Де $T(-P_0)$ і $T(P_0)$ відповідні матриці перетворення.

$$T(P_0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \alpha_x \\ 0 & 1 & 0 & \alpha_y \\ 0 & 0 & 1 & \alpha_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} , \quad (2.3)$$

$$T(-P_0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -\alpha_x \\ 0 & 1 & 0 & -\alpha_y \\ 0 & 0 & 1 & -\alpha_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} , \quad (2.4)$$

Поворот навколо довільної осі можна звести до послідовного повороту навколо окремих координатних осей. Основною проблемою при такому підході є знаходження кута на який потрібно здійснити поворот навколо кожної осі. Тому для спрощення розрахунків перших два повороти виконано таким чином щоб вісь повороту r сумістилась з координатною віссю Z . Після чого здійснюється поворот об'єкта навколо осі Z на потрібний кут θ . Потім виконується два попередніх повороти в зворотному порядку.

Таким чином матриця комплексного перетворення (повороту) набуде вигляду:

$$M = R_x(-\theta_x)R_y(-\theta_y)R_z(\theta_z)R_y(\theta_y)R_x(\theta_x), \quad (2.5)$$

Найбільш складною частиною розрахунків є знаходження матриць $R_y(\theta_y)$ та $R_x(\theta_x)$.

Для цього потрібно розглянути компоненти довільного одиничного вектора v . Оскільки v є вектором одиничної довжини то

$$a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 = 1, \quad (2.6)$$

Проведений відрізок a від початку координат в точку (a_x, a_y, a_z) буде також мати одиничну довжину і мати такий ж напрямок як і вектор v . Опустивши перпендикуляри з точки (a_x, a_y, a_z) на кожену координатну вісь як це зображено на рисунку 2.3. Три направляючих кута (direction angles) — $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$. — це кути між відрізком (вектором v) і координатними осями. Між направляючими косинусами (direction cosines) і компонентами вектора v існує співвідношення:

$$\begin{aligned} \cos \varphi_x &= a_x \\ \cos \varphi_y &= a_y \\ \cos \varphi_z &= a_z \end{aligned}, \quad (2.7)$$

Незалежні тільки два направляючих кута, оскільки:

$$\cos^2 \varphi_x + \cos^2 \varphi_y + \cos^2 \varphi_z = 1, \quad (2.8)$$

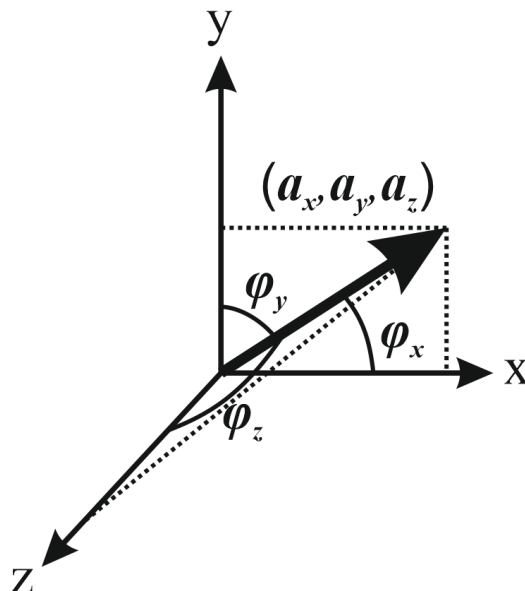


Рисунок 2.3 – Направляючі кути осі повороту

Знаючи значення направляючих косинусів, можна обчислити значення кутів Θ_x і Θ_y . На рисунку 2.4 можна побачити що поворот точки (a_x, a_y, a_z) приведе до такого повороту відрізка, що він опиниться в площині $y=0$. Довжина проекції відрізка (до повороту) на площину $x=0$ рівна d .

Однак в матриці повороту присутні не кути, а їх синуси і косинуси, тому нам не потрібно знаходити саме значення Θ_x . Тому матриця повороту $R_x(\theta_x)$ буде мати вигляд:

$$R_x(\Theta_x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_z/d & -\alpha_y/d & 0 \\ 0 & \alpha_y/d & \alpha_z/d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.9)$$

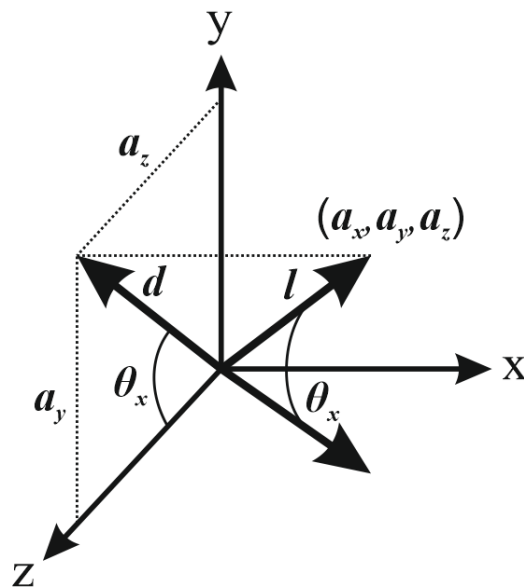


Рисунок 2.4 – Знаходження кута повороту навколо осі X

А обернена матриця повороту $R_x(-\theta_x)$:

$$R_x(-\Theta_x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_z/d & \alpha_y/d & 0 \\ 0 & -\alpha_y/d & \alpha_z/d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

Елементи матриці $R_y(\theta_y)$ розраховуються із аналогічних міркувань (рис. 2.5).

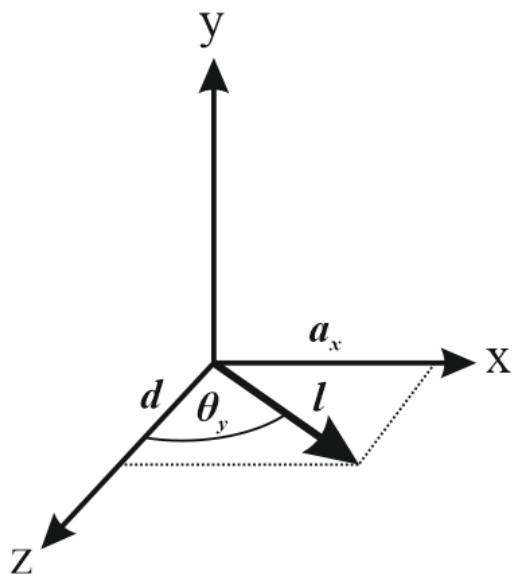


Рисунок 2.5 – Знаходження кута повороту навколо осі Y

І відповідні матриці повороту:

$$R_y(\Theta_y) = \begin{bmatrix} d & 0 & -\alpha(z) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \alpha(z) & 0 & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.11)$$

$$R_y(-\Theta_y) = \begin{bmatrix} d & 0 & \alpha(z) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\alpha(z) & 0 & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.12)$$

Таким чином вісь повороту (вектор v) сумістилась із віссю Z. Після чого здійснимо поворот на потрібний нам кут (кут місця ОПП).

$$R_z(\Theta_z) = \begin{bmatrix} \cos(\Theta) & -\sin(\Theta) & 0 & 0 \\ \sin(\Theta) & \cos(\Theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.13)$$

Після цього потрібно зробити зворотні перетворення $R_y(-\theta_y), R_x(-\theta_x), T(-P_0)$, що дасть можливість отримати верхню площину повернену на заданий кут який відповідав куту місця ОПШ.

2.2. Алгоритм керування наведення антен

Використання матричних перетворень широко використовується в комп'ютерній графіці із-за їх універсальності і швидкодії. Так і в нашому випадку можна перемножити всі знайденні матриці перетворень і отримати комплексну матрицю M .

$$M = T(-P_0)R_x(-\theta_x)R_y(-\theta_y)R_z(\theta_z)R_y(\theta_y)R_x(\theta_x)T(P_0), \quad (2.14)$$

Множення будь-якої точки тривимірного простору на отриману комплексну матрицю призведе до повороту її у цьому ж просторі відносно фіксованої точки. Такий алгоритм дозволяє отримати максимальну швидкодію у випадках коли необхідно повернути декілька точок. У випадку здійснення повороту великих об'єктів які складаються з сотень і тисяч точок такий алгоритм являється вкрай ефективним, і дозволяє провести перетворення в десятки а то й сотні разів швидше в порівнянні із звичайним покроковим обрахунком.

Після того як поворот верхньої плити був здійснений отримано нові координати верхніх кінцівок актуаторів, а точніше шарнірів до яких вони закріплені. Маючи координати верхніх і нижніх шарнірів у просторі за допомогою формули (2.15) отримуємо відстань між ними, тобто видовження актуатора яке і потрібно було знайти.

$$S = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}, \quad (2.15)$$

Розрахунок і моделювання траєкторій супроводу КА відносно АС.

Для наведення, супроводу КА і забезпечення зв'язку з ним за допомогою антени з вузькою діаграмою направленості необхідно мати деталізовану модель орбітального руху КА. Система керування антеною на основі розрахованої траєкторії супутника повинна здійснювати орієнтацію діаграми направленості рефлектора у напрямку КА в реальному масштабі часу у відповідності з законом переміщення КА відносно координат АС.

Кінематика супроводу КА керованою АС в загальному випадку залежить від параметрів орбіти або траєкторії КА в просторі, типу використовуваної антенної підвіски і місця розташування АС на земній поверхні.

Рух КА підлягає законам небесної механіки на основі яких обчислюється положення КА відносно системи координат, зв'язаної з місцем розташування АС на земній поверхні.

За основу розрахунку орбітального руху КА прийнята кеплерівська модель руху матеріальної точки навколо нерухомого притягуючого тіла (Земля), вся маса якого зосереджена в центрі. Проте в дійсності на рух КА впливають ряд збурюючих факторів найсуттєвішими з яких є збурення від гравітаційних аномалій спричинені несферичністю Землі, нерівномірною щільністю і неоднорідність її магнітних полів, а також вплив тертя верхніх шарів атмосфери, вплив сили тяжіння Сонця і Місяця, тиск сонячного світла .[43]

Згідно рекомендацій Міжнародного Астрономічного союзу закон, що описує дію потенціалу поля тяжіння Землі на КА прийнято у вигляді рівняння [43]:

$$U=U_0+\Delta U=\frac{\mu}{r}+\frac{\mu}{r}\left[\sum_{n=2}^{\infty}c_{n0}\left(\frac{R_T}{r}\right)^n P_n(\sin \phi)+\sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^n\left(\frac{R_T}{r}\right)^n P_{nm}(\sin \phi)*(c_{nm} \cos(m\lambda)+d_{nm} \sin(m\lambda))\right], \quad (2.16)$$

де :

$\mu = 398600.4 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравітаційна стала Землі;

R_3 — середній радіус Землі;

c_{n0}, c_{nm}, d_{nm} — безрозмірні коефіцієнти, залежні від форми і розподілу маси Землі;

$P_{nm}(\sin\varphi)$ — приєднані функції Лежандра порядку n , індексу m ;

$P_n(\sin\varphi)$ — поліноми Лежандра порядку n ;

φ, λ - геоцентрична широта і грінвічська довгота підсупутникової точки (проекція положення КА на поверхні Землі).

Разом з тим при запуску супутників в космос їх орбіту прийнято описувати рядом стандартизованих параметрів названих орбітальними елементами. Вони описують форму і розмір орбіти, її орієнтацію в просторі та момент часу в який небесне тіло знаходиться в певній точці орбіти. В основному, використовують два способи задання параметрів:

- за допомогою векторів положення і швидкості;
- за допомогою орбітальних елементів.

Найчастіше для опису параметрів еліптичних в загальному випадку орбіт використовують кеплерівську систему елементів орбіти

$$\{i, \Omega, \omega, p, e, T\},$$

де -

i – нахил орбіти супутника;

Ω – довгота висхідного вузла від Грінвічського меридіану в момент епохального часу T ;

ω – кутова відстань перигея від висхідного вузла (точки перетину площини екватора при русі КА з півдня на північ);

p – фокальний параметр орбіти, зв'язаний з великою піввісю еліпса a : $p=a*(1-e^2)$;

e – ексцентриситет орбіти;

T – епохальний час, або час проходження супутником через точку висхідного вузла - задає прив'язку по часу.

Графічно параметри елементів орбіти показані на рисунку 2.6

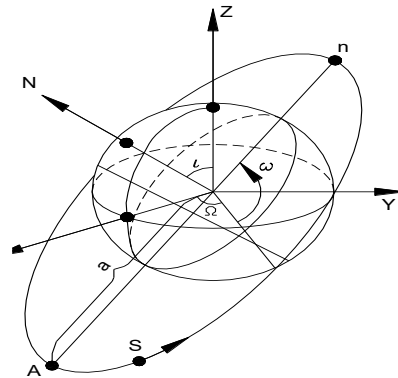


Рисунок 2.6 – Параметри елементів орбіти

Дані про параметри орбіт КА представлені у дворядковому форматі (Two-Line Element), запропонованого об'єднанням NORAD [57] можна одержати з інформаційних каталогів супутників, наприклад на сайті <http://celestrak.com/NORAD>. Такі дані постійно корегуються на основі вимірювань спеціальними технічними засобами системи спостережень за штучними космічними об'єктами і поновлюються. Так за даними NASA кожен день обробляються і обновляються в каталогах дані близько 7 тисяч космічний об'єктів. Структура даних про параметри орбіти супутника у 2-рядковому форматі приведена на рис. 2.7. Розшифровка позначень параметрів орбіти TLE - формату приведена у таблиці 2.1.

```

1 CCCCCU YNNN Q TTTT.TTTTTTTT .DDDDDDDD VVVV-V GGGG-
G 0 SSS Z
2 CCCC iii.iiii ΩΩΩ.ΩΩΩΩ eeeeeee ωωω.ωωω AAA.AAAA
MM.MMMMMMMM OOOO Z

```

Рисунок 2.7 – Структура даних про параметри орбіти супутника в TLE-форматі

Таблиця 2.1 – Опис параметрів орбіти згідно 2 строкового формату кеплерівських даних.

Символ	Розшифрування символів
1	2
C	Порядковий номер супутника, присвоєний йому в каталозі
Y	Дві останні цифри із року запуску супутника
N	Порядковий номер запуску даного супутника серед всіх інших запусків протягом року
Q	Номер даного супутника серед всіх інших об'єктів, виведених на орбіту даною ракетою-носієм
T	Епохальний час – час проходження супутником через точку висхідного вузла. В цей момент часу вимірюються і фіксуються всі основні параметри орбіти.
D	Цифра корекції руху – додатна або від'ємна величина, яка враховує вплив гравітаційних сил Сонця і Місяця на швидкість руху супутника
V	Друга похідна від середнього руху, поділена на шість (починається з десяткового роздільника)
G	Коефіцієнт гальмування (починається з десяткового роздільника)
O	Тип ефемерид (координат супутника, зараз завжди 0)
S	Номер (версія) елемента
Z	Контрольна сума всіх цифр, розміщених в рядку (по модулю 10)
i	Кут нахилу площини орбіти супутника до площини екватора. Може бути від 0 до 180 град.
Ω	Довгота точки екватора, над якою проходить супутник в момент фіксації епохального часу (довгота епохального висхідного вузла, рис.2)

Продовження таблиці 2.1

1	2
e	Ексцентриситет. При $e=0$ – абсолютно кругова орбіта. Зі збільшенням e еліптичність росте.
ω	Аргумент перигея – кут із центру Землі між напрямом на точку висхідного вузла і напрямом на точку перигея орбіти (рис.2).
A	Середня аномалія, показує положення супутника на орбіті відносно перигея
M	Частота обертання – число орбіт за добу
O	Номер витка на момент епохи.

Маючи опис параметрів орбіти у наведеному вище TLE- форматі можна визначити положення КА в будь-який момент часу і, зокрема, скласти таблицю (графік) руху КА у видимій зоні антени. Для цього складаються рівняння руху КА у вигляді системи шести диференціальних рівнянь першого порядку в оскулюючих (варіативних) елементах з врахуванням впливу гравітаційних аномалій Землі [43].

$$\begin{cases}
 \frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin(u)}{\sqrt{\mu p} \sin(i)} g_w, \\
 \frac{di}{dt} = \frac{r \cos(u)}{\sqrt{\mu p}} g_w, \\
 \frac{dp}{dt} = 2r \sqrt{\frac{p}{\mu}} g_t, \\
 \frac{du}{dt} = \sqrt{\mu p} / (r \times r) - (r / \sqrt{\mu p}) \times \text{ctg}(i) \sin(u) g_w, \\
 \frac{dq}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[\sin(u) g_s + g_t \left(\left(1 + \frac{r}{p} \right) \cos(u) + \frac{r}{p} q \right) + k \frac{r}{p} \text{ctg}(i) \sin(u) g_w \right], \\
 \frac{dk}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-\cos(u) g_s + g_t \left(\left(1 + \frac{r}{p} \right) \sin(u) + \frac{r}{p} k \right) - q \frac{r}{p} \text{ctg}(i) \sin(u) g_w \right],
 \end{cases} \quad (2.17)$$

$$\text{де } r = \frac{p}{1 + q \cos(u) + k \sin(u)}$$

g_s, g_t, g_w — проєкції сумарного збурюючого прискорення на осі ОССК;

$q = e \cos(\omega)$, $k = e \sin(\omega)$ - відповідні вектори Лапласа.

Застосування змінних k і q замість e і ω дозволяє уникнути обчислювальних труднощів, пов'язаних з малим ексцентриситетом близьких до кругових орбіт КА ДЗЗ.

Проєкції сумарних збурюючих прискорень являють собою прискорення від сили тяжіння Землі:

$$g_s = g_{se}; \quad g_t = g_{te}; \quad g_w = g_{we}, \quad (2.18)$$

де

$$\begin{aligned} g_{se} &= \frac{\partial(\Delta U)}{\partial r}; \\ g_{te} &= \frac{\cos u * \sin i}{r \cos \varphi} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial \varphi} + \frac{\cos i}{r \cos^2 \varphi} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial \lambda}; \\ g_{we} &= \frac{\cos i}{r \cos \varphi} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial \varphi} - \frac{\cos u \sin i}{r \cos^2 \varphi} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial \lambda}. \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial r} &= -\frac{\mu}{r^2} \left[\sum_{n=2}^{\infty} c_{n0} \left(\frac{R_C}{r} \right)^n (n+1) P_n(\sin \varphi) + \right. \\ &\quad \left. + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{R_C}{r} \right)^n (n+1) P_{nm}(\sin \varphi) * (c_{nm} \cos(m\lambda) + d_{nm} \sin(m\lambda)) \right], \end{aligned} \quad (2.20)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\Delta U)}{\partial \varphi} &= \frac{\mu}{r} \left[\sum_{n=2}^{\infty} c_{n0} \left(\frac{R_C}{r} \right)^n \cos \varphi \frac{\partial P_n(\sin \varphi)}{\partial(\sin \varphi)} + \right. \\ &\quad \left. + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{R_C}{r} \right)^n \cos \varphi \frac{\partial P_{nm}(\sin \varphi)}{\partial(\sin \varphi)} * (c_{nm} \cos(m\lambda) + d_{nm} \sin(m\lambda)) \right], \end{aligned} \quad (2.21)$$

$$\frac{\partial(\Delta U)}{\partial \lambda} = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n m \left(\frac{R_C}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \varphi) \left(-c_{nm} \sin(m\lambda) + d_{nm} \cos(m\lambda) \right) \quad (2.22)$$

Початкові умови руху на момент часу t_0 в оскулюючих елементах запишуться:

$$\Omega_0 = \Omega(t_0);$$

$$i_0 = i(t_0);$$

$$p_0 = p(t_0);$$

$$u_0 = u(t_0);$$

$$q_0 = q(t_0) = e(t_0) \cdot \cos(\omega(t_0));$$

$$k_0 = k(t_0) = e(t_0) \cdot \sin(\omega(t_0));$$

Таким чином, в математичному плані задача прогнозування руху КА в кожен момент часу зводиться до чисельного інтегрування системи диференціальних рівнянь шостого порядку при початкових умовах на заданий момент часу t_0 .

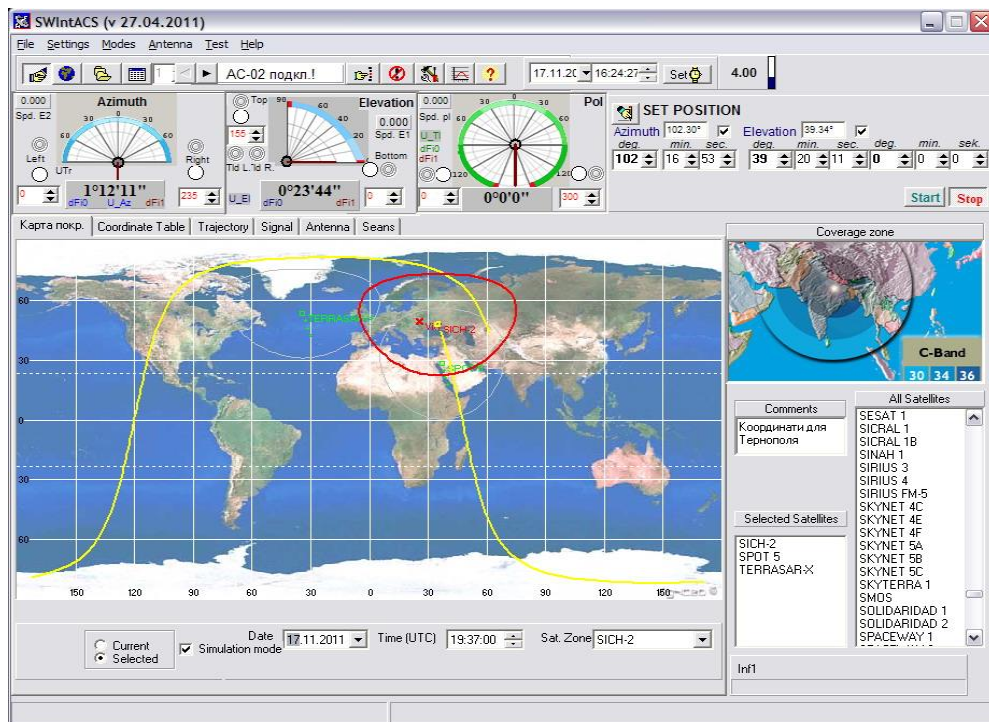


Рисунок 2.8 – Обчислення траєкторії руху КА за даними TLE параметрів орбіти

Розроблена програма керування наведенням антени SWIntACS.exe знаходить на сайті і зчитує текстовий файл з даними орбітальних параметрів TLE формату всіх супутників ДЗЗ та на основі приведених співвідношень обчислює траєкторію руху вибраного з бази даних супутника з графічним відображенням її проекції на карті світу. На рисунку 2.9 показана траєкторія українського супутника ДЗЗ “Січ-2”, для якого орбітальні параметри у двохрядковому форматі на дату 17.11.2011 мали вигляд [23]:

```
SICH 2
1 37794U 11044G    11321.12281580   .00001038   00000-0
22645-3 0   2969
2 37794 098.2510 034.2388 0013395 007.3839 352.7565
14.59906152 133970
```

Рисунок 2.9 – Траєкторія супутника ДЗЗ “Січ-2”

Графік у закладці «Карта покриття» (жовтий колір) показує проекцію траєкторії вибраного супутника на карті світу. Червоним контуром показана зона прямої радіовидимості супутника із Землі в межах якої можна приймати інформацію. Змінюючи час і дату в режимі імітації можна визначити координати КА у будь-які інші моменти часу в межах періоду оновлення даних TLE параметрів орбіти на сайті.

Для супроводу супутника антеною, яка знаходиться у деякому місці з координатами (Az_{AC} , EI_{AC}) траєкторія руху КА розраховується у топоцентричній геодезичній системі координат (рис.2.10) у вигляді таблиці цілевказівок $R[t_j, \alpha_j, \beta_j]$, де α_j , β_j - кути азимута і кута місця напряму наведення променя AC на КА у момент часу t_j .

Координати місцезнаходження AC визначаються GPS-приймачем системи керування, або вводяться як параметри.

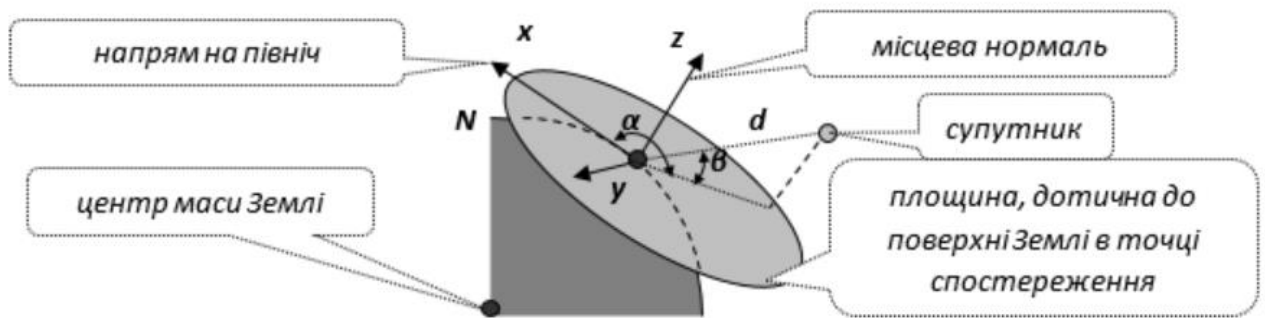


Рисунок 2.10 – Координати α , β наведення на КА в топоцентричній системі координат

Як правило в таблиці цілевказівок супроводу КА розраховуються координати з дискретністю відліків 1 сек. з детальнішою апроксимацією при відпрацюванні контролером керування.

Для орієнтації платформи з рефлектором антени з метою наведення променя АС на супуник необхідно знайти закони руху системи лінійних приводів ОПП, для чого необхідне перетворення масиву координат азимут-кут місця $R[t_j, \alpha_j, \beta_j]$ у масиви зміни довжин та швидкостей руху кожного з 6 актуаторів у локальних координатах кожного з них $R[t_j, \alpha_{1j}, \alpha_{2j}, \alpha_{3j}, \alpha_{4j}, \alpha_{5j}, \alpha_{6j}]$.

2.3. Перетворення координат наведення променю антени в локальні координати лінійних приводів платформи Г'ю-Стюарта

Для здійснення повороту великих об'єктів які складаються з сотень тисяч точок ефективним алгоритмом є афінне перетворення, що широко використовується у комп'ютерній графіці [44]: $f: \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$.

$$f(x) = \mathbf{M} \cdot x + v, \quad (2.23)$$

Де \mathbf{M} оборотна матриця і вектор повороту $v \in \mathbf{R}^n$

Суть його полягає в тому, що кожній точці x простору ставиться у відповідність точка $f(x)$, що має такі ж координати відносно «нової» системи координат, як і x в «старій». При афінному перетворенні зберігається співвідношення довжин відрізків прямої, паралельність прямих і площин.

Поворот вектора v на довільний кут θ зводимо до послідовності поворотів на кути θ_x навколо осі X та θ_y навколо осі Y так щоб вектор v сумістився з координатною віссю Z . Після цього повертаємо об'єкт навколо осі Z на потрібний нам кут і виконуємо два попередніх повороти у оберненому порядку.

Вектор повороту для спрощення подальших обчислень нормалізуємо до одиничної довжини, внаслідок чого матимемо:

$$a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 = 1, \quad (2.24)$$

Перетворення повороту навколо осі z на кут θ в записується таким чином:

$$\begin{aligned} x' &= x \cos \theta - y \sin \theta \\ y' &= x \sin \theta - y \cos \theta, \\ z' &= z \end{aligned} \quad (2.25)$$

або у матричній формі

$$p' = R_z p, \quad (2.26)$$

Загальну матрицю перетворення повороту отримуємо множенням матриць перетворень по окремих осях у такому порядку:

Після повороту верхньої платформи на необхідний кут у напрямі КА ми знаходимо координати верхніх точок актуаторів (точок кріплення до верхньої платформи). Маючи координати нижніх точок знаходимо видовження для кожного актуатора, яке необхідне щоб повернути верхню платформу на заданий кут.

За запропонованим алгоритмом розроблена програма моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Нехарод з відображенням тривимірної моделі АС.

Для підвищення ефективності вирішення задачі був проведений розрахунок геометричних характеристик модифікованої платформи Г'ю-Стюарта [40]. Для заданих діапазонів кутів і координат позиціонування знайдені вимоги до параметрів тяг платформи і величин зміни їх довжин. Для вирішення завдання автоматичної компенсації вібрації і юстування положення плями лазерного променя при його зміщенні, обрані оптимальні траєкторії зміни положення платформи в просторі. Побудовано математичну та натурну моделі платформи, які використовуються для підбору оптимальних параметрів її рухомих складових, таких як з'єднувальні шарніри та лінійні приводи.[52]

2.4. Висновки до розділу 2

1. Описано метод керування антеною із статично невизначеними зв'язками, який дав змогу визначити ключові параметри, які впливають на точність керування.
2. Удосконалено алгоритм розрахунку видовження актуаторів за допомогою афінних перетворень, що дало змогу забезпечити необхідну точність наведення антени.
3. Розроблено модель кінематики супроводу КА, яка дає можливість визначити характеристики керуючих дій в системі керування АС, тобто закони руху лінійних приводів (осей) кінематичного механізму ОПП АС в часі, необхідний діапазон їх переміщень, величини швидкостей і прискорень виконавчих осей АС, особливості руху на окремих ділянках траєкторії, алгоритми формування керуючих сигналів.

4. Запропонований алгоритм керування, який використаний при розробці програми для моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Нехарод з відображенням тривимірної моделі АС.

Результати даного розділу опубліковано у роботах [91-103].

ПАРАЛЕЛЬНОГО КІНЕМАТИЧНОГО МЕХАНІЗМУ

НАВЕДЕННЯ

У третьому розділі розглянуто різні види просторових структур платформи Г'ю-Стюарта, обрано та обґрунтовано варіант геометричного компоунвання структури для подальшого його використання в якості опорно-поворотного пристрою антенної системи. Розроблено математичну модель системи керування антеною на основі платформи Г'ю-Стюарта. Досліджено рух різних елементів механізму(в залежності від розміщення площини чи в просторі) в системі координат. Проведено дослідження впливу на точність наведення дзеркала антени.

3.1. Вибір просторової структури ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта.

Для платформи Г'ю-Стюарта запропоновано декілька просторових моделей. Ступінь деталізації такої моделі визначається числом і розташуванням шарнірів на основі і рухомій платформі маніпулятора, що призводить до різного розташування кінематичних ланок у просторі (рис. 3.1). У літературі [12, 24, 80] широко висвітлені наступні моделі:

- просторове компоунвання платформи Г'ю-Стюарта – 6х6 (рис. 3.1а). Характеризується шістьма шарнірами на фіксованій основі і рухомій платформі. Шарніри можуть бути розташовані або рівномірно по фіксованій основі та рухомій платформі, або нерівномірно (попарно).
- просторове компоунвання платформи Г'ю-Стюарта – 6х3 (рис. 3.1б). Характеризується шістьма шарнірами на фіксованій основі і трьома шарнірами на рухомій платформі.

- просторове компонування платформи Г'ю-Стюарта – 3x3 (рис. 3.1в). Характеризується шістьма шарнірами на фіксованій основі і трьома шарнірами на рухомій платформі.

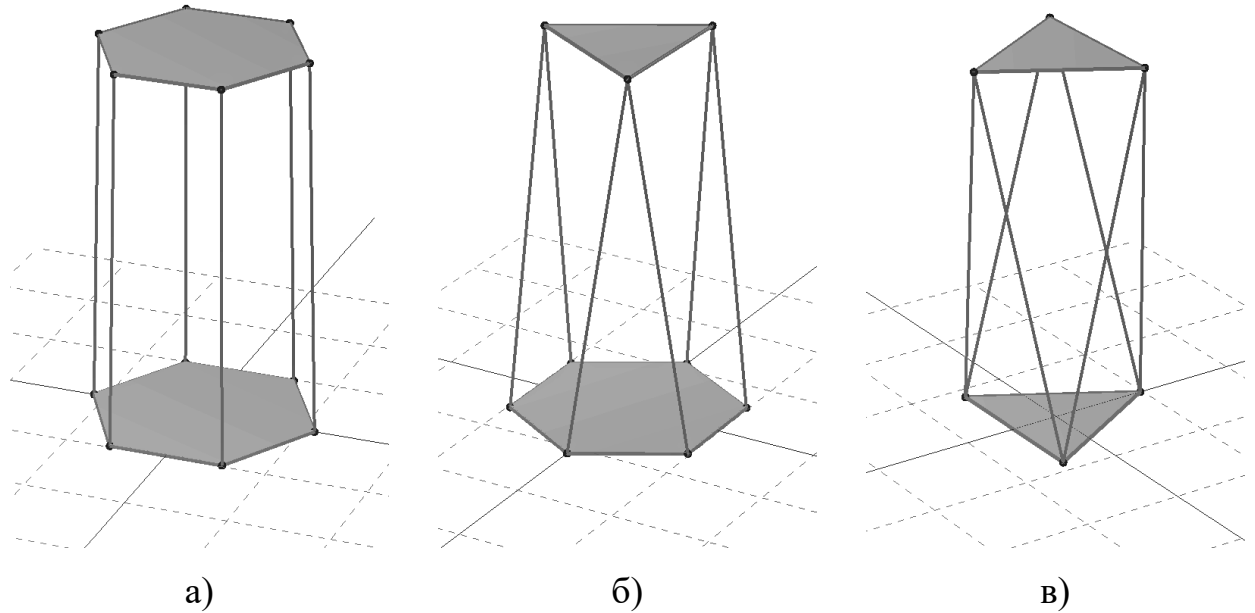


Рисунок 3.1 – Просторове компонування платформи Г'ю-Стюарта.

а) компонування 6x6; б) компонування 6x3;

в) компонування 3x3

У цих моделях в якості узагальнених координат маніпулятора прийнято розглядати довжини телескопічних штанг – актуаторів. В роботі [25] було вироблено узагальнення існуючих моделей та запропоновано співвідношення, що описують вирішення основних кінематичних завдань [15].

3.1.1. Просторова структура 6x6

Переваги:

- Це найдешевша конструкція для побудови, оскільки для з'єднання актуаторів із фіксованою основою та рухомою платформою можуть

використовуватись стандартні кульові шарніри або універсальні шарніри (механізм кардана);

- Невелика зміна довжини актуаторів спричиняє велику зміну орієнтації гексапода, оскільки ноги більш перпендикулярні платформі, ніж для інших компоновань. Це означає, що при використанні тих самих лінійних приводів у порівнянні з іншими макетами можна досягти більшого кута нахилу рухомої платформи.

Недоліки:

- Складність вирішення прямої задачі кінематики.

3.1.2. Просторова структура 6x3

Переваги:

- Актуатори сходяться лише в трьох точках на рухомій платформі, це спрощує кінематичні рівняння, оскільки, існує менша кількість змінних, які потрібно вирішити;
- Три шарніри, які з'єднують рухому платформу із актуаторами, зменшують загальну масу платформи і забезпечують швидший рух та прискорення, ніж компоновання 6x6;
- Оскільки на рухомій платформі є лише три шарніри, це зменшує кількість з'єднань, які зазнають тертя.

Недоліки:

- Для спорудження механізму потрібно три шарніри «два в одному» що мають підвищену складність. Вони потребують окремого проектування та виготовлення, що збільшує його вартість.

3.1.3. Просторова структура 3x3

Переваги:

- Має лише три шарніри як на фіксованій основі, так і на рухомій платформі. Це зменшує загальну масу пристрою та забезпечує більшу швидкість та прискорення, ніж компонування бхб.
- Це єдина форма гексапода, для якої кінематичні рівняння мають рішення замкнутої форми. Тому для вирішення рівнянь не потрібні ітерації, що значно полегшує управління та позиціонування [12].
- Оскільки є лише три шарніри, які з'єднуються з фіксованою та рухомою платформами, це зменшує кількість з'єднань, які зазнають тертя.

Недоліки:

- Оскільки всі з'єднання складаються з шарнірів «два в одному», то за рахунок витрат на їх проектування та виготовлення, значно зростає вартість виробу.
- Для забезпечення великих значень кута нахилу платформи, необхідне використання актуаторів із великим ходом штоку по відношенню до загальної довжини актуатора. Це має суттєві наслідки для пристрою позиціонування дзеркала антени, оскільки при використанні тих самих приводів охоплюється менший кут огляду.

3.1.4. Оцінка жорсткості різних просторових структур

У працях вітчизняних та закордонних вчених проводились ряд досліджень щодо жорсткості конструкції різних просторових компонувань пристрою паралельної структури – гексапод. Зокрема у праці [80] розглядається податливість просторових структур бхб, бх3, 3х3 платформи Г'ю-Стюарта для використання її у галузі верстатобудування.

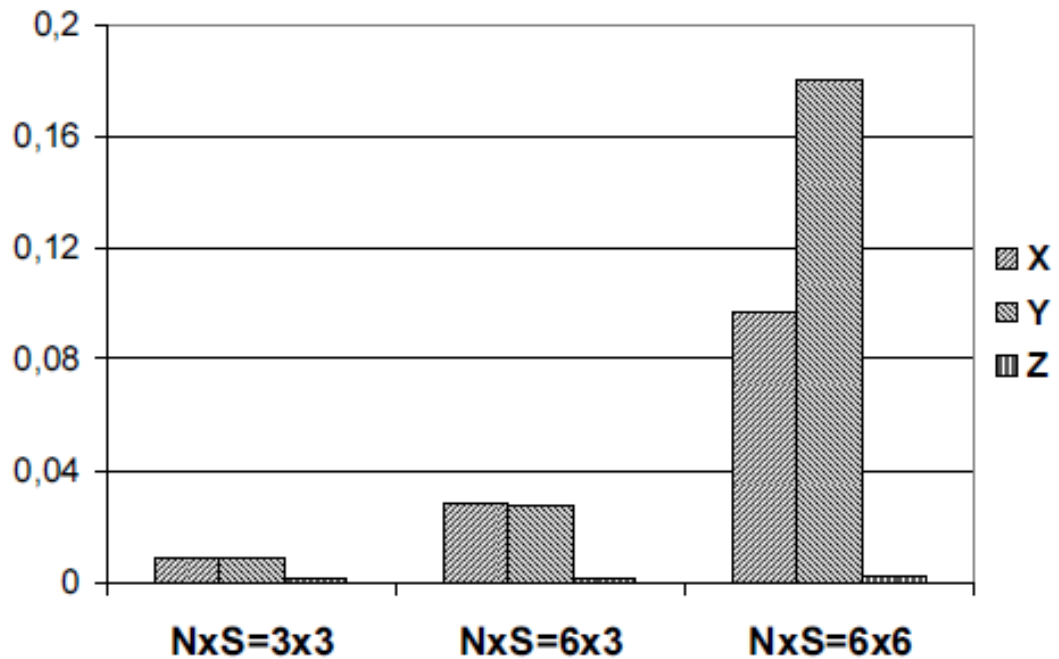


Рисунок 3.2 – Порівняльна податливість різних компоновок платформи Г'ю-Стюарта [80]

«Порівняння компоновок з точки зору жорсткості проводилось при навантаженні рухомої платформи силою 1000 Н у напрямках кожної з осей координат. Аналіз отриманих результатів (рис. 3.2) показує, що мінімальна податливість спостерігається при навантаженні рухомої платформи силою вертикально згори донизу по осі Z. В даному випадку податливість приблизно однакова для всіх компоновок. Мінімальні переміщення під навантаженням має компоновка 3x3, максимальне – 6x6» [80].

Таким чином, жорсткість конструкції платформи Г'ю-Стюарта зростає при зменшенні кількості груп опорних шарнірів на рухомій та фіксованій платформах. Проте для задач ДЗЗ також важливим параметром є:

- точність наведення на об'єкт супроводу в кутових градусах;
- можливість досягнути малих значень кута місця (5–10 кутових градусів).

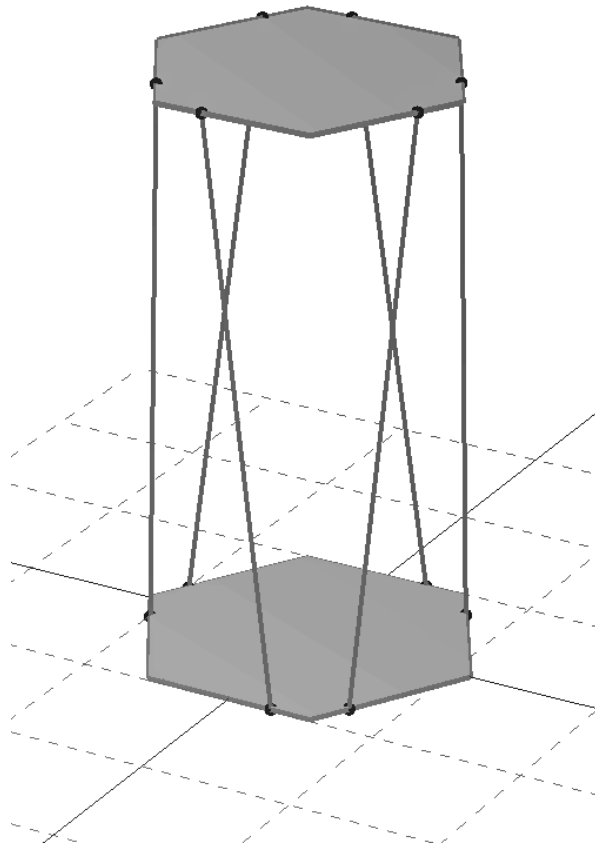


Рисунок 3.3 – Обране просторове компонування платформи ОПП

Враховуючи важливість наведених параметрів, та проаналізувавши переваги та недоліки різних просторових структур, вирішено взяти за основу для подальшого проектування модифіковану компоновку платформи Г'ю-Стюарта (рис. 3.3) яка б враховувала переваги просторових компонувань 3x3 та 6x6. А саме:

- використання бюджетних та доступних опорних шарнірів (забезпечується компонуванням 6x6);
- використання бюджетних та доступних актуаторів із необхідною точністю позиціонування та можливістю досягнення, за допомогою них, малих значень кута місця (забезпечується компонуванням 6x6);

- збільшення жорсткості конструкції за рахунок максимально можливого зближення відповідних пар шарнірів на фіксованій та рухомих платформах (в компонованні 3x3 ці пари шарнірів суміщені що зумовлено його конструкцією).

Таким чином в подальших дослідженнях та побудові дослідного взірця використовується просторова структура що зображена на рисунку 3.3.

3.2. Моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Нехарод з відображенням тривимірної моделі АС.

Основна складність паралельних маніпуляторів полягає в контролі за їхнім рухом. Кінематичне дослідження будь-якого маніпулятора, в тому числі і платформи Г'ю-Стюарта (Нехарод), вимагає вирішення двох основних задач:

- прямої задачі кінематики (ПЗК);
- оберненої задачі кінематики (ОЗК).

ПЗК задача може бути описана наступним чином: враховуючи довжину ноги, потрібно визначити відповідну позицію та орієнтацію рухомої платформи. Багато різних математичних рішень прямої кінематичної задачі були запропоновані, але вони схожі в тому, що в кінцевому підсумку з трьома нелінійними рівняннями з трьома невідомими, які вирішуються ітеративно. Ці рівняння мають до 40 можливих рішень. Після того, як ці невідомі були визначені, вони використовуються для явного рішення інших параметрів, необхідних для повного опису макету гексаподу.[13]

ОЗК - в знаходженні узагальнених координат по відомим положенням і орієнтації маніпулятора. У загальному випадку, рішення ОЗК для платформної типу з шістьма ступенями свободи зводиться до вирішення шести нелінійних рівнянь [10, 25, 63].

На основі деталізованої моделі орбітального руху КА та розрахованої траєкторії супутника отриманої в другому розділі розроблена програма моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Нехарод з відображенням тривимірної моделі АС. Програма дає можливість проводити дослідження динамічних процесів при наведенні антени на просторові координати та супроводу рухомих об'єктів, визначення переміщень, швидкостей руху лінійних приводів, залежно від конструктивної (геометричної) компоновки. Програма моделювання виконує наступні функції:

- Трьох вимірне відображення конструкції опорно-поворотної платформи та антени з можливостями анімації;
- Перетворення координат наведення антени в локальні координати лінійних приводів платформи Г'ю-Стюарта на основі афінних перетворень.
- Дозволяє задати геометрію ОПП та дає змогу оцінити роботу проектного пристрою.
- Графічне відображення заданих траєкторій наведення.
- Збереження параметрів і графічних результатів моделювання у файлах.

Результатом роботи програми є розрахунки положень і швидкостей руху кожного актуатора залежно від заданих координат наведення по азимуту та куту місця, побудова графіків відпрацювання траєкторій.

Діалоговий інтерфейс програми моделювання виконаний у вигляді інструментальних панелей, контекстне меню та графічного екрану, що забезпечують простий діалог з оператором за допомогою вибору команд меню та введенням даних у вікна панелей параметрів. Візуалізація динаміки процесу керування наведенням антени відображається у вигляді тривимірної моделі з можливістю побудови графіків траєкторій по кожній осі (рис. 3.4).

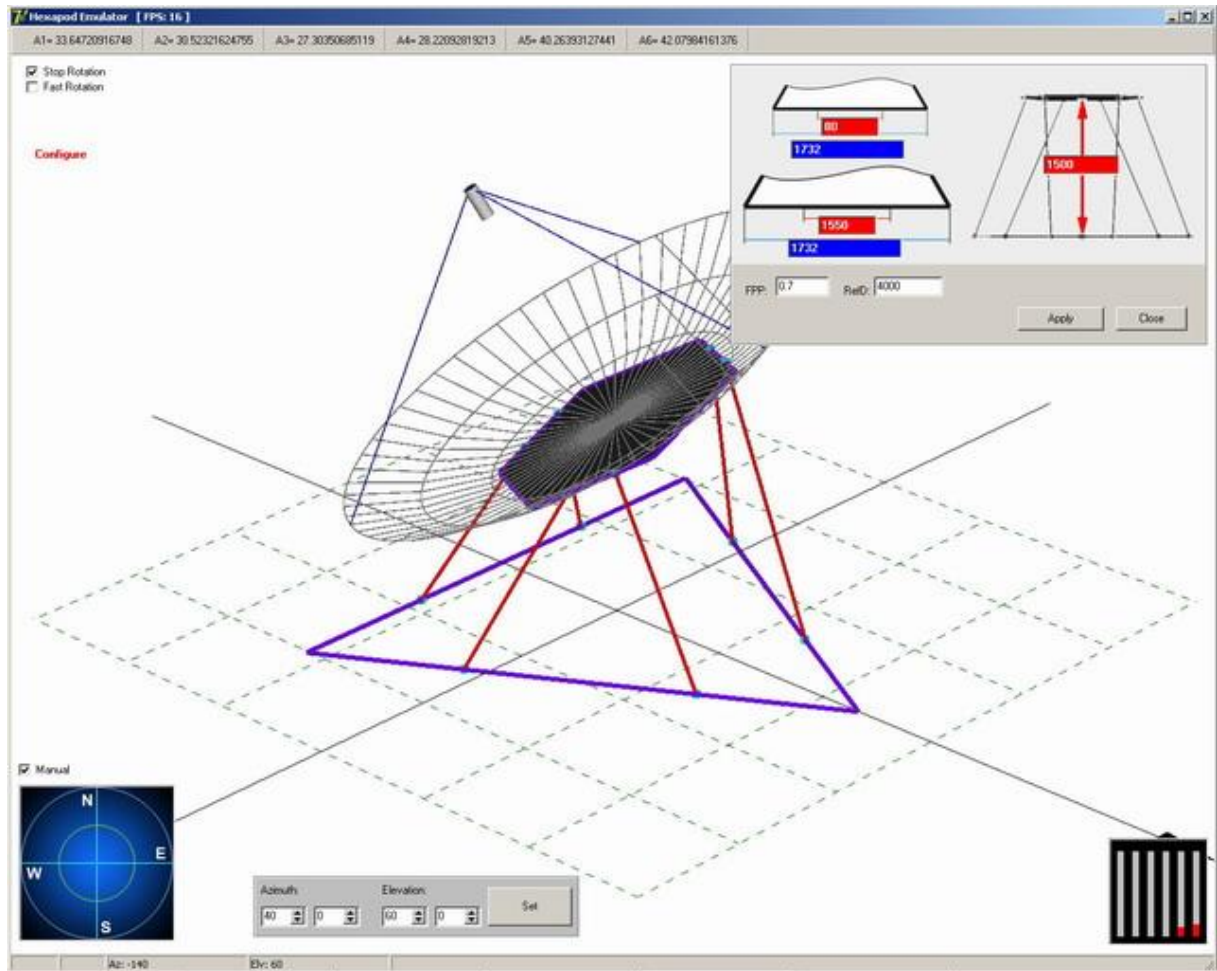


Рисунок 3.4 – Модель АС з ОПП Нехарод та діалогове меню задання параметрів

Розроблена модель дозволяє отримати миттєві значення всіх параметрів системи на протязі часу за який цей рух буде відбуватись. При необхідності отриманий масив даних апроксимувати для досягнення плавності траєкторії руху і підвищення точності її відслідковування. Це допоможе уникнути різких рухів окремих актуаторів, що є неприпустимо.

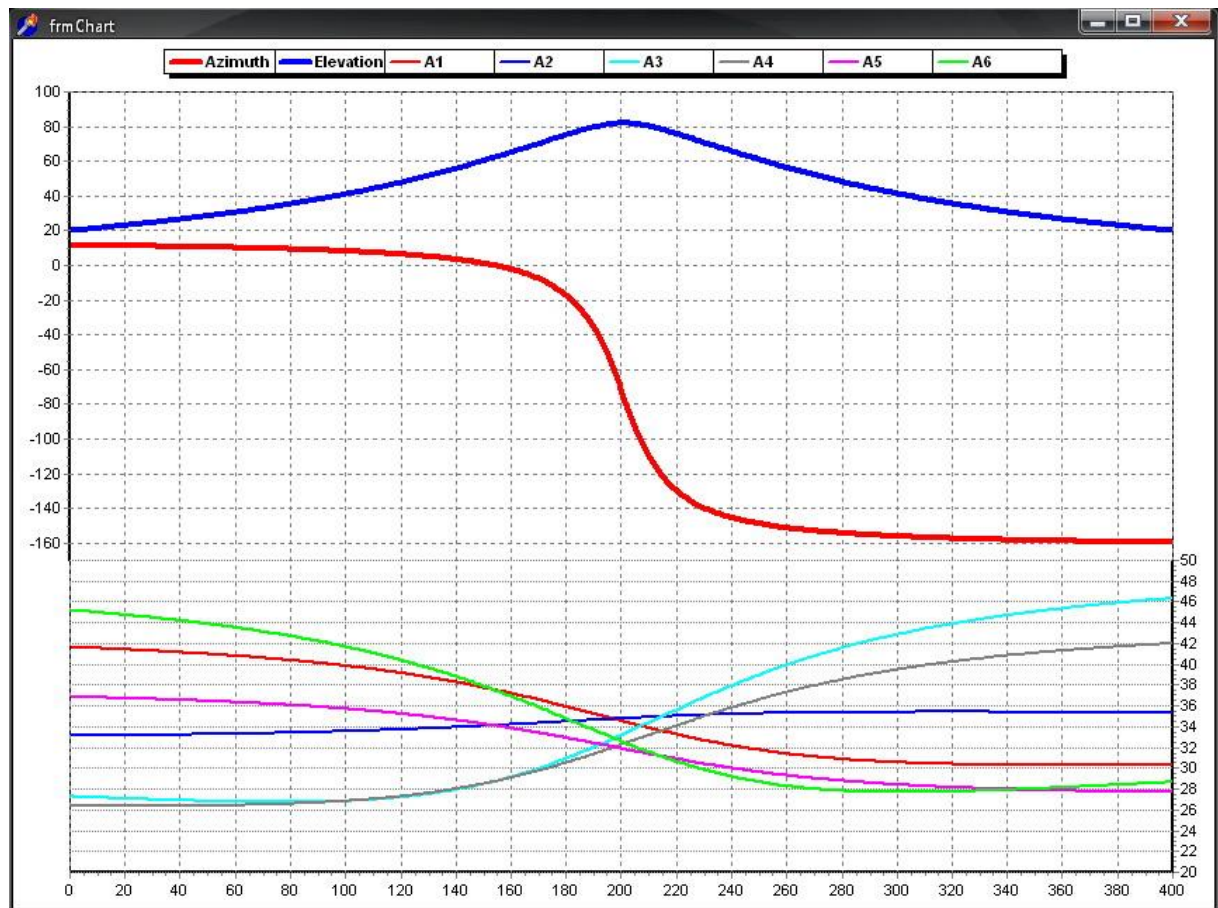


Рисунок 3.5 – Траєкторії руху актуаторів ОПП при супроводі КА «TERRA» за заданими координатами азимута і кута місця

На рис. 3.5 приведені графіки траєкторій руху кожного із актуаторів для відпрацювання траєкторії руху супутника, що задана в азимутально-кутомісних координатах відносно пункту розміщення антени.

Як показують результати моделювання, для максимально швидкої траєкторії низькоорбітального КА з проходженням через зеніт відносно місцезнаходження антени максимальна швидкість руху лінійних приводів не перевищує 3 мм/с. Для мінімальних швидкостей необхідно забезпечити чутливість вимірювання та керування електроприводами зміни лінійних розмірів актуаторів з роздільною здатністю не гірше 0.1 мм.

3.3. Побудова моделі платформи Г'ю-Стюарта

Оцінка впливу окремих елементів такої системи, а також зовнішніх і внутрішніх збурюючих факторів, на її технічні характеристики є досить трудомісткою і затратною процедурою і потребує використання побудови адекватної моделі системи та проведення імітаційного моделювання. Створено багато різних видів систем автоматизованого проектування (САПР) з елементами моделювання, які дають змогу пришвидшити, покращити та спростити процес проектування приладів. У імітаційній моделі (ІМ) поведінка як компонент складної системи (СС) описується набором алгоритмів, які потім реалізують ситуації, що виникають у реальній системі. Імітація являє собою чисельний метод проведення на ЕОМ експериментів з математичними моделями, що описують поведінку СС протягом заданого або формованого періоду часу. Основою моделі механізму Нехарод є визначення його геометричної конструкції, фізичних властивостей матеріалів, кінематики, необхідних законів руху виконавчого органу і т.п. [11]. Бажане положення та орієнтація рухомої платформи досягається комбінуванням довжин шести ніг, перетворенням шести перехідних ступенів свободи у три позиційні (вектор переміщення) та три орієнтаційні (кути обертання жорсткого тіла в просторі). Звичайно, довжини ніг не можна змінювати довільно, але лише таким чином, що дозволяє конструкція платформи. За допомогою системи проектування і твердотільного моделювання в програмі Solidworks побудовано модель конструкції платформи Г'ю-Стюарта (рис. 3.6).

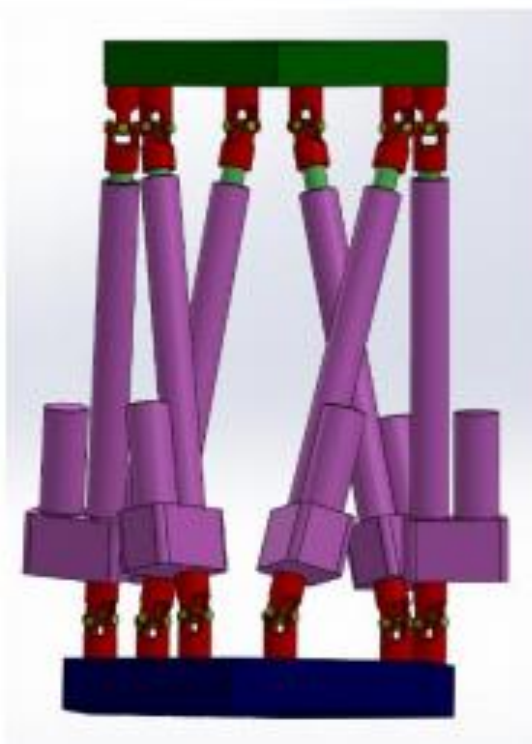


Рисунок 3.6 – Модель платформи Г'ю-Стюарта в програмі Solidworks

Для побудови 3D-моделі використовувалися наступні розміри гексапод: діаметр платформи - 400 мм; діаметр основи - 650 мм; довжина стрижнів - 600 мм, при цьому використовувалися такі припущення: сферичні шарніри вважалися ідеальними, зазори в конструкції були відсутні, пружність стрижнів не враховувалася. За допомогою побудованої моделі отримано спеціальний набір засобів для аналізу конструкцій: моделювання динаміки руху гексаподу, процес збирання механізму, просторового аналізу, огляду макета, геометричного аналізу, перегляду результатів інженерного аналізу.

В процесі симуляції моделі в програмі Solidworks управління маніпулятором здійснювалося за шести кінематичними парам лінійного переміщення. Під час керування рухом конструкції рухома платформа змінювала своє становище по всім шести просторовим координатам.

Для створення тривимірної моделі використовується низка інструментів CAD SolidWorks, основні з яких це Extruded Boss/Base і Extruded Cut, що

здійюються для ескізів окремих деталей. Створивши їх, за допомогою стандартних функцій, складається конструкція механізму. Отримавши модель можна перевірити динаміку руху та визначити недоліки системи.

3.4. Побудова імітаційної моделі АК в середовищі SimMechanics (MatLab)

Побудована модель динамічного аналізу буде використана при імітаційному моделюванні за допомогою SimMechanics CAD translator імпортована в програму MatLab для отримання перерахунку координат і кутів центру платформи в зміна довжин ніг гексапода. Отримані результати будуть використані для оцінки точності наведення антени.

Основним завданням даної моделі є дослідження впливу різних елементів механізму на рух платформи у вибраній системі координат. Використовуючи програмний модуль Simscape Multibody Link модель перенесено в середовище Matlab Simulink та доповнено компонентами з бібліотеки SimMechanics, щоб відтворити роботу пристрою в динаміці.[12,23, 36].

Загальна модель (рис. 3.7) містить прототип пристрою (рис. 3.8), PID контролер та віртуальний датчик позиції. Ввід та вивід даних відбувається за допомогою блоків «From Workspace» та «To Workspace» що взаємодіють із середовищем MatLab в якому проходить подальша обробка отриманої інформації.

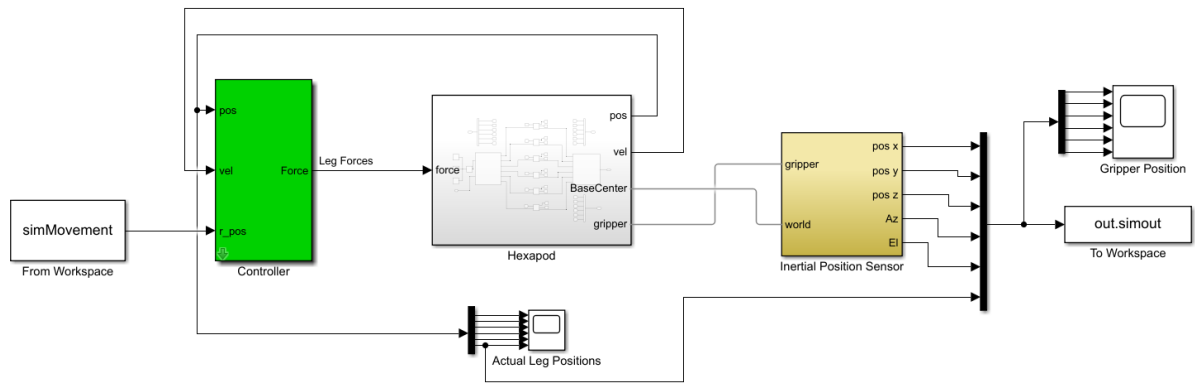


Рисунок 3.7 – Загальна модель системи

Маніпулятор представлений на схемі (рис. 3.5) у вигляді платформи 3, з якої знімаються дані про положенні (position) і швидкості (velocity) зміни довжин штанг.

У блоці 1 Leg Trajectory на вхід подається завдання, що отримується у вигляді координат і кутів центру верхньої платформи $x_0, y_0, z_0, \varphi_0, \psi_0, \chi_0$,

Де x_0, y_0, z_0 – поступовий рух по осі X, Y, Z;

$\varphi_0, \psi_0, \chi_0$ – кути повороту відносно цих осей.

В даному випадку допускаємо $\varphi_0 = 0^\circ, \psi_0 = 0^\circ, \chi_0 = 0^\circ$. Далі, проводиться перерахунок завдання, одержуваного у вигляді координат і кутів центру платформи в зміні довжин штанг гексаподу $l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6$. Схема процесу представлена на рис. 3.8. При цьому кути повороту платформи перераховуються в переміщення за допомогою формул Ейлера. [28, 107]

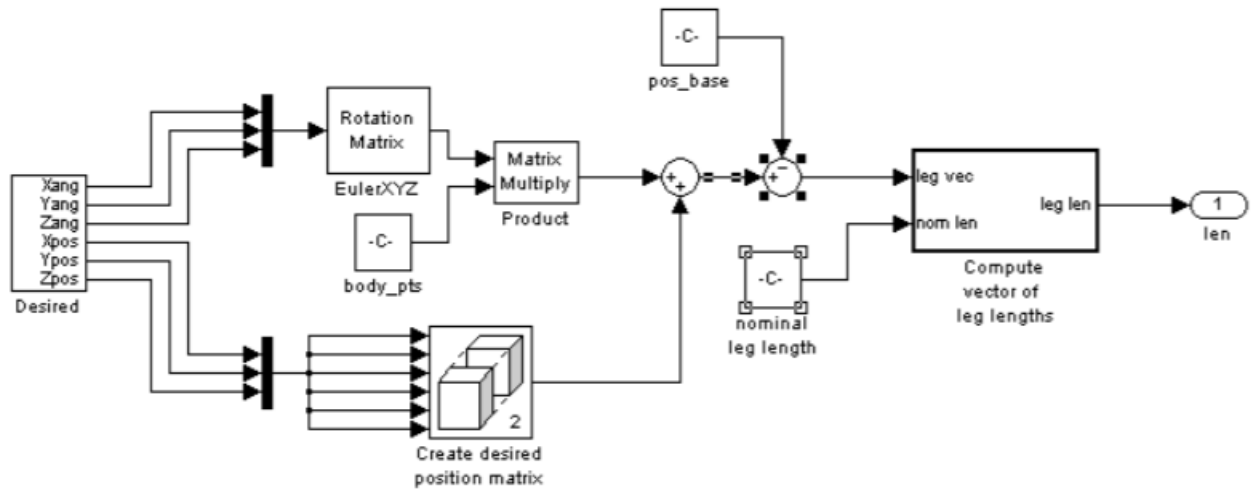


Рисунок 3.8 – Схема перерахунку координат і кутів центру платформи в зміну довжин штанг гексаподу

Отримані за допомогою формул Ейлера переміщення потім складаються з матрицею переміщень, а отримані лінійні переміщення центру мас платформи перетворюються в зміни довжин штанг в блоці що зображений на рисунку 3.9.

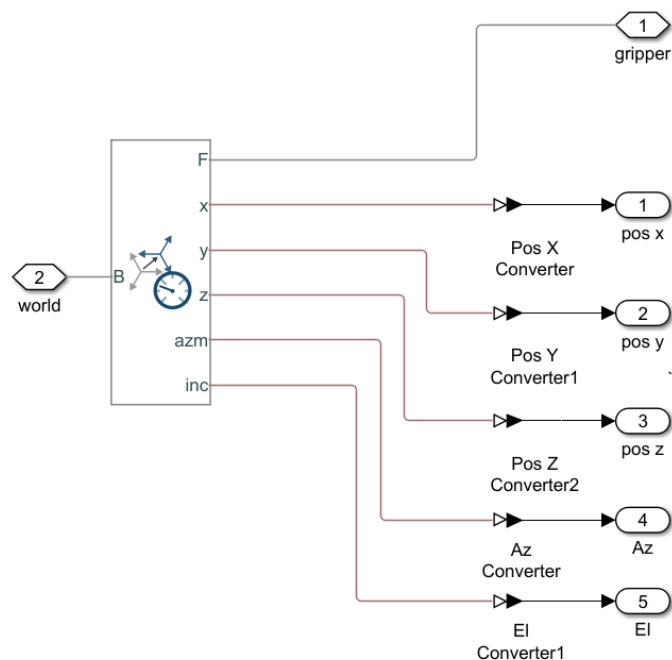


Рисунок 3.9 – Схема перетворення лінійних переміщень в зміни довжин ШТАНГ

Довжини штанг $l_1, l_1, l_3, l_4, l_5, l_6$ спільно з навантаженням, які подаються на двигуни і на виході отримуємо такі змінені значення довжин штанг $l_1', l_1', l_3', l_4', l_5', l_6'$. При моделюванні отримане необхідне значення довжини штанги порівнюється з поточним і подається на систему управління, що генерує значення сили, яка подається на приводи штанг. Кожна штанга гексапод в програмі MathLab представляється моделлю (рис. 3.10).[18]

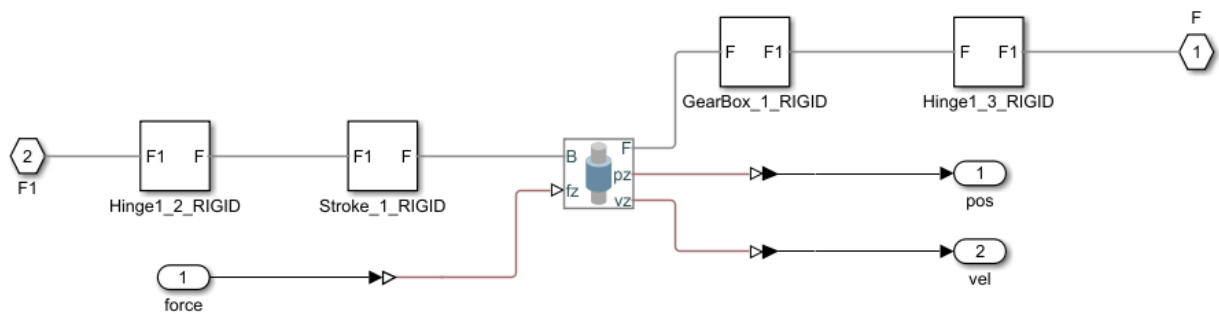


Рисунок 3.10 – Модель штанги гексаподу в програмі MathLab

Далі, змінені значення довжин штанг $l_1', l_1', l_3', l_4', l_5', l_6'$ перераховуються в значення координат і кутів центру платформи $x_0', y_0', z_0', \varphi_0', \psi_0', \chi_0'$. При цьому виникають помилки позиціонування між заданими координатами і кутами центру платформи отриманими під час моделювання. Алгоритм отримання помилок представлений на рис. 3.13.

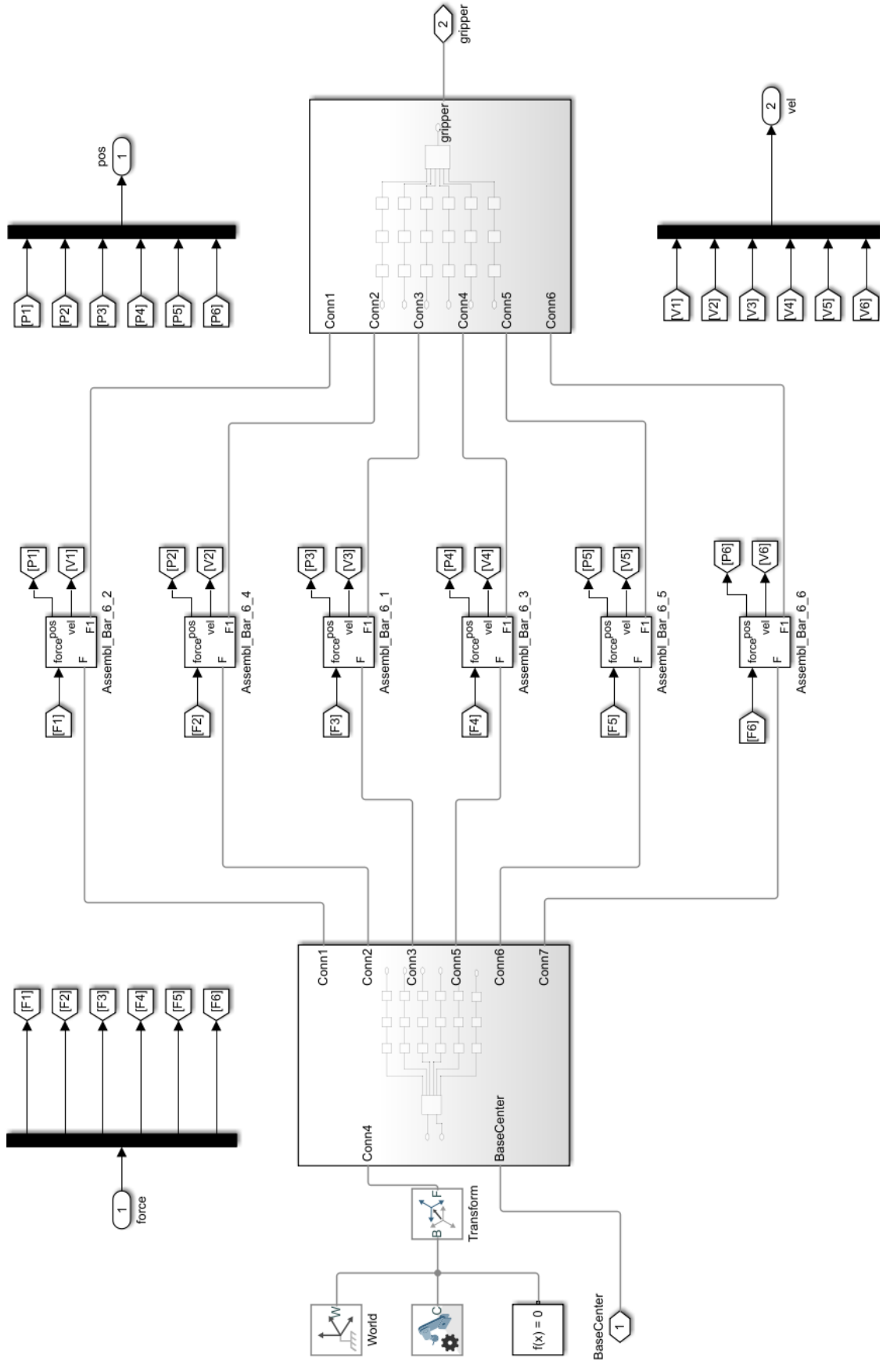


Рисунок 3.11 – Модель системы Нехарод

3.5. Оцінки точності наведення антенної системи на основі паралельної платформи Г'ю-Стюарта.

Для оцінки точності наведення антенної системи на основі паралельної платформи Г'ю-Стюарта потрібно розв'язати пряму задачу кінематики (ПЗК), яка полягає у визначенні положення рухомої платформи у просторі за відомими довжинами кожної із шести штанг(опор). Вирішення ПЗК в даному випадку характерне своєю складністю. Існує багато різних математичних алгоритмів рішення ПЗК, але вони схожі тим, що в кінцевому випадку вони зводяться до трьох нелінійних рівнянь з трьома невідомими, які вирішуються ітераційно за допомогою відповідних програмних модулів – солверів. Ці рівняння мають до 40 можливих рішень [2]. Після того, як ці невідомі були визначені, вони використовуються для знаходження решти параметрів, необхідних для повного опису компонування пристрою. Середовище MatLab надає набір солверів, кожен з яких втілює певний підхід до вирішення поставленої задачі. Для моделювання платформи Г'ю-Стюарта було обрано солвер з фіксованим кроком моделювання «ode4 (Runge–Kutta)» що відповідає чисельному методу Рунге–Кутти.

Дослідивши модель пристрою в умовах коли одна із опор плавно змінює свою довжину в межах від 80 до 340 мм а інші п'ять залишаються нерухомими (знаходяться в середньому положенні) отримуємо тестову траєкторію руху (Рис. 3.12).

В середовищі Matlab Simulink за допомогою блоку «Transform sensor» отримуємо характер зміни азимуту та кута місця для заданої траєкторії. З отриманих даних отримуємо залежність загальної похибки наведення від похибки встановлення актуатора 0,1мм (Рис. 3.13) та 0,5мм (Рис. 3.14)

З отриманих графіків можемо зробити висновок, що для актуатора який забезпечує точність відпрацювання до 0,1 мм загальна похибка пристрою в zenіті – найменша і становить $0,014^\circ$. Із збільшенням нахилу платформи похибка росте і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) похибка зростає до значення $0,024^\circ$.

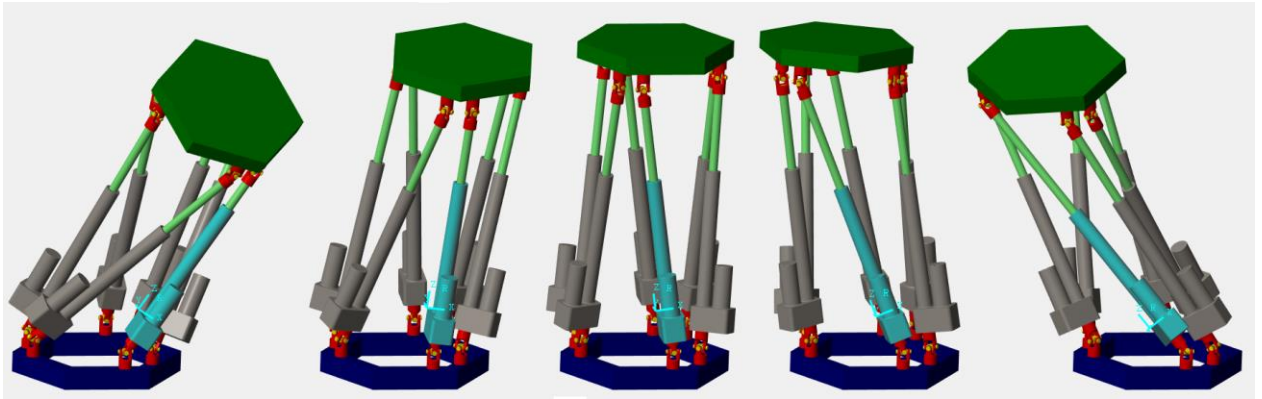


Рисунок 3.12 – Переміщення моделі платформи Г'ю-Стюарта за заданою зміною довжин актуатора

У випадку коли актуатор забезпечує точність відпрацювання до 0,5мм, загальна похибка пристрою в zenіті становить $0,07^\circ$. Із збільшенням нахилу платформи похибка також росте і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) похибка зростає до значення $0,1^\circ$, що робить неможливим використання такого актуатора у задачах супроводу супутників ДЗЗ.

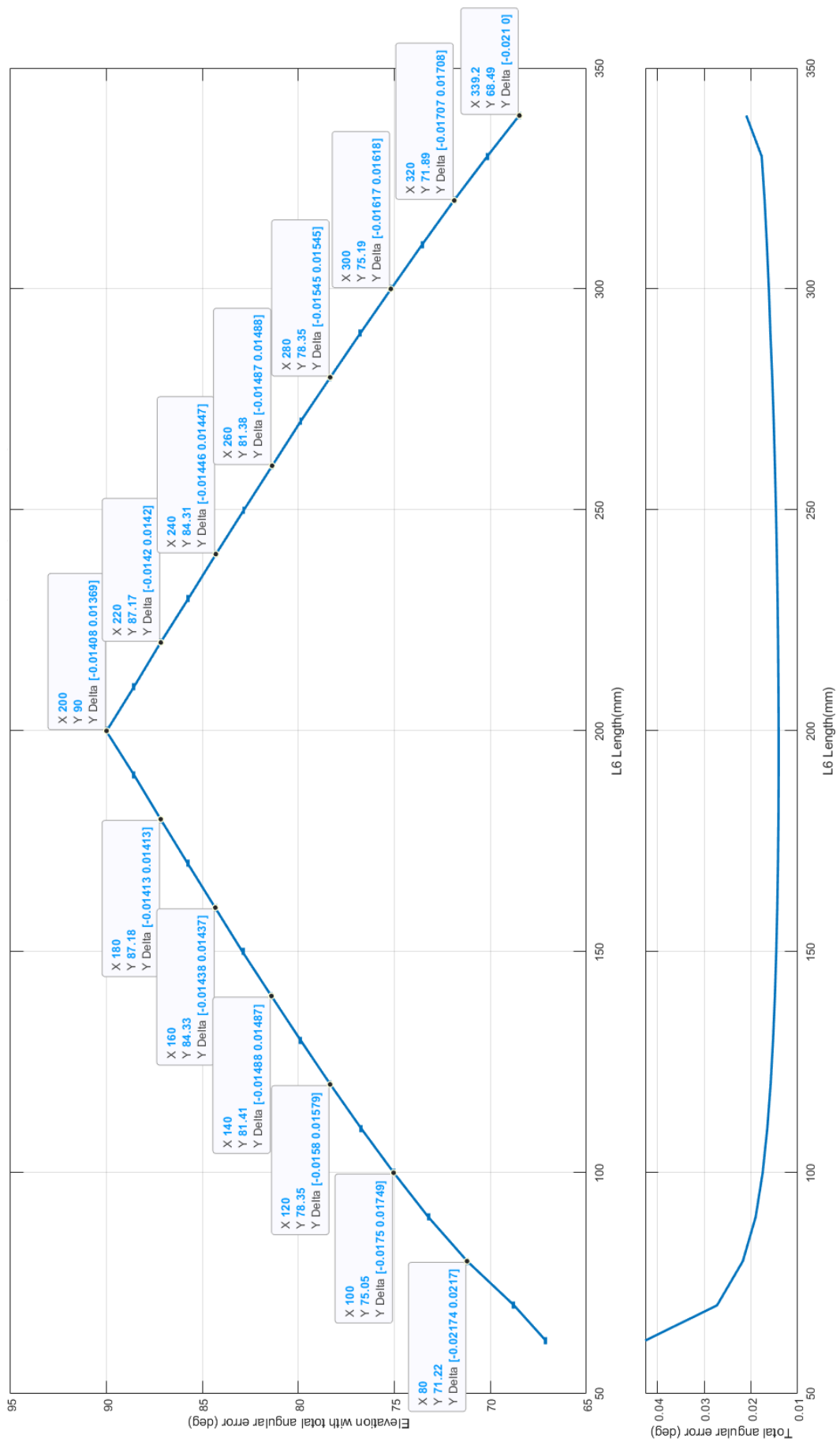


Рисунок 3.13 – Дослідження впливу на точність актуатор, який забезпечує точність відпрацювання до 0,1 мм

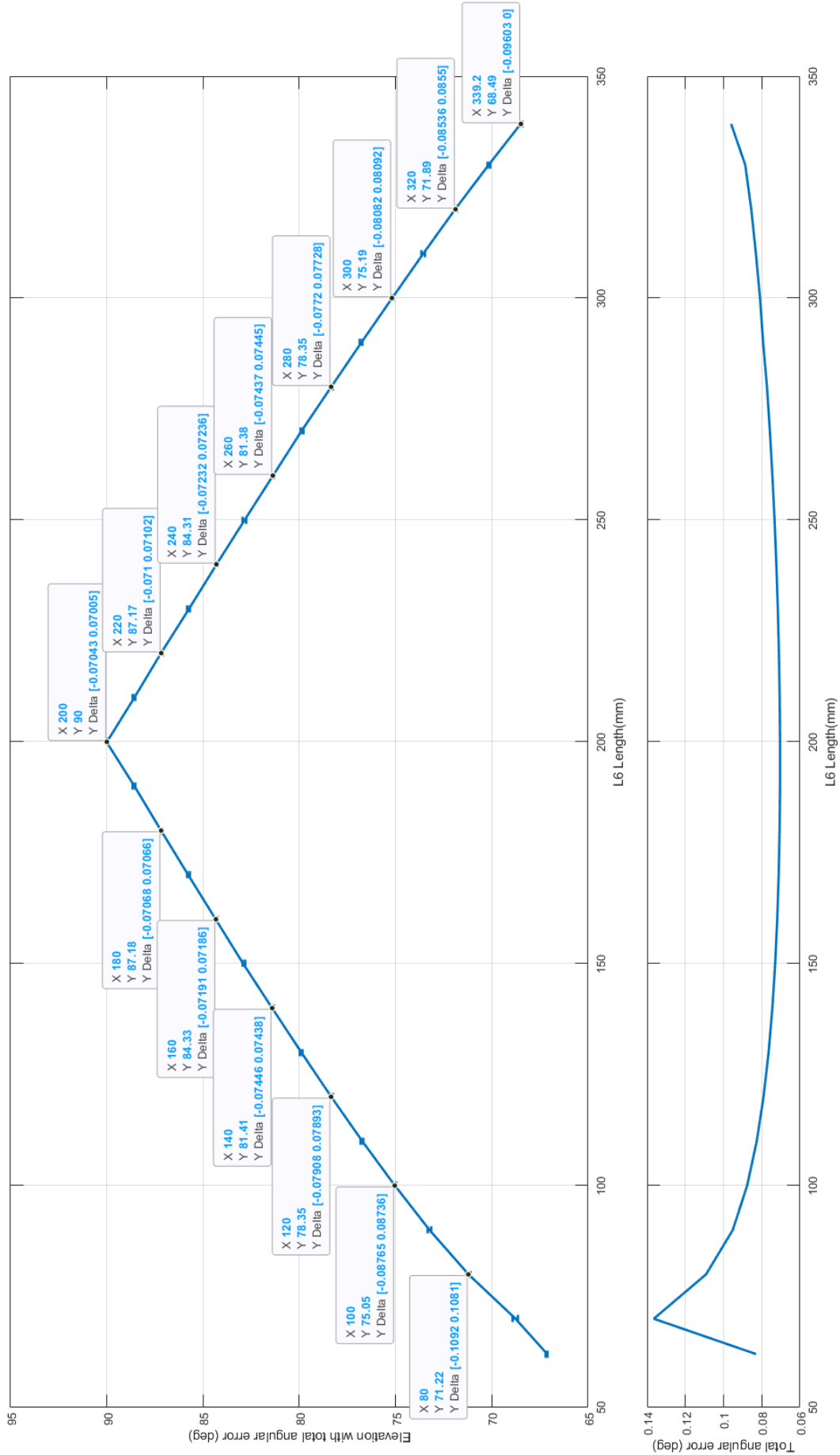


Рисунок 3.14 – Дослідження впливу на точність актуатор, який забезпечує точність відпрацювання до 0.5мм

Для оцінки точності наведення антенної системи на основі паралельної платформи Г'ю-Стюарта потрібно розв'язати пряму задачу кінематики (ПЗК), яка полягає у визначенні положення рухомої платформи у просторі за відомими довжинами кожної із шести штанг(опор). Вирішення ПЗК в даному випадку характерне своєю складністю. Існує багато різних математичних алгоритмів рішення ПЗК, але вони схожі тим, що в кінцевому випадку вони зводяться до трьох нелінійних рівнянь з трьома невідомими, які вирішуються ітераційно за допомогою відповідних програмних модулів – солверів. Ці рівняння мають до 40 можливих рішень [2]. Після того, як ці невідомі були визначені, вони використовуються для знаходження решти параметрів, необхідних для повного опису компонування пристрою. Середовище MatLab надає набір солверів, кожен з яких втілює певний підхід до вирішення поставленої задачі. Для моделювання платформи Г'ю-Стюарта було обрано солвер з фіксованим кроком моделювання «ode4 (Runge–Kutta)» що відповідає чисельному методу Рунге–Кутти.

Дослідивши модель пристрою в умовах коли одна із опор плавно змінює свою довжину в межах від 80 до 340 мм а інші п'ять залишаються нерухомими (знаходяться в середньому положенні) отримуємо тестову траєкторію руху (Рис. 3.12).

В середовищі Matlab Simulink за допомогою блоку «Transform sensor» отримуємо характер зміни азимуту та кута місця для заданої траєкторії. З отриманих даних отримуємо залежність загальної похибки наведення від похибки встановлення актуатора 0,1мм (Рис. 3.13) та 0,5мм (Рис. 3.14)

З отриманих графіків можемо зробити висновок, що для актуатора який забезпечує точність відпрацювання до 0,1 мм загальна похибка пристрою в зеніті – найменша і становить $0,014^\circ$. Із збільшенням нахилу платформи похибка росте

і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) похибка зростає до значення $0,024^\circ$.

У випадку коли актуатор забезпечує точність відпрацювання до 0.5мм , загальна похибка пристрою в zenіті становить $0,07^\circ$. Із збільшенням нахилу платформи похибка також росте і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) похибка зростає до значення $0,1^\circ$, що робить неможливим використання такого актуатора у задачах супроводу супутників ДЗЗ.

Як слідує із проведених досліджень для актуатора який забезпечує точність відпрацювання до $0,1\text{ мм}$ загальна похибка пристрою в zenіті – найменша і становить $0,014^\circ$. Із збільшенням нахилу платформи похибка росте і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) похибка зростає до значення $0,024^\circ$.

Аналогічні дослідження для актуатора, який забезпечує точність відпрацювання до $0,5\text{мм}$ показали, що загальна похибка пристрою в zenіті становить $0,07^\circ$, а із збільшенням нахилу платформи похибка також зростає і при значенні кута місця 70° (нахил платформи 20°) досягає значення $0,1^\circ$, що обмежує використання таких актуаторів для антен з великим діаметром рефлектора ($> 3\text{-}5\text{ м}$) у задачах супроводу супутників ДЗЗ.

Помилки, показані на графіках, пов'язані з помилками системи управління гексаподом. На підставі даних залежностей можна зробити висновок про те, що при синтезі системи управління гексаподом виникають мінімальні помилки позиціонування штанг. Однак, навіть з урахуванням припущень, процес отримання помилок системи управління вийшов дуже тривалим через інвертування заснованого на рішенні оберненої задачі кінематики якобіана, при якому проводиться тривалий перерахунок завдання в імітаційної моделі.

Помилки, показані на графіках, пов'язані з помилками системи управління гексаподом. На підставі даних залежностей можна зробити висновок про те, що при синтезі системи управління гексаподом виникають мінімальні помилки позиціонування штанг. Однак, навіть з урахуванням припущень, процес отримання помилок системи управління вийшов дуже тривалим через інвертування заснованого на рішенні оберненої задачі кінематики якобіана, при якому проводиться тривалий перерахунок завдання в імітаційній моделі.

3.6. Висновки до розділу 3

1. Розроблена модель кінематики супроводу КА дає можливість визначити характеристики керуючих дій у системі керування АС, тобто закони руху лінійних приводів (осей) кінематичного механізму ОПП АС у часі, необхідний діапазон їх переміщень, величини швидкостей і прискорень виконавчих осей АС, особливості руху на окремих ділянках траєкторії, алгоритми формування керуючих сигналів.
2. Розроблена 3D модель гексапода, яка дозволяє проводити дослідження основних переміщень гексапода. Отримані результати дослідження 3D моделі використано при конструюванні відповідних вузлів гексапода
3. Створено динамічну модель платформи Г'ю-Стюарта за допомогою вбудованої бібліотеки SimMechanics в системі Matlab Simulink і тривимірної моделі реалізованій в CAD Solidworks.
4. Отримані результати моделювання вказують на те що ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта для даної конфігурації із актуаторами точність позиціонування яких рівна 0,5 мм буде давати сумарну точність не

краще 0.1° (6 кут. мін.) що обмежує використання таких актуаторів для антен з великим діаметром рефлектора ($> 3-5$ м) у задачах супроводу супутників ДЗЗ. Натомість, при тих же умовах, лінійні приводи які забезпечують точність позиціонування 0.1мм дозволяють супроводжувати КА із похибкою наведення не краще $0,02^\circ$ (1.2 кут. мін.) що дає змогу стабільно приймати сигнал із КА.

РОЗДІЛ 4. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ КОМП'ЮТЕРНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ КЕРУВАННЯ ТА МОНІТОРИНГУ ЗА СТАНОМ ОПП

У четвертому розділі показано результати аналізу експериментальних досліджень роботи макету платформи Г'ю-Стюарта. Проведено дослідження переміщення дзеркала АС по заданій траєкторії. Описано блок схему для побудови програми керування АС. Обґрунтовано схемотехнічні та конструкторські рішення для побудови блоку керування АК. Приведено детальний опис алгоритму обчислення видовження кожного із актуаторів для будь-якого заданого положення.

4.1. Архітектура комп'ютерної системи для керування ОПП.

Сучасним системам керування антенними станціями для прийому сигналів ДЗЗ притаманна архітектура яка складається з трьох рівнів. До верхнього рівня належить програмне та апаратне забезпечення яке проводить основні розрахунки траєкторії руху космічних апаратів на їх орбіті, і на їх основі генерує траєкторії руху окремих виконавчих осей опорно-поворотного пристрою. Для класичних систем це азимут та кут місця. Для запропонованого ОПП АС на основі паралельного кінематичного механізму Нехарод це траєкторії руху його шести лінійних приводів. До другого рівня належить програмне та апаратне забезпечення яке реалізує опитування всіх наявних в системі датчиків (кінцеві вимикачі, датчі кутового положення та ін.) та своєчасне вироблення керуючого сигналу для виконавчих приводів відповідних осей ОПП в конкретний момент часу для конкретної траєкторії руху. На нижньому рівні знаходяться програмно-апаратні засоби задачі яких полягає у формуванні силових сигналів для відповідних електродвигунів. Це можуть бути різного роду частотні та сервоперетворювачі.

Комп'ютерна система включає в себе апаратні та програмні компоненти, які дозволяють здійснювати моніторинг та керування опорно поворотним пристроєм антенної системи.

4.2. Макет ОПП АС на основі платформи Г'ю-Стюарта

В науково-дослідній лабораторії «Інформаційних технологій та інтелектуальних систем» Тернопільського національного технічного університету розроблено макет ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта (рис. 4.1) для використання в антенній техніці.



Рисунок 4.1 – ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта

Створення даного макету дозволило в майбутньому перевірити правильність та адекватність запропонованих алгоритмів керування, перевірити відповідність результатів імітаційного моделювання до результатів які були отримані на практиці, перевірити можливість створення ОПП АС на основі доступних та дешевих комплектуючих.

4.3. Апаратне та схемотехнічне забезпечення компонентів комп'ютерної системи керування та моніторингу ОПП АС.

4.3.1. Основні вимоги до функціональності електронного блоку керування

Керування опорно-поворотним (ОПП) пристроєм типу Нехарод вимагає злагодженої взаємодії між датчиками положення та системою подачі керуючого сигналу для усіх шести приводів одночасно. До конструкції ОПП типу гексапод висуваються додаткові вимоги щодо керування. Всі шість приводів постійно взаємодіють між собою. Тому для збереження цілісності системи і уникнення фізичного руйнування кожен актуатор повинен здійснювати рух по точно розрахованій траєкторії і з точно встановленою швидкістю. Тільки в такому випадку кінці актуаторів можуть утворювати площину яку довільно можна обертати та переміщувати в просторі [107].

Потрібно знати точне положення всіх 6-ти актуаторів в конкретний момент часу і подавати точний керуючий сигнал. Складність поставленої задачі полягає в паралельній обробці інформації із датчиків і подачі керуючого сигналу для кожного із шести актуаторів. Реалізація такої системи керування на базі мікроконтролера (МК) не буде відповідати вимогам реального часу оскільки виконання команд в МК відбувається покроково. Тому, поки відбудеться опитування останнього давача то перший встигне переміститись на деяку відстань, що спотворить загальну картину та негативно вплине на формування керуючого сигналу [107].

Для керування опорно-поворотним пристроєм потрібно розробити електронний блок керування який би відповідав таким вимогам:

- Наявність 6-8 силових виходів із струмом навантаження до 10А для керування двигунами актуаторів.
- Наявність 6-8 гальванічно розв'язаних входів для тактових імпульсів із датчиків інтегрованих в актуатор.

- Автоматичний контроль температури і вологості повітря в корпусі електронного блоку.
- наявність декількох вільних портів стандарту RS-232, SPI, I2C для можливого підключення пристроїв навігації GPS, чи датчика типу гірокомпаса.
- Наявність інтерфейсу для підключення пристроїв індикації і РКД.
- Зв'язок із комп'ютером по інтерфейсу RS-232.

Крім того для забезпечення в певній мірі універсальності та сумісності із традиційними двовісними (тривісними) опорно поворотними пристроями потрібно забезпечити:

- Роз'єм для підключення до шини CAN для цифрового керування частотним регулятором;
- Роз'єм для аналогового керування частотним регулятором;
- Роз'єм для підключення датчиків-кінцевиків;
- Декілька роз'ємів шини RS-485 для підключення оптичних датчиків кута;
- Декілька роз'ємів шини RS-485 для забезпечення можливості передачі інформації на велику відстань.

4.3.2. Розробка апаратної частини блоку керування

Для забезпечення вимог реального часу запропоновано рішення цієї задачі на основі програмованої логічної інтегральної схеми (ПЛІС). Спрощена схема взаємодії основних вузлів системи зображена на рисунку 4.2. За допомогою ПК генерується масив точок що складають траєкторію. Кожна точка за допомогою транзакції поступає у ПЛІС в якій згенеровано шість логічних каналів. Кожен канал відповідає за роботу відповідного актуатора, та включає в себе ПІД регулятор, ШІМ контролер, модуль подавлення брязкоту із контактного давача актуатора та модуль обрахунку поточної позиції актуатора. Для звертання до

ресурсів кожного каналу створено модуль що забезпечує інтерфейс доступу до периферії який надавав кожному каналу свій виділений адресний простір та забезпечував цілісність даних що передавались. З метою підвищення реакції всієї системи додатково було створено контролер переривань який сигналізував керуючому процесору про події невідкладного характеру. Також забезпечено можливість підключення відлагоджувального JTAG контролера який давав можливість моніторингу та відладки програмного забезпечення ПЛІС в реальному часі [117].

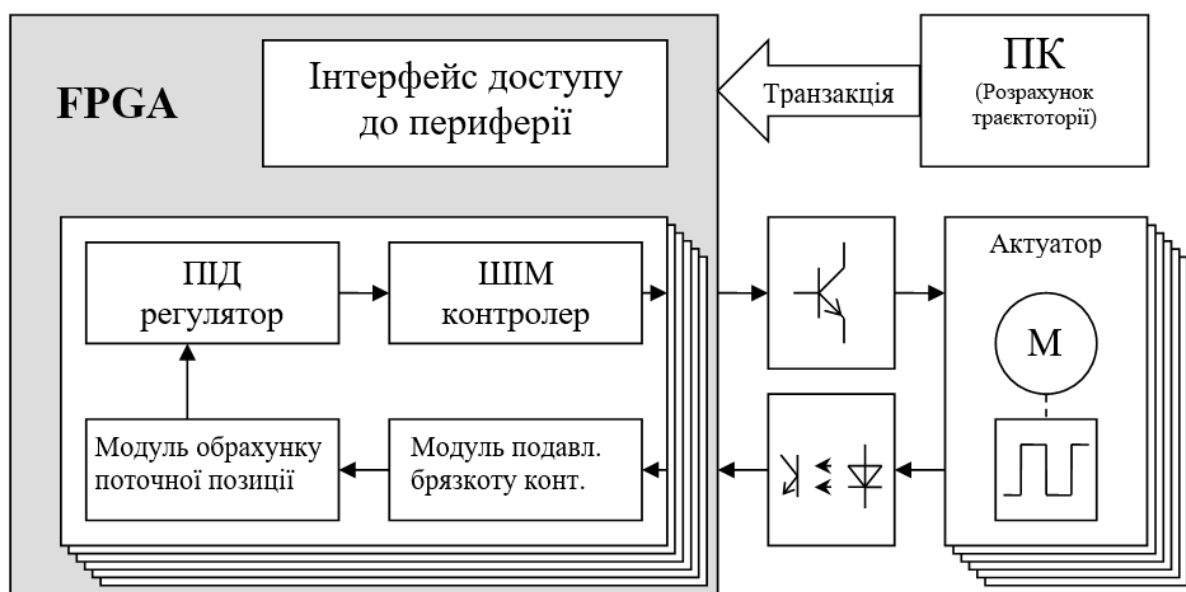


Рисунок 4.2 – Схема взаємодії ключових вузлів системи керування

Принцип роботи наступний. Координати почергово поступають на ПІД контролер де відбувається обрахунок керуючого сигналу. Після обрахунку сигнал поступає на вхід ШІМ контролера де відбувається генерація широтно-імпульсно модульованого сигналу що в свою чергу подається на блок силових ключів. На виході блоку одержуємо постійний струм регульованої величини який безпосередньо живить двигуни актуаторів. Кожен актуатор містить контактний датчик, сигнал із якого через проміжний буфер потрапляє у блок подавлення брязкоту де проходить фільтрація сигналу від завад що виникли внаслідок замикання/розмикання контактів датчика. Відфільтрований сигнал

потрапляє в модуль обрахунку поточної позиції що являє собою 16 бітний реверсивний лічильник. Значення поточної позиції потрапляє в ПІД контролер, чим і замикає ланку зворотного зв'язку. Всі канали працюють синхронно, що забезпечує одночасне зчитування показів датчика, одночасне їх опрацювання та подачу керуючої дії для всіх актуаторів. Це дозволяє отримати максимальну точність та продуктивність переміщення [97].

Блок керування для ОПП на основі паралельного кінематичного механізму наведення побудований на основі мікроконтролера C8051F040 та програмованої логічної інтегральної схеми XC3S500E. На рисунку 4.3 зображено друковану плату блоку керування.



Рисунок 4.3 – Друкована плата блоку керування

Мікроконтролер C8051F040 характеризується:

- Високоєфективним 8-ми розрядним 8051 ядром, здатним працювати на частоті до 25МГц;
- Внутрішній статичний ОЗП об'ємом 4 кБ;

- Інтегрована флеш пам'ять об'ємом 64 кБ;
- Наявність інтерфейсу зовнішньої пам'яті;
- Наявність АЦП розрядністю 12 біт;
- Наявність ЦАП розрядністю 12 біт;
- Наявність цифрових інтерфейсів CAN, UART, SMBus;
- JTAG інтерфейс для програмування та відлагоджування програмного коду.

ПЛІС XC3S500E це програмована логічна інтегральна схема що відноситься до сімейства Spartan 3E фірми-виробника Xilinx і являє собою високопродуктивне рішення для задач які орієнтовані на масового споживача та характеризується своєю низькою вартістю.

Особливості архітектури:

- Перевірена передова 90-нм технологія виготовлення;
- Багатостандартні виводи інтерфейсу SelectIO™;
- Підтримка сигналів із напругами: 3,3 В, 2,5 В, 1,8 В, 1,5 В та 1,2 В
- Швидкість передачі даних 622+ Мбіт/с на ввід/вивід;
- Повноцінна підтримка LVDS, RSDS, міні-LVDS, диференціальних HSTL/SSTL;
- Покращена підтримка подвійної швидкості передачі даних (DDR)
- Підтримка DDR SDRAM до 333 Мбіт/с
- Щільність до 33192 логічних комірок
- Розширені множники 18 x 18 з додатковим конвесром
- Порт програмування/налагодження IEEE 1149.1/1532 JTAG
- Ієрархічна архітектура пам'яті SelectRAM™
- До восьми диспетчерів цифрових годинників (DCM)
- Усунення перекосу сигналів тактування (затримка заблокованого контуру)
- Синтез частот, множення, ділення
- Зсув фази з високою роздільною здатністю

- Широкий діапазон частот (від 5 МГц до понад 300 МГц)
- Інтерфейс конфігурації стандартних PROM
- Недорогий, компактний SPI послідовний Flash PROM

До основних характеристик ПЛІС XC3S500E відноситься:

- 500 000 Системних вентилів;
- 73кбіт розподіленої пам'яті (Distributed RAM);
- 360кбіт Block RAM;
- 20 виділених блоків помноження;
- 4 блоки диспетчера цифрового тактування;
- 232 цифрових входів/виходів;
- Корпус PQFP208

4.3.3. Розробка апаратної частини силового модуля

На рисунку 4.4 зображено силовий модуль системи керування який отримує від блоку керування відповідні сигнали і формує напругу яка живить електродвигуни кожного актуатора.



Рисунок 4.4 – Силовий модуль системи керування

Керування швидкістю обертання валу двигуна базується на транзисторній мостовій схемі включення із використанням спеціалізованого драйвера верхнього і нижнього рівня IR2104, який автоматично забезпечує затримку (deadtime) між почерговим включенням силових ключів на рівні 520 нс, що забезпечує надійну роботу та відсутність короткого замикання через транзистори. Обмеження потужності яка надходить у двигун відбувається за допомогою широтно-імпульсно модульованого (ШІМ) сигналу, що поступає на входи схеми IN1 та IN2 які відповідно керують правим та лівим плечем моста. Така схема включення дозволяє керувати як швидкістю так і напрямком обертання валу двигуна. Детальна інформація щодо силового модуля представлена в додатку Г

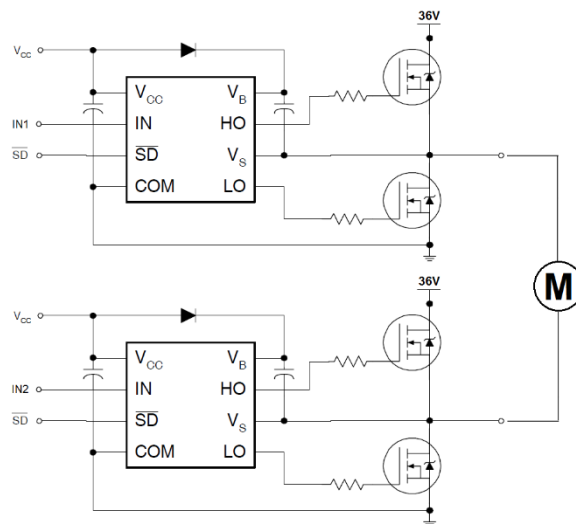


Рисунок 4.5 – Схема керування електроприводом актуатора

4.4. Розробка алгоритмічного та програмного забезпечення

4.4.1. Розробка програмного забезпечення МК

При поданні живлення на плату керування відбувається запуск мікроконтролера. Перш за все відбувається ініціалізація самого контролера і периферії якою він оснащений. А саме:

- Ініціалізація зовнішнього осцилятора
- Ініціалізація портів вводу/виводу
- Ініціалізація джерела опорної напруги
- Ініціалізація АЦП
- Ініціалізація ЦАП
- Ініціалізація таймерів
- Ініціалізація джерел переривання
- Ініціалізація контролера CAN
- Ініціалізація прийомопередавачів шини SPI, I2C, RS-232

На персональному комп'ютері (ПК) проводиться розрахунок траєкторії руху, обраховуються миттєві значення видовження актуаторів, їх миттєві швидкості. Після цього відбувається завантаження результатів розрахунку у МК по шині RS-232. Мікроконтролер отримавши дані записує їх у зовнішню статичну пам'ять RAM.

При отриманні команди наведення на задані координати відбувається зчитування траєкторії із зовнішньої пам'яті і надсилання її у мікросхему ПЛІС (FPGA). Паралельно зчитується із ПЛІС значення лічильників які значення яких відповідає видовженню відповідного актуатора. Таким чином, мікроконтролер, охоплений зворотнім має змогу провести траєкторію із мінімальними похибками.[115]

4.4.2. Розробка програмного забезпечення ПЛІС

При поданні живлення на плату керування відбувається запуск мікросхеми ПЛІС – **XC3S250E**. Проходить початкова ініціалізація електронних вузлів. Оскільки дана мікросхема не містить інтегрованої флеш пам'яті а натомість присутня оперативна пам'ять в яку потрібно завантажити виконуваний програмний код. Для цього призначена зовнішня мікросхема енергонезалежної флеш пам'яті з якої в автоматичному режимі проходить

завантаження ПЗ у оперативну пам'ять ПЛІС. Після її завершення мікросхема починає працювати по запрограмованому циклу.

Програмне забезпечення написано за допомогою мови програмування VHDL, і реалізовує такі функції:

- Реалізація восьми 16 bit реверсивних лічильників, призначення яких зчитувати і фіксувати імпульси із герконового датчика який розміщений у актуаторі.
- Реалізація восьми каналів широтно імпульсної модуляції (ШІМ), для керування електроприводами актуаторів.
- Реалізація п'яти незалежних прийомопередавачів RS-232 для забезпечення зв'язку із датчиками.
- Реалізація інтерфейсу зовнішньої пам'яті для забезпечення доступу до внутрішніх ресурсів мікросхеми FPGA.

Використання даної мікросхеми ПЛІС забезпечує можливість додавання інших функцій по мірі необхідності. При цьому немає необхідності робити ре дизайн друкованої плати. Це значно спрощує розробку і підвищує загальну гнучкість системи.

Частково ПЗ для ПЛІС наведено у додатку Д. а дані що відображають ефективність використання мікросхеми ПЛІС наведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Використання доступних ресурсів ПЛІС для xc3s250e-4vq100

Device Utilization Summary			
Logic Utilization	Used	Available	Utilization
Number of Slice Flip Flops	1,202	4,896	24%
Number of 4 input LUTs	2,449	4,896	50%
Logic Distribution			
Number of occupied Slices	1,767	2,448	72%
Number of Slices containing only related logic	1,767	1,767	100%

Продовження таблиці 4.1

Number of Slices containing unrelated logic	0	1,767	0%
Total Number of 4 input LUTs	2,556	4,896	52%
Number used as logic	2,449		
Number used as a route-thru	107		
Number of bonded IOBs	58	66	87%
Number of BUFGMUXs	4	24	16%
Number of MULT18X18SIOs	8	12	66%

4.4.3. Розробка основного програмного модуля обчислень

Програмне забезпечення було написано на мові програмування Object Pascal за допомогою IDE Borland Delphi 7. Від трансльований код програми займає близько 740 кб пам'яті жорсткого диску. Особливих вимог до апаратного забезпечення ПК немає. Програмний код виконується у одному потоці.

Програма написана за правилами об'єктно-орієнтованого програмування (ООП). Було розроблено ряд класів функціональність і можливості яких були б схожими на функціональність і можливості реальних складових. На рис. 4.6 зображена взаємодія класів програми.

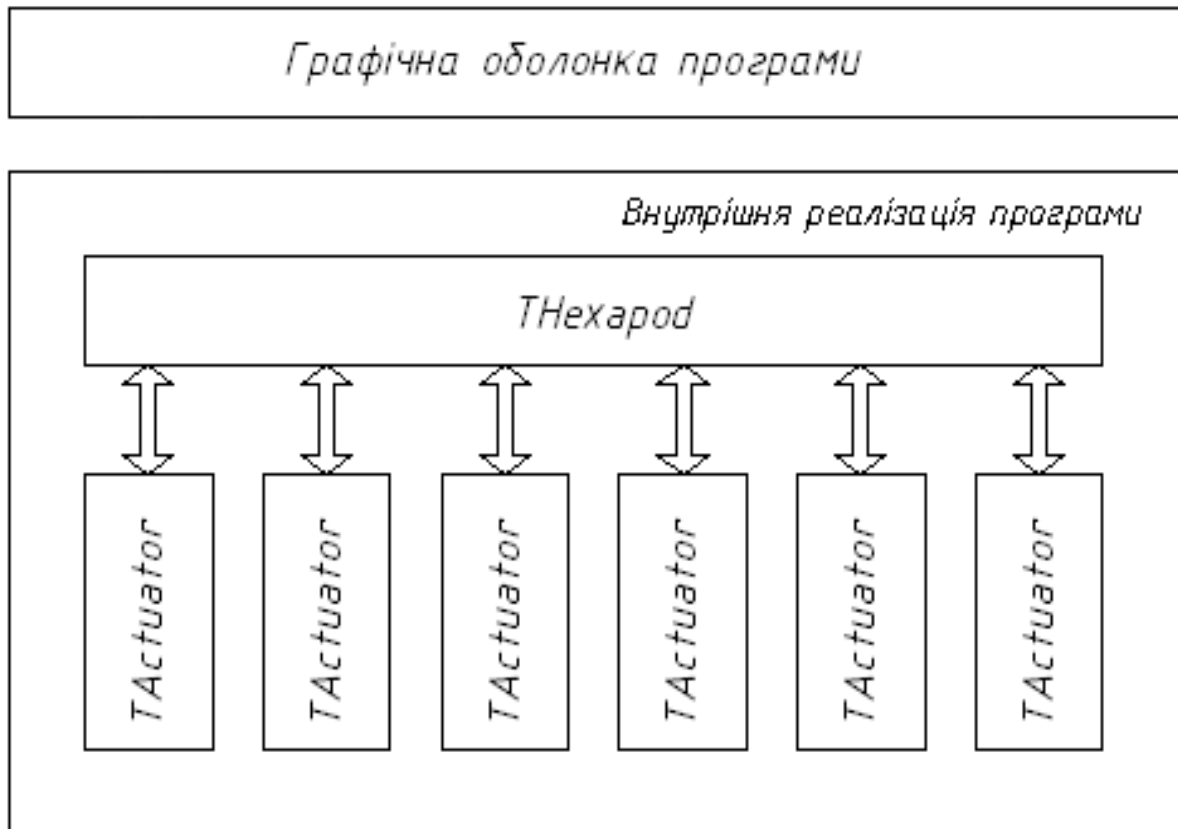


Рисунок 4.6 – Внутрішня взаємодія класів

При запуску програми відбувається ініціалізація головного класу вікна. Рекурсивно викликаються конструктори інших класів в тому і числі ТНехарод який в свою чергу створює об'єкт класу ТActuator. Об'єкт класу ТНехарод є практично незалежним, логічно завершеним програмним модулем. Після ініціалізації внутрішніх змінних і структур він може приймати вхідні параметри:

- Azimuth
- Elevation

І видає готові значення довжин актуаторів за допомогою параметра

- Нехарод.Actuators[i].Length

Де i порядковий номер актуатора.

Використання такого підходу дає можливість використовувати даний клас в інших програмних продуктах із мінімальними затратами часу на перенесення і адаптацію до інших умов.

4.4.4. Розробка програмного забезпечення для керування ОПП за допомогою ПК

На основі вище вказаного програмного модуля створено програмне забезпечення (рис. 4.7) що дозволяє керувати макетом ОПП (рис. 4.1)

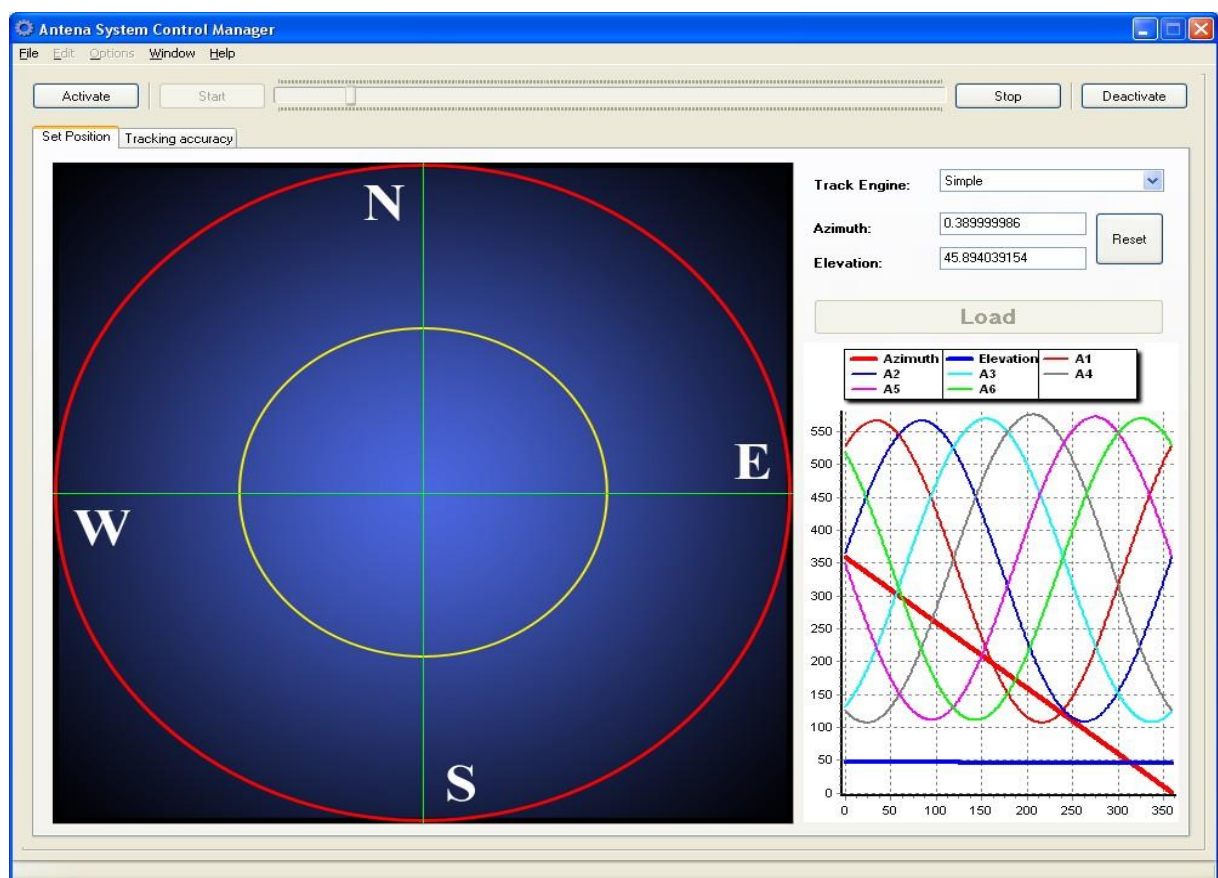


Рисунок 4.7 – Головне вікно програми керування АС на основі ОПП гексапод

Основним завданням даного ПЗ є побудова дискретизованої траєкторії руху для кожного актуатора, формування керуючих команд і надсилання їх до блоку керування (БК) для виконання. Додатково проводиться зчитування із БК біжучого стану кожного актуатора і здійснюється його порівняння із розрахованим для відповідних точок траєкторії. За результатами порівняння

відтворюється крива похибок супроводу за кутовим положенням та швидкістю руху (рис. 4.8).

Програма дозволяє перевести ОПІ в активний стан за допомогою відповідної кнопки Activate. Відповідно за допомогою Deactivate ОПІ перейде в позицію паркування. Обидві ці дії призводять до побудови спеціальної траєкторії руху всіх актуаторів після чого СК почне виконувати задану дію. У випадку активації верхня (рухома) площина припідніметься на деяку відстань так щоб кожен із актуаторів знаходився близько середини свого динамічного діапазону. У випадку деактивації (паркування) верхня (рухома) площина опускається на мінімально можливу відстань в бік нижньої (нерухомої) основи. Після переходу в активний стан роботи в користувача з'являється можливість згенерувати задану траєкторію руху та за допомогою кнопки Load завантажити її в систему керування. Кнопки Start та Stop відповідно запускають та призупиняють рух по заданій траєкторії.



Рисунок 4.8 – Вікно програми для відображення точності відпрацювання АС заданої траєкторії і швидкості руху

4.4.5. Розробка програмного забезпечення для дослідження моделі ОПП за допомогою ПК

На рис. 4.9 зображено головне вікно програми. Для відображення тривимірної моделі опорно поворотного пристрою (ОПП) було використано графічну бібліотеку OpenGL. Її використання дає змогу швидко і наглядно відобразити роботу моделі в динаміці.

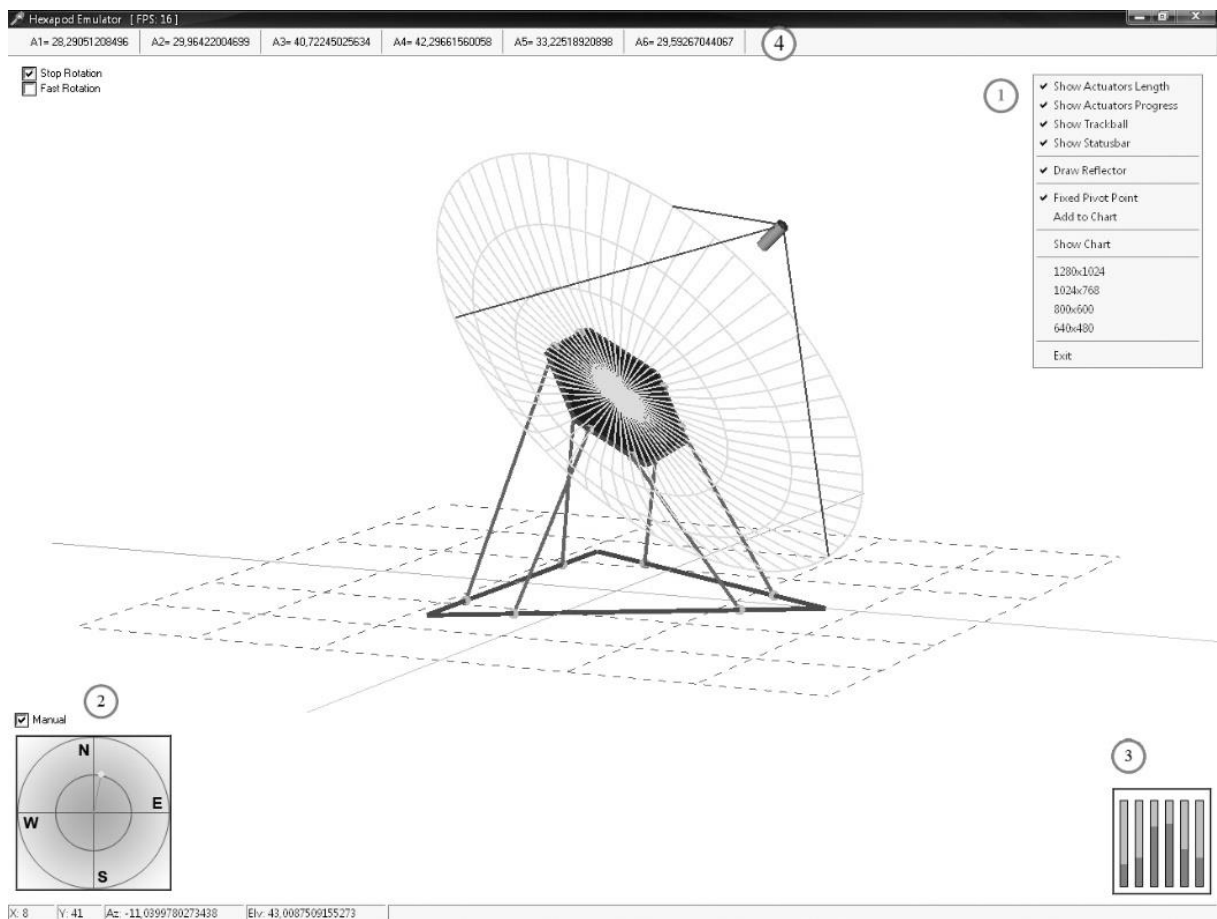


Рисунок 4.9 – Головне вікно програми моделювання

Завдяки тісній співпраці OpenGL і графічної підсистеми комп'ютера можливо відобразити досить складні об'єкти навіть на відносно слабких комп'ютерах із помірним використанням системних ресурсів.

В центрі вікна програми зображується «скелет» опорно поворотного пристрою в тривимірному просторі.

Управління програмою виконується за допомогою контекстного меню (4)

В ньому перелічуються наступні пункти:

- **Show Actuators Length** – при виборі даного пункту меню відбувається включення/виключення панелі (4) на якій в текстовому вигляді відображаються довжини усіх актуаторів у даний момент часу. Всі значення показів наведені у сантиметрах.
- **Show Actuators Progress** – при виборі даного пункту меню відбувається включення/виключення панелі (3) на якій графічно відображаються довжини усіх актуаторів у даний момент часу.
- **Show Trackball** – при виборі даного пункту меню відбувається включення/виключення панелі (2) на якій знаходиться елемент керування антеною джойстик(трекбол).
- **Show Statusbar** – включення/виключення панелі статусу на якій відображається дані із елемента керування (трекбол) та поточне значення азимута і кута місця.
- **Draw Reflector** – даний пункт меню переключає показ скелету рефлектора на опорно-поворотному пристрої. Це дає змогу краще уявити і осмислити керування ОПП при його дослідженні.
- **Fixed Pivot Point** – опція яка фіксує точку обертання антени у просторі.
- **Add to Chart** – при ввімкненій даній опції всі рухи ОПП будуть автоматично запам'ятовуватись і додаватись в базу даних на основі якої можливо побудувати графіки траєкторії руху кожного актуатора в залежності від встановлених азимута і кута місця.
- **Show Chart** – показ вікна на якому проводиться відображення траєкторій руху.
- **1280x1024** – дана опція дозволяє встановити роздільну здатність вікна програми рівною 1280x1024.

- **1024x768** – дана опція дозволяє встановити роздільну здатність вікна програми рівною 1024x768.
- **800x600** – дана опція дозволяє встановити роздільну здатність вікна програми рівною 800x600.
- **640x480** – дана опція дозволяє встановити роздільну здатність вікна програми рівною 640x480.
- **Exit** – вихід із програми.

Керування опорно-поворотним пристроєм проводиться за допомогою панелі (2) на якій розміщений маніпулятор – віртуальний трекбол. За допомогою нього можна встановити вісь антени у будь-якому напрямку в межах

Кут місця – від 10° до 90° ;

Азимут – від 0° до 360° ;

Вище розміщений прапорець за допомогою якого можна запустити обертання антени з кутом місця 40° , а значення азимуту буде постійно інкрементуватись. Таким чином ми буде спостерігати обертання дзеркала антени. Так званий демо режим.

Під позначенням (3) зображена панель на якій графічно відображено положення кожного актуатора відносно мінімальних і максимальних значень які він може набути. За допомогою цього індикатора зручно спостерігати моменти коли видовження актуатора сягає крайніх точок. Це дає змогу під час дослідження підкоректувати траєкторію руху так, щоб уникати таких ситуацій.

Під позначенням (4) зображена панель на якій зображено точне видовження кожного актуатора в текстовому форматі. Це може бути корисним при безпосередньому управлінні ОПП.

При виклику головного контекстного меню і виборі пункту **Show Chart** на екрані з'явиться вікно на якому можна побачити траєкторії руху актуаторів в залежності від встановлених значень азимута і кута місця (рис. 4.10).

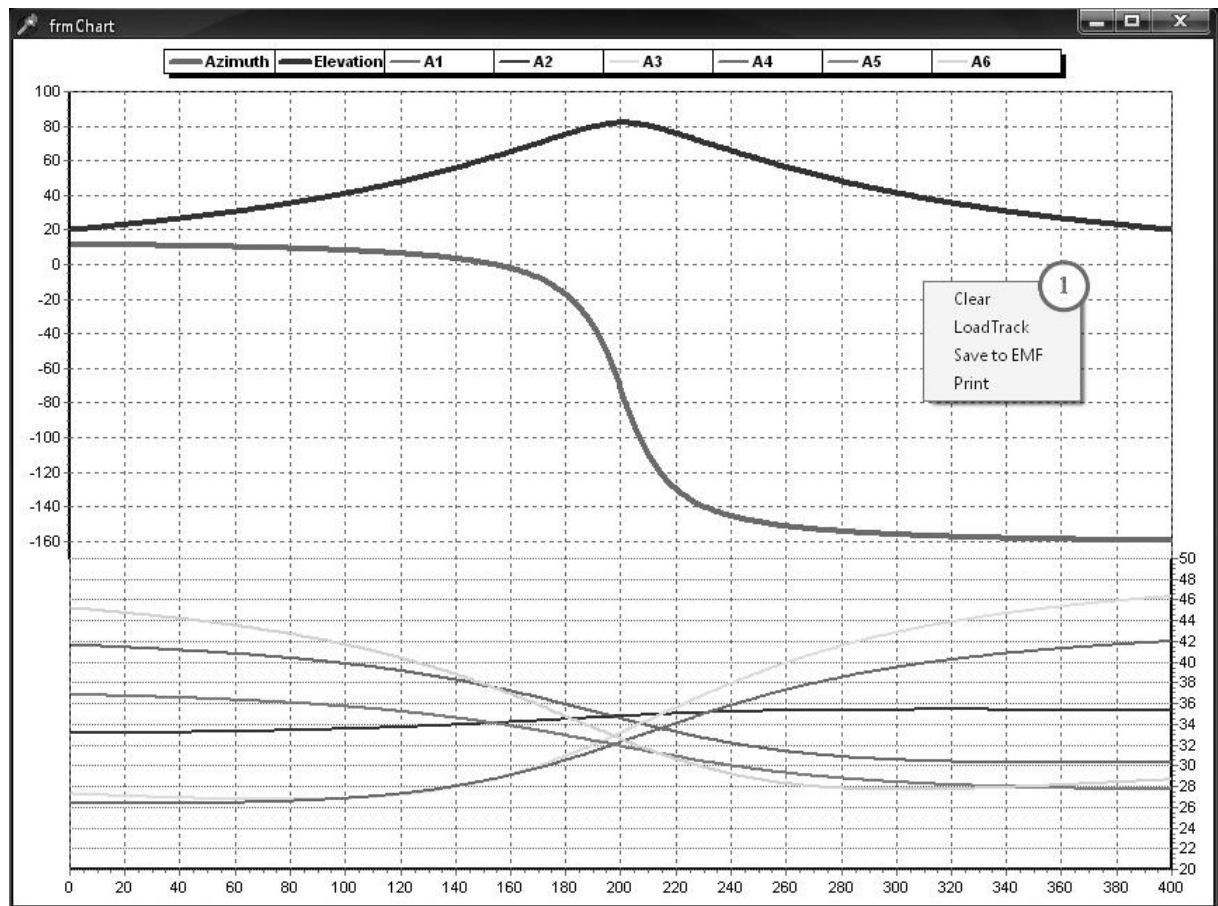


Рисунок 4.10 – Вікно відображення траєкторії руху

Керування в даному вікні теж проводиться за допомогою виклику контекстного меню (1). В ньому присутні такі пункти:

- ***Clear*** – при виборі даного пункту проводиться очищення графіка від будь-яких значень.
- ***LoadTrack*** – за допомогою даного пункту меню можна загрузити в програму масив значень кута місця і азимуту і миттєво отримати результат у вигляді траєкторій руху актуаторів.
- ***Save to EMF*** – дозволяє зберегти отриманий графік у векторному графічному форматі.
- ***Print*** – безпосередній друк отриманого графіка на принтері.

Графік побудований таким чином що зверху відображається графік зміни значень кута місця і азимуту а у нижній частині отримуємо траєкторії руху

актуаторів які відповідають вихідним даним. Тобто по горизонтальній осі відкладається час в секундах а по вертикальній осі вихідні кути в градусах – з лівого боку, і видовження актуаторів в сантиметрах – з правого боку.

4.5. Загальна методика та обладнання для проведення експериментальних досліджень

У побудованому макеті (рис. 4.1) використано легкодоступні, бюджетні актуатори із низькою роздільною здатністю вбудованого датчика переміщення, це дозволило спростити ПД регулятор і застосувати лише його пропорційну складову. При цьому спостерігалась хороші результати відпрацювання переміщення актуатора по заданій траєкторії. Згідно експериментальних даних (рис. 4.11) помилка відслідковування всередньому не перевищувала 2-3 дискрети вбудованого датчика переміщення, що становить $0,05^\circ$.

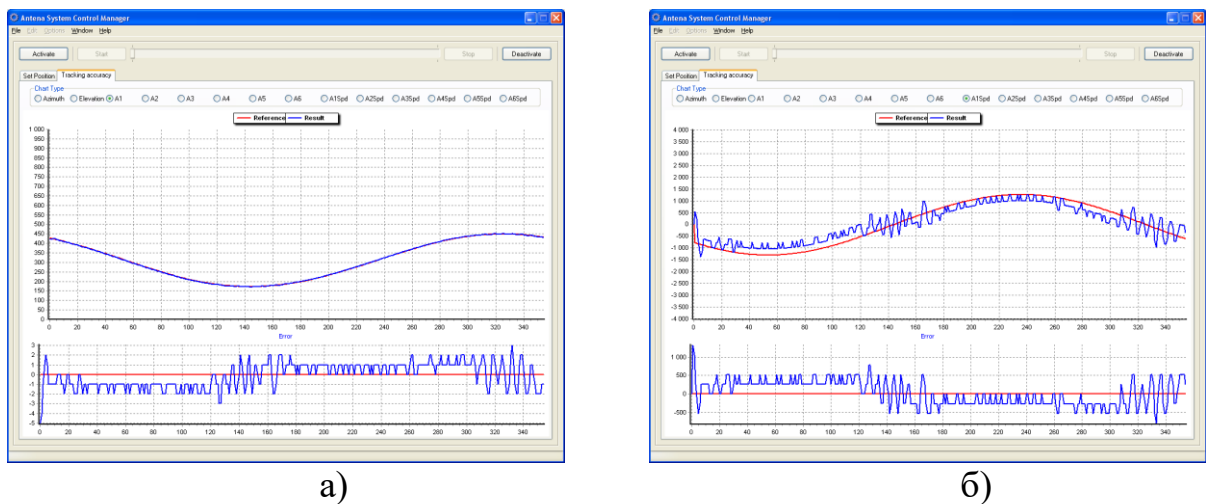


Рисунок 4.11 – Графіки відпрацювання: а) позиції; б) швидкості

Використання прецизійних актуаторів дозволяє значно підвищити загальну точність пристрою наведення (ОПП) яка буде достатньою для наведення параболічних антен великого діаметру. В такому випадку для

керуванням електроприводом прецизійного актуатора необхідно буде використовувати повноцінний ПІД регулятор.

4.6. Результати керування ОПП в режимі супроводу

Управління МПС вимагає подачі узгодженої керуючої дії на окремий лінійний привід інакше існує ймовірність механічного руйнування пристрою. Також одним із недоліків МПС є складність безпосереднього вимірювання позиціонування платформи. Оскільки на відміну від класичних (азимутально-кутомісних) ОПП тут немає єдиної осі на яку б можна було встановити давач кута. Відповідно задача оцінки точності наведення також значно ускладнюється. Проте існує декілька способів здійснити абсолютне вимірювання. Один з них з використанням інклінометра. Цей спосіб не найкращим чином підходить для поставленої задачі оскільки точність вимірювання сучасних інклінометрів як правило не перевищує 0,1 градуса, а цього є недостатньо. Інший спосіб – із використанням теодоліту/тахіометра. Точність вимірювання при цьому буде достатньо високою, проте суттєвий недолік цього методу це трудоемкість проведення вимірювання та висока ціна обладнання.

4.7. Висновки до розділу 4

1. Розроблено та виготовлено макет ОПП АС на основі паралельного кінематичного механізму наведення, як об'єкту керування.
2. Розроблено та обґрунтовано схемотехнічні та конструкторські рішення для побудови блоку керування ОПП.
3. Розроблено спеціалізоване програмне забезпечення (СПЗ) для мікроконтролера та ПЛІС що дозволяє керувати ОПП паралельної структури в реальному часі.

4. Для ПК розроблено СПЗ із графічним інтерфейсом користувача що реалізує в собі запропоновані алгоритми керування та дозволяє побудувати необхідну траєкторію руху із можливістю відображення точності її відпрацювання.
5. Проведено дослідження переміщення дзеркала АС по заданій траєкторії.

Результати и даного розділу опубліковані у роботах [94-97, 99-104]

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі на основі виконаних теоретичних та експериментальних досліджень вирішено важливу наукову задачу – розвитку теоретичних засад і синтезу опорно-поворотної платформи та системи управління АС з кінематичним механізмом на основі платформи Г'ю-Стюарта (Нехарод). Проведені дослідження дають змогу покращити точність, надійність та ефективність побудови антенних систем порівняно з АС із класичними кінематичними механізмами.

Основні наукові й практичні результати роботи полягають в наступному:

1. В результаті проведеного аналізу особливостей побудови поворотних платформ АС для задач дистанційного зондування Землі, розроблено конструкцію і метод керування ОПП на основі платформи Г'ю-Стюарта з паралельним кінематичним механізмом з октаедральною компоновкою, що дає змогу проектувати антенні системи з меншими масогабаритними параметрами ОПП (у 2-5 раз порівняно з класичними АС), та покращеними динамічними характеристиками, без «мертвих зон» супроводу супутників та здешевити антенні системи в цілому;

2. Вперше розроблено імітаційну модель антенної системи на основі опорно-поворотної платформи Г'ю-Стюарта, яка за рахунок врахування особливостей руху лінійних приводів кінематичного механізму Нехарод забезпечує підвищення точності наведення на координати низькоорбітальних космічних об'єктів, та супроводу траєкторій низькоорбітальних супутників;

3. Вперше розроблено метод, який враховує вплив конструктивних особливостей просторового механізму – системи лінійних кінематичних ланок із статично невизначеними зв'язками на точність наведення променя рефлектора великогабаритної антени, що дає змогу підвищити точність наведення та зменшити похибки супроводу траєкторій низькоорбітальних космічних об'єктів у розроблюваних системах керування;

4. Удосконалено метод управління антенною платформою на основі просторового механізму із системи лінійних кінематичних ланок за рахунок розпаралелення процесу керування окремими актуаторами, що зменшило складність алгоритму керування та забезпечило управління в режимі реального часу;

5. Удосконалено метод керування окремими актуаторами, який за рахунок розпаралелення та апаратної реалізації, з використанням ПЛІС, зменшує апаратну складність, кількість міжблочних інтерфейсних каналів зв'язку та забезпечує синхронне керування актуаторами в режимі реального часу;

6. Результати дисертаційної роботи використано при розробленні системи керування та дослідного взірця опорно-поворотного пристрою антенної системи на основі паралельного кінематичного механізму наведення – платформи Г'ю-Стюарта.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. AC Induction Motor Control Using Constant V/Hz Principle and Space Vector PWM Technique with TMS320C240. – Application Report: SPRA284A, Texas Instruments, 1998.
2. Abtahi M., Pendar H, Alasty A, Vossough G.H. Calibration of parallel kinematic machine tools using mobility constraint on the tool center point. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2009. Vol. 45(5-6). P. 531-539.
3. Besnard, S., Khalil W.. Calibration of parallel robots using two inclinometers. *Robotics and Automation*. 1999. Vol. 3. P. 1758-1763.
4. Codourey A., Burdet E. A body oriented method for finding a linear form of the dynamic equations of fully parallel robots. *Proc. 1997 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*. Vol. 2. IEEE Publ. 1997. P. 1612-1618. DOI: 10.1109/ROBOT.1997.614371
5. Davliakos, I., and Papadopoulos, E. Model-based control of a 6-dof electrohydraulic Stewart-Gough platform. *Mechanism and Machine Theory*, vol. 43, no. 11, pp. 1385-1400, 2008. <https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2007.12.002> (дата звернення 10.02.2021).
6. Defendini A., Vaillon L., Trouve F., Rouse Th., Sanctorum B., Griseri G. Technology predevelopment for active control of vibration & very high accuracy pointing systems. *Proceedings of 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance*. 18–21 October 1999. Noordwijk: The Netherlands. 7 p.
7. Dietmaier P. The Stewart-Gough platform of general geometry can have 40 real postures in *Advances in Robot Kinematics: Analysis and Control*, Proceedings Paper, pp. 7–16, *6th International Symposium on Advances in Robot Kinematics*, Salzburg, Austria, Jun-Jul, 1998.

8. Dong Hwan Kim, Ji-Yoon Kang and Kyo-II Lee Nonlinear Robust Control Design for a 6 DOF Parallel Robot. / Received November 11, 1998.
9. Dunlop G.R. and Jones T.P. Position analysis of atwo DOF parallel mechanism- the Canterbury tracker. *Mechanism and Machine Theory*. May 1999. No34(4). P.599–614.
10. Ebert-Uphoff I., Chirikjian G.S. Inverse kinematics of discretely actuated hyper-redundant manipulators using workspace densities. *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation (Minneapolis, 24-26 April, 1996)*. Vol. 1. IEEE Publ., 1996. P. 139-145. DOI: 10.1109/ROBOT.1996.503586
11. Fichter E.F. A Stewart platform – based manipulator, general theory and practical construction. *International Journal of Robotics Research*. 1986. Vol. 5, No. 2, pp. 157–182.
12. Frank Janse van Vuuren. Design of a Hexapod Mount for a Radio Telescope. Frank Janse van Vuuren., 2011. – 119 p.
13. Full Motion Systems. Remote Sensing Systems. URL: <http://www.viasat.com/antenna-systems/remote-sensing-systems> (дата звернення: 17.10.2020).
14. Gao X., Lei D., Liao Q., G. Zhang,. Generalized Stewart-Gough platforms and their direct kinematics, *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 21, no. 2, pp. 141–151, 2005.
15. Gorbunov A.V. High-precision system for guidance and orientation of spaceborne on-board devices based on a hexapod with a spatial position sensor. *Questions of radio electronics*. 2017. No. 7. P. 42–48.
16. Gough V. E. Contribution to discussion of papers on research in Automobile Stability. *Control and Tyre performance*. Proc. Auto Div. Inst. Mech. Eng. 1956. P. 392–394.
17. Hamid D. Taghirad. Parallel Robots. *Mechanics and Control*. CRC Press; 1 edition. by Taylor & Francis Group, 2013. 533 p

18. Hag Seong Kim. Task Space Approach of Robust Nonlinear Control for a 6 DOF Parallel Manipulator. *New Developments*. Book edited by: Jee-Hwan Ryu, ISBN 978-3-902613-20-2, pp. 498, April 2008.
19. Ibaraki S., Yokawa T., Kakino Y., Nakagawa M., Matsushita T. Kinematic calibration on a parallel kinematic machine tool of the Stewart platform by circular tests. *Proceedings of the American Control Conference*. 2004. Vol.2. P. 1394-1399.
20. Kang C. M., Zhao Ch. Yu, Liu K., Li T. J., Yang B. Comprehensive compensation method for thermal error of vertical drilling center. *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*. 2019. vol. 43 (1). pp. 92–101.
21. Kondratenko Y., Gerasin O., Topalov A. A simulation model for robot's slip displacement sensors. *International Journal of Computing*. 2016 vol. 15. no. 4, pp. 224-236.
22. Kowal M., Staniek R. Compensation system for thermal deformation of ball screws. *Proceedings of the 12th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*. ESDA. 2014. Copenhagen. Denmark.
23. Krishna C., Meerimatha G., Kumar U. Indirect vector control of induction motor using Pi speed controller and neural networks. *International Journal of Modern Engineering Research (IJMER)*. July-August 2013. vol. 3, no. 4, pp. 1980-1987.
24. Lapikov A.L., Pashchenko V.N., Masyuk V.M. Modification of Method for Solution of Direct Kinematic Problem for the Type of Platform Manipulators with Six Degrees of Freedom. *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 11, pp. 72-94. DOI: 10.7463/1114.0735505
25. Lee D.S., Chirikjian G.S. A combinatorial approach to trajectory planning for binary manipulators. *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*. Vol. 3. IEEE Publ. 1996. P. 2749-2754. DOI: 10.1109/ROBOT.1996.506578
26. Majarena A., Santolaria J., Samper D., Aguilar J. An Overview of Kinematic and Calibration Models Using Internal/External Sensors or Constraints to Improve the

- Behavior of Spatial Parallel Mechanisms. *Sensors* 10, no. 11: 10256-10297.
<https://doi.org/10.3390/s101110256>
27. Merlet J.-P. *Parallel Robots*. Springer Netherlands. *Ser. Solid Mechanics and Its Applications* 2006. vol. 128. 394 p. DOI: 10.1007/1-4020-4133-0 13
 28. Mishev G., Rupetsov V., Paskaleva K., Dishliev S. Factors affecting the accuracy of positioning of rectilinear motion systems. *XV International Scientific Conference «RE & IT – 2016»*. 2016. pp. 67–70.
 29. Miura K., Furuya H., Suzuki K. Variable geometry truss and its application to deployable truss and space crane arm. *Paper presented at the 35th Congress of the International Astronautical Federation*. Switzerland. 1985. Vol. 12. 7-8. P. 599-607. DOI: 10.1016/0094- 5765(85)90131-6
 30. Noshadi A., Mailah Scientia M., Iranica B. Active disturbance rejection control of a parallel manipulator with self learning algorithm for a pulsating trajectory tracking task. (2012) 19 (1), 132-141.
<https://doi.org/10.1016/j.scient.2011.11.040>
 31. Palamar M.; Pasternak Yu.; Pasternak V.; Mashtalyar S.; Shevchuk S. Analysis of accuracy control improvement methods of antenna system mechanisms based on Stewart platform. *Scientific Journal of the Ternopil National Technical University*, Ternopil, Ukraine. 2020. Vol 100, no 4, pp. 55–61.
 32. Palamar M., Chaikovskiy A., Pasternak Y., Palamar Y.. Improvement Metrological Characteristics of the Antenna System Using Smart Angle Sensor. *Proceedings of the 2015 IEEE 8th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems*. Poland. P.: 131–135. ISBN: 978-1-4673-8359-2, IEEE Catalog Number: CFP15803-PRT.
 33. Palamar M., Pasternak Y., Palamar A., Poikhalo A.. Precision Tracking of the Trajectory LEO Satellite by Antenna with Induction Motors in the Control System. *Proceedings of the 2017 IEEE 9th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and*

- Applications (IDAACS)*. Romania. 2017. IEEE, Vol.2, P.: 1051–1055. ISBN 978-1-5386-0696-4, IEEE Catalog Number: CFP17803-USB
34. Palamar M., Pasternak Y.. Precision control of actuators of the parallel manipulator Hexapod in the system for antenna pointing. *Proceedings of the VIII-th International Conference «Perspective Technologies and Methods in MEMS Design»*, MEMSTECH 2012, Ukraine, 18-21April, 2012 – p.116.
 35. Pasięka M., Grzesik N., Kuźma K.. Simulation modeling of fuzzy logic controller for aircraft engines. *International Journal of Computing*. 2017 vol. 16, no. 1. pp. 27-33.
 36. Pham Quoc Hoang, and Dinh Duc Manh. Research on motion platform design by using Hexapod mechanism. *Вестник науки и образования*. vol. 2. no. 3 (39). 2018. pp. 26-33.
 37. Reinholtz C.F., Gokhale D. Design and analysis of variable geometry truss robots. *Proc. of the 9th Annual Conf. on Applied Mechanisms*. USA. 1987. P. 1-5.
 38. Seguchi Y., Tanaka M., Yamaguchi T., Sasabe Y., Tsuji H. Dynamic analysis of a truss-type flexible robot arm. *JSME International Journal*. Series C. 1990. Vol. 33. no. 2. P. 183-190.
 39. Sharma A., Gupta R., Srivastava L. Performance of ANN based indirect vector control induction motor drive. *Journal of Theoretical and Applied Information Technology*. 2007. vol. 3, no. 3, pp. 50-57.
 40. Stewart D. A Platform with Six Degrees of Freedom. *UK Institution of Mechanical Engineers Proceedings*. 1965. Vol. 180. Part 1. № 15
 41. Stone M. L., Banner G. P.. Radars for the detection and tracking of ballistic missiles satellites and planets. *Lincoln Laboratory Journal*. 2000 vol. 12. no. 2. pp. 217-244.
 42. Strutynskyi S., Nochnichenko I. Design of parallel link mobile robot manipulator mechanisms based on function-oriented element base. *Восточно-Европейский*

- журнал передовых технологий*. 2019. № 4(7). С. 54-64. URL: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/Vejpte_2019_4\(7\)_8](http://nbuv.gov.ua/UJRN/Vejpte_2019_4(7)_8) (дата звернення 10.02.2021).
43. Sutar A., Jagtap S. Advanced three phase PWM inverter control using microcontroller. *IOSR Journal of Electrical and Electronics Engineering (IOSR-JEEE)*. 2013. vol. 5, no. 2, pp. 21-28, Mar.-Apr.
 44. Varlamov I. D., Zuiko V. V., Kozub A. M., Pashkov D. P. Space Systems of Earth Remote Sensing for Duplically Application. *A TextBook, National University of Defense of Ukraine*, pp. 204, 2015.
 45. Wang Q. Closed form direct kinematics of a class of Stewart platform. URL: <http://www.nt.ntnu.no/users/skoge/prost/proceedings/ifac2002/data/content/00906/906.pdf> (дата звернення: 10.02.2021).
 46. Zhang Y., Pan S., Deng J. Methods for measuring and compensating ball screw error on multi-mode industrial CT scanning platform. *Proceedings of the 20165th International Conference on Measurement. Instrumentation and Automation*. 2016.
 47. Zhuang H. Self-calibration of parallel mechanisms with a case study on Stewart platform. *IEEE Trans. on Robotics and Automation* June 1997. Vol. 13. no 3. P. 387–397.
 48. Zhang J., Li B., Zhou Ch., Zhao W. Positioning error prediction and compensation of ball screw feed drive system with different mounting conditions. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part B: Journal of Engineering Manufacture*. 2016. vol. 230. iss. 12. pp. 2307–2311.
 49. Zodiac Data System. HEXAPOD – X-band Compact Station. URL: <https://www.yumpu.com/en/document/read/53774036/hexapod-x-band-compact-station-zodiac-data-system> (дата звернення 10.02.2021).
 50. Азарсков В.Н., и др. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации. Київ. 2006. - 440 с.: ISBN 966-598-325-3.

51. Алиев, Б.В.; Ларин, В.Б.; Науменко, К.И. и др. Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления. (монография). Наукова думка. С. 327, 1978.
52. Афанасьев М.Я., Трифанов А.И., Федосов Ю.В. РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ МОДИФИЦИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ СТЮАРТА ДЛЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА СТАНКА. V ВСЕРОССИЙСКИЙ КОНГРЕСС МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ. 2016. Ст 27-29
53. Баунин В., Новоселов Б. Проблемы проектирования и производства управляемых опорно-поворотных устройств антенн радиосвязи. *Известия ТулГУ*. 2011. №5. С. 22–30.
54. Белянский П.В., Сергеев Б.Г. Управление наземными антеннами и радиотелескопами. Москва. 1980. – 280 с.
55. Блінова Т.О., Порєв В.М. Комп'ютерна графіка. Київ. 2004. – 456 с.
56. Бушуев В.В. Мехатронные системы в станках. СТИН – 1998. – № 9, 10.
57. Быканова А.Ю. Системы дистанционного управления многостепенными объектами параллельной кинематической структуры: дис. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Владивосток, 2004. 173 с.
58. Валявський І.А., Крижанівський В.А. Математичне моделювання положення вихідного органу λ - координатного механізму. *Техніка в сільськогосподарському виробництві, галузеве машинобудування, автоматизація. Збірник наук. праць*. Кіровоград: КДТУ, 2003. Вип. 12. С. 223–229.
59. В Житомирі помітили «Фазан». URL: <https://mil.in.ua/uk/news/v-zhytomyri-pomityly-fazan-diznajtes-dlya-chogo-vin-tam/> (дата звернення: 10.02.2021).
60. Випорханюк Д. М., Ковбасюк С. В. Основи космічної ситуаційної обізнаності (Space Situational Awareness, SSA). Іноземний і вітчизняний досвід космічної діяльності у сфері оборони: Монографія. Житомир: Видавець О. О. Євенок, 2018. – 532 с.

61. Волкоморов С.В., Карпенко А.П. Геометрия многосекционного манипулятора типа «хобот». *Электрон. журн. Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана* 92 2010. № 10. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/163391.html> (дата звернення: 10.02.2021).
62. Гаврилов В. А., Кольцов А. Г., Шамутдинов А. Х. Классификация механизмов для технологических машин с параллельной кинематикой СТИН. 2005. № 9. С. 28–31.
63. Ганин Роман Андреевич, Казунин Дмитрий Владимирович. Алгоритмы управления динамической 3dof платформы подвижности. *Информатика, телекоммуникации и управление*. vol. 10. no. 1. 2017. pp. 77-86.
64. Гебель Е.С., Воробьев А.. Прямая и обратная позиционная задача платформы Гью-Стюарта с шестью степенями свободы. *Современные материалы, техника и технологии*, no. 1 (4), 2016, pp. 49-56.
65. Глазунов В.А., Колискор А.Ш., Крайнев А.Ф. Пространственные механизмы параллельной структуры. Москва. 1991. 94 с.
66. Глазунов В.А., Колискор А.Ш., Модель Б.И., Рашоян Г.В., Чернов В.Ф. К решению прямой задачи о положениях λ -координатных механизмов. *Проблемы машиностроения и надежности машин*. 1991. № 2. С. 100–105
67. Дистанційне зондування Землі (ДЗЗ). URL: <https://spacecenter.gov.ua/dzz> (дата звернення: 10.02.2021).
68. Додорин И.С., Черник А.В., Смирнов А.Н.. Механизмы параллельной структуры в технологическом и специальном оборудовании. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. vol. 1. no. 7. 2011. pp. 90-91.
69. ДП «ЗАО НДІРВ» | Наземні станції | УНСПІ-8,2. URL: <http://radmirspace.com.ua/ru/unspi-82/> (дата звернення: 10.02.2021).
70. Ермилов Глеб Сергеевич. Разработка систем управления тренажера на основе платформы Стюарта. *Colloquium-journal*. no. 12 (64), 2020, pp. 11-20. doi:10.24411/2520-6990-2020-11786

71. Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Мороз А. В. Кинематическое управление гексаподом космического назначения. *Интеллектуальные системы, управление и мехатроника*. 2018. С. 67–71.
72. Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Мороз А. В. Имитационная модель цифровой системы управления гексаподом с линейными приводами на базе шаговых двигателей. *Вопросы радиоэлектроники*. 2017. № 7. С. 35–41.
73. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Режимы работы шаговых приводов прецизионной системы позиционирования и ориентации космического назначения на базе гексапода. *Вестник КРСУ*. 2018. Том 18. № 4 с. 18-21.
74. Зозуля В. А., Осадчий С. І., Беляев Ю. Б., Paweł Pawłowski. Класифікація завдань і принципів управління механізмом паралельної кінематичної структури для вирішення різних завдань *Автоматизація технологічних і бізнес-процесів*. 2018. Volume 10. Issue 2 С. 18-29.
75. Зозуля В., Осадчий, С. Огляд методів побудови систем керування механізмом паралельної кінематичної структури на основі платформи стюарта (гексапод). *Automation of Technological and Business Processes*, (2019). 11(3). С. 23-31. <https://doi.org/10.15673/atbp.v11i3.1504> (дата звернення: 10.02.2021).
76. Зуев С.М. Стабилизация положений равновесия нагруженных модификаций платформы Стюарта. —2015
77. Каганов Ю.Т., Карпенко А.П. Математические модели секции манипулятора, как механизма параллельной кинематики типа «трипод». *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн*. 2009. № 10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/133262.html> (дата звернення: 10.02.2021).
78. Карпенко А.П., Шмонин А.М. Исследование динамики многосекционного манипулятора типа «хобот» . *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн*. 2010. № 9. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/157912.html> (дата звернення: 10.02.2021).

79. Кириченко А. М. Підвищення геометричної точності гексапода. *Конструювання, виробництво та експлуатація сільськогосподарських машин*. 2013. №43.С.284-290.
80. Кириченко А.М. Моделювання жорсткості верстата-гексапода. *Збірник наукових праць Кіровоградського національного технічного університету. Техніка в сільськогосподарському виробництві, галузеве машинобудування, автоматизація*. 2008. Вип. 21. Кіровоград: КНТУ. С. 122-126.
81. Климовская М.А., Климовский Д.А.. Повышение точности позиционирования контрольно-измерительных машин путем применения механизмов параллельной структуры. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. vol. 2. no. 12. 2016. pp. 167-169.
82. Кольцов А. Г., Шамутдинов А. Х., Блохин Д. А., Кривонос. Е.В. ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ КИНЕМАТИКИ НА БАЗЕ СТЕРЖНЕЙ ИЗМЕНЯЕМОЙ ДЛИНЫ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОБРАБОТКИ. *Динамика систем, механизмов и машин*. 2017. Том 5, № 1. URL:<https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-parametrov-tehnologicheskogo-oborudovaniya-parallelnoy-kinematiki-na-baze-sterzhney-izmenyaemoy-dliny-dlya/viewer> (дата звернення: 10.02.2021).
83. Лапиков А.Л., Масюк В.М. Моделирование движения платформы Гью Стюарта при линейной аппроксимации закона изменения обобщенных координат. *Евразийский Союз Ученых (ЕСУ)*. 2014. № 4. ч. 5. С. 106-109
84. Лапиков А.Л., Пащенко В.Н. Математическая модель платформенного манипулятора Гью–Стюарта. *Всероссийская научно-техническая конференция «Наукоемкие технологии в приборо- и машиностроении и развитие инновационной деятельности в вузе»* Т. 2. 2013. С. 144-156.
85. Лапиков А.Л., Пащенко В.Н., Масюк В.М. Модификация метода решения прямой задачи кинематики для класса платформенных манипуляторов с

- шестью степенями свободы. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*. 2014. № 11. С. 72-94. DOI: 10.7463/1114.0735505
86. Мамаев Ю.А., Рыбак Л.А. Построение математической и имитационной модели динамики гексапода. *Сб. науч. ст.: в 2 ч. Курск*. 2014. Т.2. С. 294-300.
87. Назаренко Д.В., Семко И.А., А.С. Чуйко. Система позиционирования на базе асинхронного частотного привода на примере привода РЛС. *Сб. тр. по итогам VIII междунар. открытой науч. конф. Современные проблемы информатизации в технике и технологиях*. Воронеж. 2003. Вып.8. С.52–63.
88. Паламар М.І. Керування слідкуючими антенами із невизначеними динамічними параметрами для супроводу низькоорбітальних космічних апаратів *Автоматика, вимірювання та керування. Вісник ДУ “Львівська політехніка”*. 2006. № 401. С.32-38.
89. Паламар М. Особливості прийому інформації дистанційного зондування землі з низькоорбітальних космічних апаратів. *Вісник Тернопільського державного технічного університету*, 2008. № 2. С. 121–126.
90. Паламар М. І., Пастернак Ю. В., Пастернак В. С. Огляд методів вимірювання та калібрування поворотних пристроїв на основі паралельних кінематичних ланок. *Збірник тез доповідей V Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“*. ТНТУ. 2016 С. 298.
91. Паламар М., Пастернак Ю. Моделювання антенної системи з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюрта. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І.Пулюя*. 2012. № 1(65).С.116-126.
92. Паламар М., Ю.Умзар., Ю.Пастернак. Создание новых конструкций антенных станций для приема информации ДЗЗ. *Матеріали четвертої*

- міжнародної конференції «Земля из космоса-наиболее эффективные решения».* Москва 2009. с.131-132.
93. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Алгоритм керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали Всеукраїнської наукової конференції ТДТУ ім. І.Пулюя*. Тернопіль. 2009. с.151.
 94. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Імітаційна модель опорно-поворотного пристрою антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій» ТНТУ ім. І.Пулюя*. Тернопіль. 2010 – с.298.
 95. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Керування антенною системою з механізмом наведення паралельної структури типу «Нехарод». *Вісник ДУ «Львівська політехніка»*. 2011. № 695. с.104-110.
 96. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали дванадцятої наукової конференції ТДТУ ім. І. Пулюя*. Тернопіль. 2008. С.153.
 97. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Розробка системи керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали науково-технічної конференції ТНТУ ім. І.Пулюя «Теоретичні та прикладні аспекти радіотехніки і приладобудування»*. Тернопіль. 2011 с.35-36.
 98. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Поїхало А.В.. Синтез та моделювання роботи поворотного пристрою антенної станції на основі кінематичного механізму Нехарод. *Матеріали 16-ї Української конференції з космічних досліджень*. Одеса с. 214. URL: <http://space-conf.ikd.kiev.ua/archive>)
 99. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Паламар А.М. Дослідження динамічних похибок системи прецизійного керування антеною з асинхронним

- електроприводом. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І.Пулюя*. 2014. № 4(76) - с.165-174.
100. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Чайковський А.В., Паламар А.М. Системи керування антенними станціями супутникового зв'язку та радіомоніторингу. *Матеріали інформаційно-комунікативного заходу «Наука: безпека країни та розвиток військово-промислового комплексу»*, Київ. с. 139-140
101. Паламар М.І., Умзар Ю.А., Пастернак Ю.В. Розробка і моделювання нових антенних станцій прийому інформації ДЗЗ. *Матеріали другої Всеукраїнської конференції «Аерокосмічні спостереження в інтересах сталого розвитку та безпеки GEO-UA 2010»*. Київ 2010 . с.108-109.
102. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Розробка антенних станцій зв'язку з супутниками дистанційного зондування Землі. *Тези доповідей Міжнародного науково-практичного Форуму "Наука і бізнес - основа розвитку економіки"*. Дніпропетровськ 2012 р. с.91-94.
103. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Стрембіцький М.О. Дослідження ефективності застосування нейронної мережі в системі керування нелінійними динамічними об'єктами. *Вісник НУ "Львівська політехніка"*. 2013. № 753. с.8-14.
104. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Стрембіцький М.О. Нові антенні станції прийому даних ДЗЗ для геоінформаційних систем. *Матеріали Четвертого міжнародного спеціалізованого симпозіуму «Космос и глобальная безопасность человечества»*. Євпаторія. 2012 .
105. Паламар, М.І., Пастернак Ю.В. Моделювання опорно-поворотного пристрою антени на основі кінематичного механізму Нехарод . *Матеріали ІХ міжнародної науково-технічної конференції "ПРИЛАДОБУДУВАННЯ 2010: стан і перспективи"*. Київ 2010. с.98-99.
106. Решетнев М.Ф. и др. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах» Москва. 1988.

107. Рыбак Л.А., Чичварин А.В., Мамаев Ю.А., Гапоненко Е.В. Модель управления двухсекционным манипулятором с параллельной кинематикой. *Сборник трудов XVII Симпозиума «Динамика виброударных (сильно нелинейных) систем» «DYVIS-2012»*. 2012. С.186-190.
108. Розробка фізичної моделі верстата на основі механізму паралельної структури з системою керування приводами переміщення робочого органа: Звіт по НДДКР Кіровоградський національний технічний університет. –Но ДР 0109U00210, облік. No0211U005056. –Кіровоград, 2011. 176с
109. Слободзян Н.С. Оценка точности разомкнутого линейного привода, достижимой методом калибровки и компенсации линейного теплового расширения. *Радиопромышленность*. 2019. С. 54-61. URL: <https://doi.org/10.21778/2413-9599-2019-29-2-54-61> (дата звернення: 10.02.2021).
110. Смирнов В. А., Петрова Л. Н. Динамическая модель механизма с параллельной кинематикой. *Вестник ЮурГУ*. № 11. 2009. С. 50–56
111. Сомов А. М. Распространение радиоволн и антенны спутниковых систем связи. Москва, 2015. 456 с.
112. Струтинський В.Б., Верба І.І., Самі (Мох'д Амін) Мох'д Іхміш. Теоретичне обґрунтування кінематичних параметрів механізмів з паралельною кінематикою. *Вестник Национального технического университета Украины "Киевский политехнический институт"*. Машиностроение. – Вып. 45. 2004. С. 104–108.
113. Струтинський В.Б., Юмашев В.Є. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ТА КІНЕМАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ВЕРСТАТА-ГЕКСАПОДА. *ВІСНИК ЖДТУ № 3 (46)*. С 48-58.
114. Україна модернізує рухому наземну станцію «Фазан». URL: <https://mil.in.ua/uk/news/ukrayina-modernizuye-ruhomu-nazemnu-stantsiyu-fazan/> (дата звернення: 10.02.2021).

115. Чандра А.М., Гош С.К. Дистанционное зондирование и географические информационные системы. Москва. 2008. 312 с. 173
116. Шамутдинов А. Х., Кольцов А. Г. Определение оптимального параметра жесткости структур многоповодковых механизмов параллельной кинематики. *Омский научный вестник*. 2012. № 3. С. 184–186.
117. Янг Д., Ли Т. Исследование кинематики манипуляторов платформенного типа. *Конструирование* 1984. Т. 106, № 2. С. 264-272. DOI: 10.1115/1.3258578.

ДОДАТКИ

Додаток А.

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. М.І. Паламар, Пастернак Ю.В. Керування антенною системою з механізмом наведення паралельної структури типу «Нехарод». *Автоматика, вимірювання та керування.- Вісник ДУ “Львівська політехніка”*. 2011. № 695. С.104-110.
2. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Моделювання антенної системи з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюрта. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І.Пулюя*. 2012. № 1(65). С.116-126.
3. Palamar M.; Pasternak Yu.; Pasternak V.; Mashtalyar S.; Shevchuk S. Analysis of accuracy control improvement methods of antenna system mechanisms based on stewart platform. *Scientific Journal of the Ternopil National Technical University, Ternopil, Ukraine*. 2020. Vol 100, no 4, pp. 55–61. (*Index Copernicus*).
4. М.І. Паламар, Ю.В. Пастернак, М.О. Стрембіцький Дослідження ефективності застосування нейронної мережі в системі керування нелінійними динамічними об'єктами. *Автоматика, вимірювання та керування.- Вісник НУ “Львівська політехніка”*. 2013. № 753. С.8-14.
5. М.І. Паламар, Ю.В. Пастернак, А.М. Паламар Дослідження динамічних похибок системи прецизійного керування антеною з асинхронним електроприводом. *Вісник Тернопільського національного технічного університету ім. І. Пулюя*. 2014. № 4(76). С.165-174.
6. Mykhaylo Palamar, Andrii Chaikovskiyi, Yuriy Pasternak, Yaroslav Palamar Improvement Metrological Characteristics of the Antenna System Using Smart Angle Sensor *Proceedings of the 2015 IEEE 8th International Conference on Intelligent Data*

Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS): - 24-26 September 2015, Warsaw, Poland. IEEE, P.: 131–135. (Scopus).

7. Mykhaylo Palamar, Yuriy Pasternak, Andrii Palamar, Anatolii Poikhalo Precision Tracking of the Trajectory LEO Satellite by Antenna with Induction Motors in the Control System. *Proceedings of the 2017 IEEE 9th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS): - 21-23 September 2017, Bucharest, Romania. IEEE, Vol.2, P.: 1051–1055. (Scopus, Web of Science).*

8. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали дванадцятої наукової конференції ТДТУ ім. І. Пулюя, 14-15 травня 2008 р. Тернопіль: ТДТУ, 2008. С. 153.*

9. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Алгоритм керування опорно-поворотним пристроєм антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали Всеукраїнської наукової конференції ТДТУ ім. І.Пулюя, 13-14 травня 2009 р. Тернопіль: ТДТУ, 2009. С.151.*

10. Паламар, М.І., Пастернак Ю.В. Моделювання опорно-поворотного пристрою антени на основі кінематичного механізму Нехарод. *Матеріали ІХ міжнародної науково-технічної конференції “ПРИЛАДОБУДУВАННЯ 2010: стан і перспективи”, 27-28 квітня 2010 р. Київ. С. 98-99.*

11. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Імітаційна модель опорно-поворотного пристрою антенної системи на основі лінійних приводів. *Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій» ТНТУ ім. І.Пулюя, 19-21 травня 2010 р. Тернопіль: ТНТУ, 2010. С. 298.*

12. Паламар М.І., Пастернак Ю.В., Стрембіцький М.О. Керування наведенням антени з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюрта.

Матеріали XV наукової конференції ТНТУ ім. І. Пулюя, 14-15 грудня 2011 р. Тернопіль: ТНТУ, 2011. С. 85.

13. M. Palamar, Y. Pasternak Precision control of actuators of the parallel manipulator Hexapod in the system for antenna pointing *Proceedings of the VIII-th International Conference «Perspective Technologies and Methods in MEMS Design», MEMSTECH 2012, Lviv-Polyana, Ukraine, 18-21 April, 2012. P.116.*

14. Паламар М.І., Пастернак Ю.В. Розробка антенних станцій зв'язку з супутниками дистанційного зондування Землі. *Тези доповідей Міжнародного науково-практичного Форуму "Наука і бізнес - основа розвитку економіки", 11-12 жовтня 2012 р. Дніпропетровськ: 2012 р.С. 91-94.*

15. М.І. Паламар, А.В. Поїхало, Ю.В. Пастернак Синтез та моделювання роботи поворотного пристрою антенної станції на основі кінематичного механізму Нехарод. *Матеріали 16-ї Української конференції з космічних досліджень, 22–27 серпня 2016 р. ДКАУ, м. Одеса. С. 214. (<http://space-conf.ikd.kiev.ua/archive>)*

16. Паламар М.І., Чайковський А.В., Пастернак Ю.В., Паламар А.М. Системи керування антенними станціями супутникового зв'язку та радіомоніторингу. *Матеріали інформаційно-комунікативного заходу «Наука: безпека країни та розвиток військово-промислового комплексу», 12-13 жовтня 2016 р. м. Київ: ТОВ «Міжнародний виставковий центр», С. 139-140.*

17. Паламар М. І., Пастернак Ю. В., Пастернак В. С. Огляд методів вимірювання та калібрування поворотних пристроїв на основі паралельних кінематичних ланок. *Збірник тез доповідей V Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій», 17-18 листопада 2016 р. Тернопіль: ТНТУ, 2016. Том I. С. 298.*

18. Пастернак Ю. В., Пастернак В. С. Світові тенденції і перспективи розвитку антен на основі платформи Стюарта. *Збірник тез доповідей VI Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів*

«Актуальні задачі сучасних технологій», 16-17 листопада 2017 року. Тернопіль: ТНТУ, 2017. Том I. С. 150.

19. М. І. Паламар, Ю. В. Пастернак, В. С. Пастернак, С. Шевчук Моделювання роботи платформи Стюарта для задач прецизійного позиціонування. *Матеріали Міжнародної науково-технічної конференції „Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій“ до 60-річчя з дня заснування Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя та 175-річчя з дня народження Івана Пулюя*, 14-15 травня 2020 р. Тернопіль: ТНТУ, 2020. С. 102–103.

20. Ульянов О., Резниченко А, Захаренко В., Анюфеев А., Королев А., Патока А., Присяжний В., Поихало А., Войтюк В., Мамарев В., Ожинский В., Власенко В., Чміль В., Лебедь В., Паламар М., Чайковский А., Пастернак Ю., Стрембицкий М., Натаров М., Стешенко С., Гламаздин В., Шубний А., Кириленко А., Кулик Д., Коноваленко А., Литвиненко Л., Яцкив Я., Создание радиотелескопа РТ-32 на базе антенной системы MARK-4В. 1. Проект модернизации и первые результаты. *Радиоастрономия и астрофизика*, ISSN 1027-9636 Національна академія наук України, Т 24, №2, с. 87-116, Харків – 2019.

21. Анюфеев А., Королев А., Патока А., Шульга В., Ульянов О., Резниченко А, Захаренко В., Присяжний В., Поихало А., Войтюк В., Мамарев В., Ожинский В., Власенко В., Чміль В., Лебедь В., Паламар М., Чайковский А., Пастернак Ю., Стрембицкий М., Натаров М., Стешенко С., Гламаздин В., Шубний А., Кириленко А., Кулик Д., Пилипенко А. Создание радиотелескопа РТ-32 на базе антенной системы MARK-4В. 2. Оценка возможности проведения спектральных наблюдений радиоастрономических объектов. *Радиоастрономия і астрофізика*, ISSN 1027-9636 Національна академія наук України, Т 24, №3, с. 163–183 Харків – 2019.

22. О. М. Ульянов, В. В. Захаренко Є. А. Алексеев О. М Резниченко І.О. Кулагін, В.В. Будніков, В.І. Присяжний, А.В. Поіхало, В.В. Войтюк, В.М.

Мамарєв, В.В. Ожінський, В.П. Власенко, В.М. Чміль, І.К. Сундучков, М.М. Бердар, В.І. Лебідь, М.І. Паламар, А.В. Чайковський, Ю.В. Пастернак, М.А. Стрембицький, М.П. Натаров, С.О. Стещенко, В.В. Гламаздін, О.І. Шубний, А.О. Кириленко, Д.Ю. Кулик. Створення радіотелескопу РТ-32 на базі антенної системи MARK-4В. 3. Гетеродини та власні шуми приймальної системи. ISSN 1027-9636. *Радіофізика і радіоастрономія*. Національна академія наук України, Т. 25, № 3, с. 175–192, Харків 2020.

Додаток Б.**Акти впровадження результатів дисертаційної роботи**



ДП НДІКА

ДЕРЖАВНИЙ КОНЦЕРН "УКРОБОРОНПРОМ"
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ ІНСТИТУТ КОМПЛЕКСНОЇ АВТОМАТИЗАЦІЇ"

83004, Донецьк-4, вул. Батіщева, 2 Тел. (062) 381-95-81 Факс (062) 381-92-53 e-mail: gp_niika@ukr.net

Вих. № 001/424/756 від 20.08.2013р.

ЗАТВЕРДЖУЮ
 Директор ДП НДІКА

 С. М. Лігінов

 2013 р.



АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

Даний акт складено в тому, що у державному підприємстві «Науково-дослідний інститут комплексної автоматизації» (ДП НДІКА), м. Донецьк впроваджено системи керування антенними комплексами «Жасмин» та «Qing-Ting», розроблені у Тернопільському національному технічному університеті ім. І. Пулюя (ТНТУ).

Системи керування антенними комплексами є результатом теоретичних і практичних досліджень, спрямованих на створення класу інтелектуальних систем керування антенними комплексами з великогабаритними рефлекторами для забезпечення зв'язку з супутниками та радіомоніторингу.

Результати цих досліджень отримані, зокрема, внаслідок виконання ДКР «Розробка та виготовлення системи керування антенною системою „Жасмин-Т» (дог. № 2606/2009 від 26.06.2009 р.), «Модернізація для роботи на малих швидкостях та виготовлення системи керування „QT-1»» (дог. № 2903/2010 від 29.03.2010 р.) та «Розробка та виготовлення блоків відлікових пристроїв для антенної системи «Жасмин»» (дог. № 1509/2011 від 15.09.2011 р.)

Науковий керівник розробок – зав. каф. приладів і контрольно-вимірювальних систем, ТНТУ, к.т.н., доц. М.І. Паламар, відповідальні виконавці – асистент Стрембіцький М.О., асистент Чайковський А.В., асистент Пастернак Ю.В.

При розробленні систем керування використано патент на корисну модель № 57750, G01B11/26, G01D 5/00 Спосіб визначення осі кодового диска абсолютного оптоелектронного давача кута // Чайковський А.В., Паламар М.І. – Опубл. 10.03.11, Бюл. №5.

Економічний ефект від впровадження систем керування не підраховувався.

Даний акт не є підставою для фінансових розрахунків.

Заступник директора
 к.т.н., с.н.с.

_____ Л.Д. Зубко





Тернопільське державне науково-технічне підприємство «Промінь»

Україна, 46016, м. Тернопіль, вул. Текстильна, 28, тел./факс 25-45-29
 Р/р 2600400026981, філія ВАТ «Укресімбанк», код ЄДРПОУ 14040960, МФО 338879.
 Свідоцтво про державну реєстрацію №26740973, індивідуальний податковий номер №140409619183
 E-mail: Tdntp@ukroboronprom.com Web-сайт: www.zavod-promin.te.ua

ЗАТВЕРДЖУЮ
 Директор ТДНТП «Промінь»
 В.Д. Підручний
 «_____» _____ 2015 р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

результатів наукових досліджень

Даний акт складено в тому, що у Тернопільському державному науково-технічному підприємстві (ТДНТП) «ПРОМІНЬ» впроваджено систему керування антенним комплексом для наведення та слідкування за супутниками космічного зв'язку розроблену у Тернопільському національному технічному університеті ім. І. Пулюя. Розробка виконана за результатами виконання НДР за державними замовленнями «Розробка та дослідження нових поворотних платформ антенних станцій та систем керування для дистанційного зондування Землі» (№ держреєстрацій 0113U000257) та внаслідок виконання господарських договорів. Науковий керівник робіт д.т.н., доц. Паламар М.І., відповідальні виконавці Стрембіцький М.О., Пастернак Ю.В., Паламар А.М.

Особливості та науково-технічні переваги розробленої системи керування полягають у наступному:

- містить функцію адаптивного налаштування параметрів - інтелектуальних регуляторів, що дає змогу використовувати систему керування з різними опорно-поворотними пристроями антен та підвищити точність керування;
- забезпечує менші статичні та динамічні похибки наведення на задані координати і супровід супутника завдяки опрацюванню інформації від інтелектуальних кутових сенсорів та розроблених алгоритмів керування;
- містить гнучке багатофункціональне ПЗ з інтелектуальними функціями самодіагностики, підтримки бази даних супутників, прогнозним розрахунком траєкторій орбіт, пошуком максимуму сигналу.

Розроблена система керування пройшла випробування і використовується у складі антенного комплексу «Витязь-7» на об'єкті замовника, де підтвердила високі технічні характеристики та надійність у експлуатації.

Економічний ефект від впровадження не підраховувався.


Даний акт не є підставою для фінансових розрахунків.

Заступник директора з виробництва

І.М. Дручик



"ЗАТВЕРДЖУЮ"
 Директор ТОВ «Техас-Т»
 Ю.М. Марчук
 " 04 " 20 р.




АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

Об'єкт впровадження: Програмно-апаратні методи та засоби підвищення керування антенними комплексами на основі паралельного кінематичного механізму наведення із статично невизначеними зв'язками.

1. *Ким запропоновано, виконавці, адреса:* Пастернак Юрій Володимирович, асистент кафедри приладів та контрольно-вимірювальних систем Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя, м. Тернопіль, вул. Руська, 56.
2. *Джерело інформації:* Дисертаційна робота Пастернака Ю.В. на тему «Синтез систем керування антенними комплексами на основі паралельного кінематичного механізму наведення із статично невизначеними зв'язками».
3. *Назва організації, що впроваджує:* Підприємство з розроблення та виробництва антенних систем ТОВ «ТЕХАС-Т», 46001, м. Тернопіль, вул. Б. Хмельницького, 16а, тел./факс: +38 0352 420214.
4. *Термін впровадження:* 2019-2020 рр.
5. *Висновок по впровадженню:* Запропоновані програмно-апаратні методи та засоби стали основою для технічної реалізації та впровадження у виробництво систем керування антенними комплексами з новим типом опорно-поворотних пристроїв (ОПП), побудованими на базі кінематичного механізму із системи 6 лінійних приводів (Нехарод,) що дає низку суттєвих переваг порівняно з класичними кінематичними механізмами, перш за все це спрощення, здешевлення механічної конструкції, зменшення масо-габаритних показників підвищення динамічних параметрів АС.
6. Економічний ефект не підраховувався.
 Даний акт не є підставою для фінансових розрахунків

Технічний керівник
 ТОВ «Техас-Т»

 В. Свередук

"ЗАТВЕРДЖУЮ"

Проректор з наукової роботи
Тернопільського національного технічного
університету імені Івана Пулюя П.О. Марущак

"04" січня 2021 р.

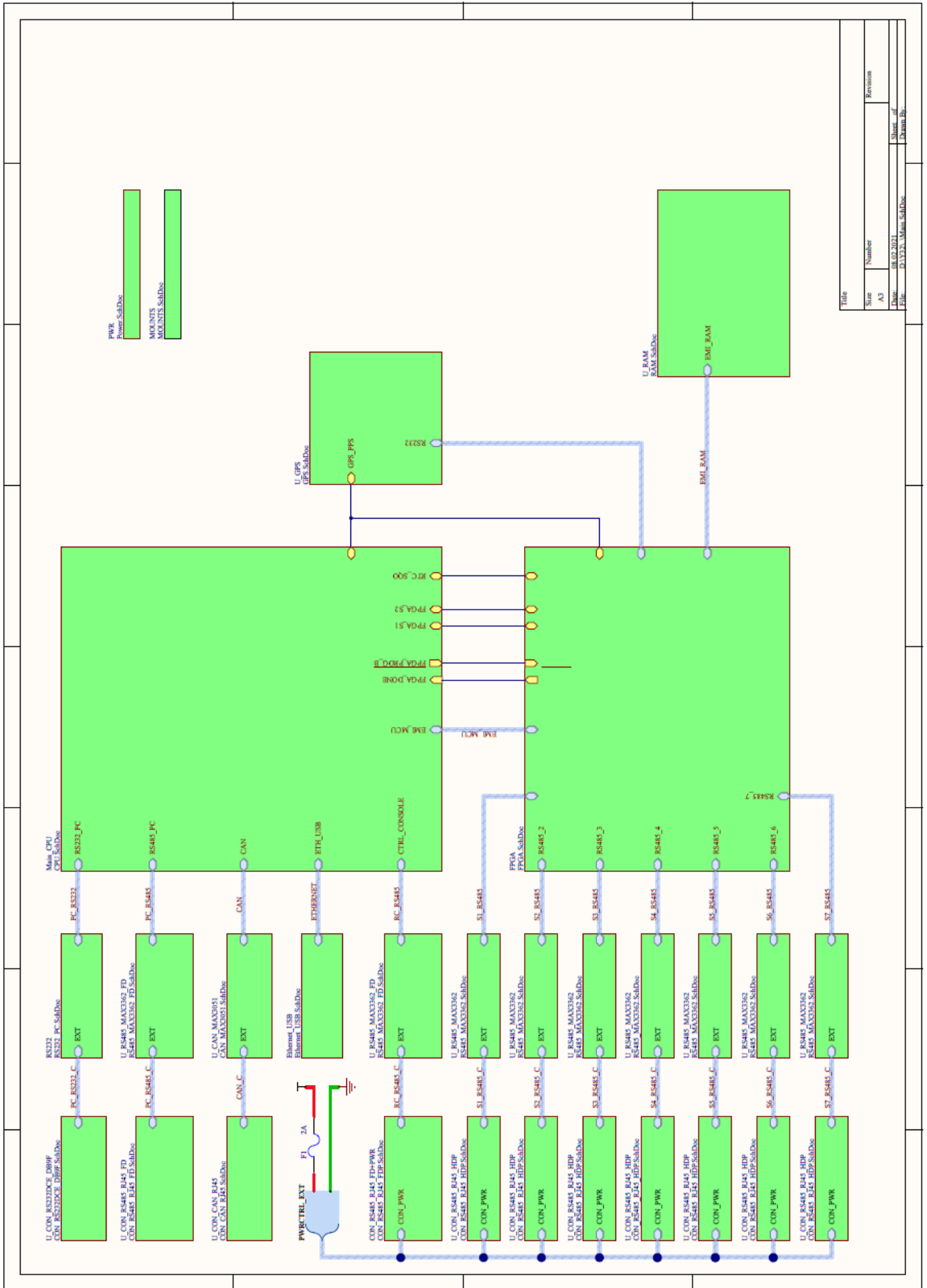
АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

Об'єкт впровадження: Програмно-апаратні методи і засоби побудови систем керування антенними комплексами на основі паралельного кінематичного механізму наведення із статично невизначеними зв'язками.

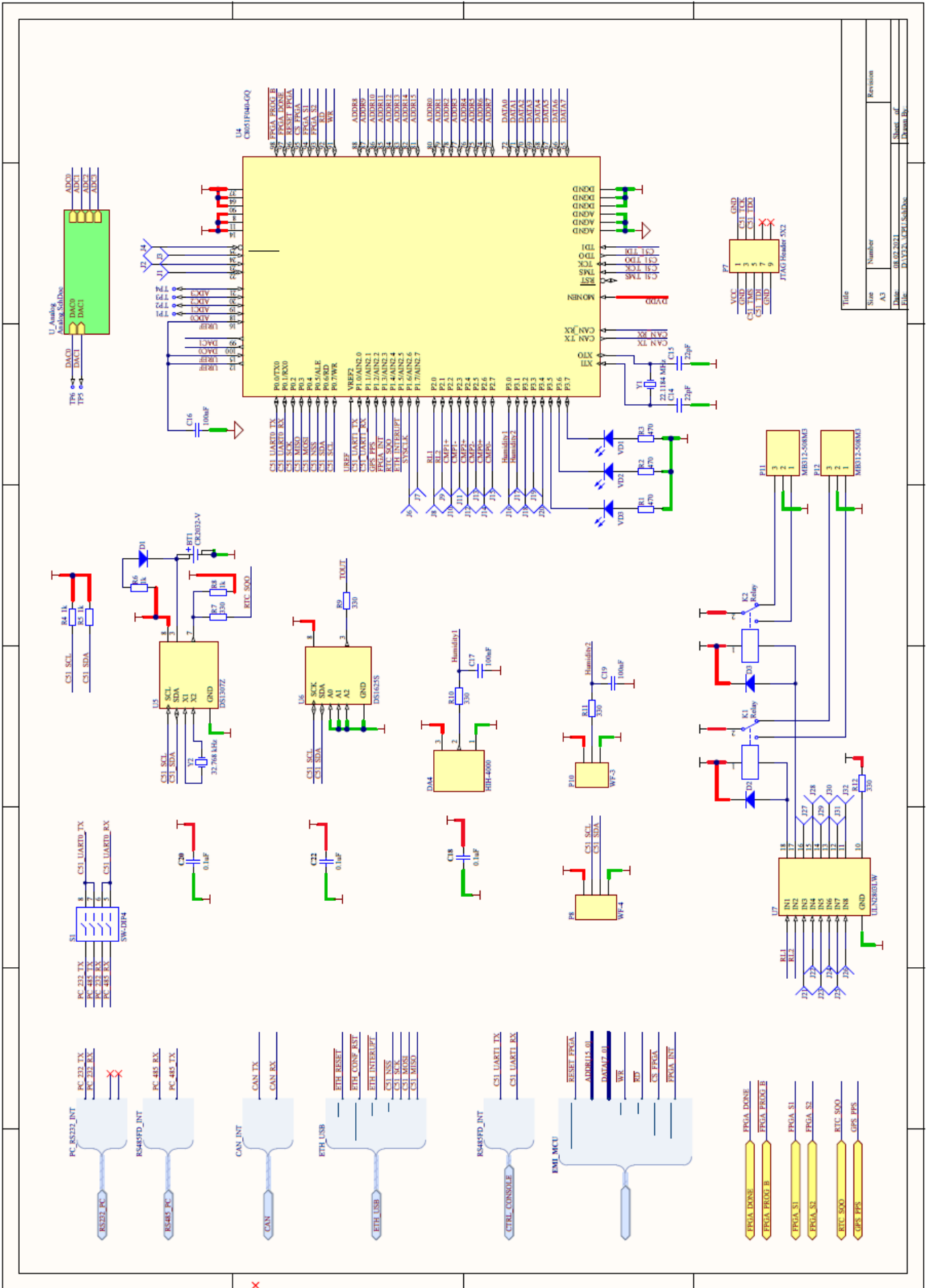
1. *Ким запропоновано, виконавці, адреса:* Пастернак Юрій Володимирович, асистент кафедри приладів та контрольно-вимірювальних систем Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя, м. Тернопіль, вул. Руська, 56.
2. *Джерело інформації:* Дисертаційна робота Пастернака Ю.В. на тему «Синтез систем керування антенними комплексами на основі паралельного кінематичного механізму наведення із статично невизначеними зв'язками».
3. *Назва організації, що впроваджує:* Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя, кафедра приладів та контрольно-вимірювальних систем, м. Тернопіль, вул. Текстильна, 28.
4. *Термін впровадження:* 2019-2021 рр.
5. *Висновок по впровадженню:* Запропоновані програмно-апаратні методи та засоби дозволяють створювати компоненти комп'ютерних систем керування антенними комплексами нового типу, побудованими на базі кінематичного механізму на основі платформи Г'ю-Стюарта (Hexapod), що дає низку суттєвих переваг порівняно з класичними кінематичними механізмами, перш за все це спрощення, здешевлення механічної конструкції, зменшення масо-габаритних показників підвищення динамічних параметрів АС.
6. Запропоновані схемотехнічні рішення та програмно-алгоритмічні модулі використовуються в навчальному процесі кафедри приладів та контрольно-вимірювальних систем при вивченні дисциплін: «Комп'ютеризовані вимірювальні комплекси», «Комп'ютерна схемотехніка, електроніка та програмування», «Проектування вбудованих комп'ютерних систем».

Асистент кафедри приладів та
контрольно-вимірювальних систем Ю.В. ПастернакЗав. кафедри приладів та
контрольно-вимірювальних систем, д.т.н., проф. М.І. Паламар

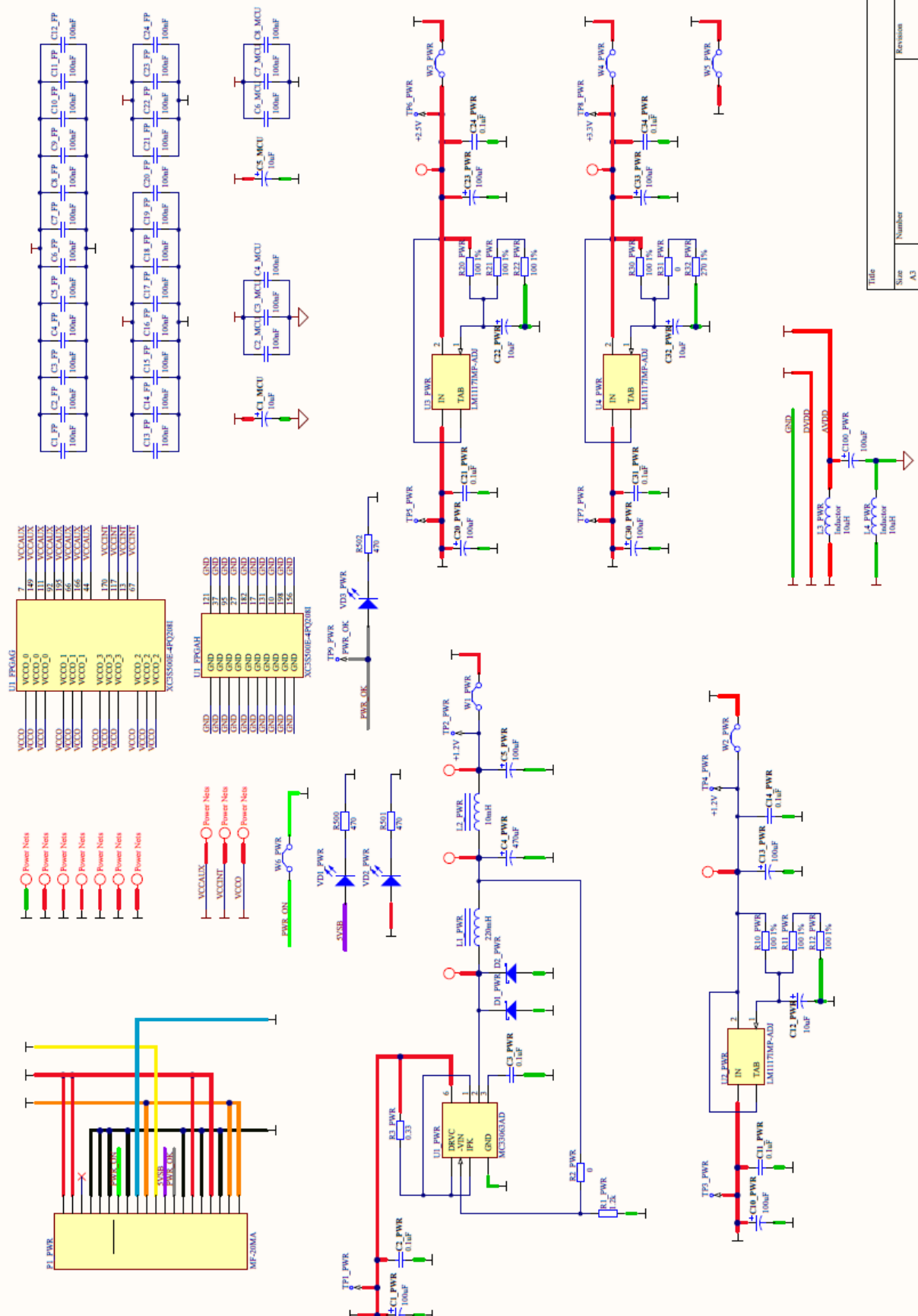
Додаток В.**Електрична принципова схема блоку керування**



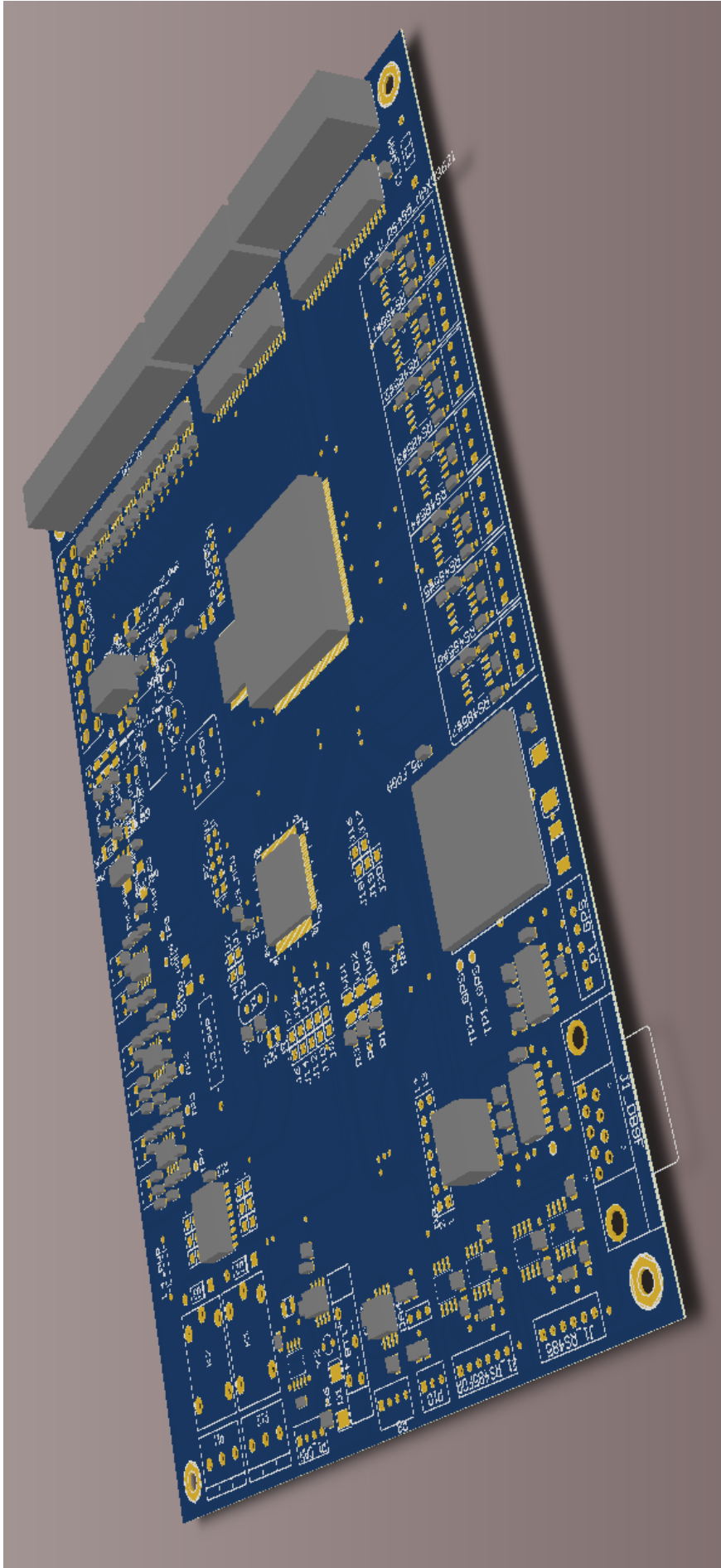
Title	
Size	Number
A3	
Date	Revision
08.02.2021	
File	Sheet of
D:\2121_UMass_SdDoc	Drawn By



Title	Size	Number	Revision
Sheet of	A3		
Date:	04.02.2021		
File:	D:\V23_U1FPGA.Dwg		

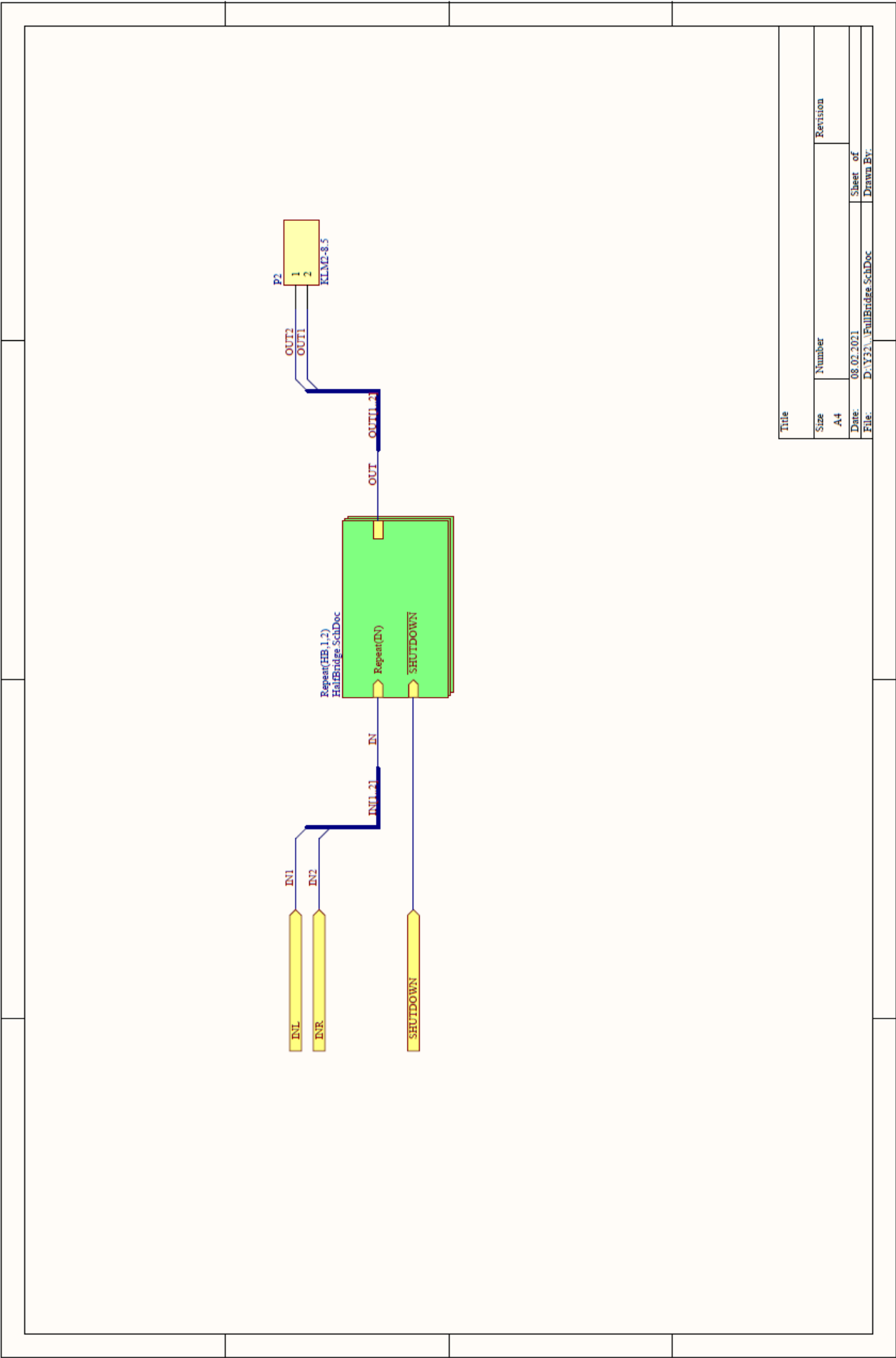


Title	
Size	Number
A3	A3
Date	Revision
08.02.2021	Sheet of
File: D:\V21_Board_SchDoc	Drawn By:

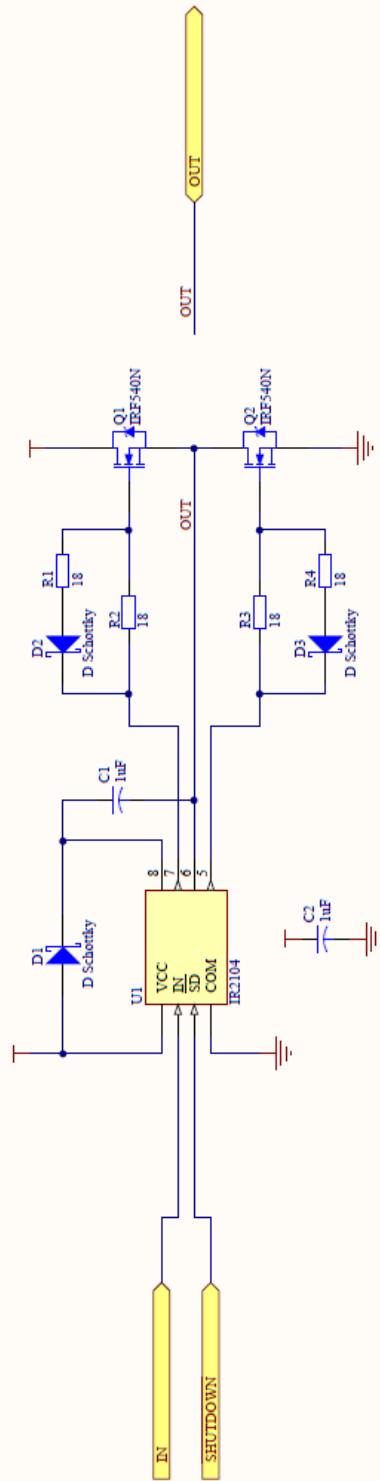


Блок керування. Плата друкована.

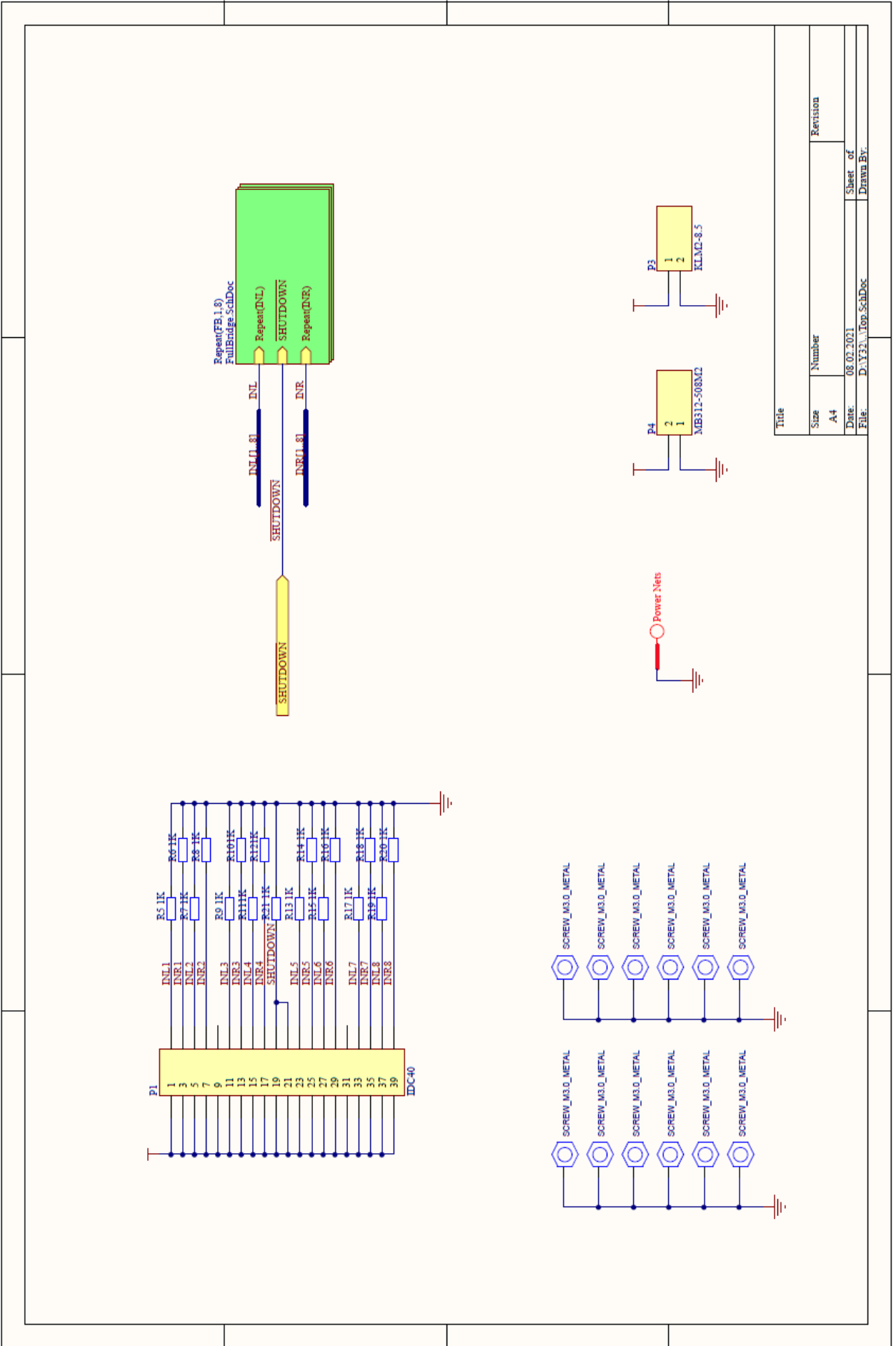
Додаток Г.**Електрична принципова схема силового модуля**



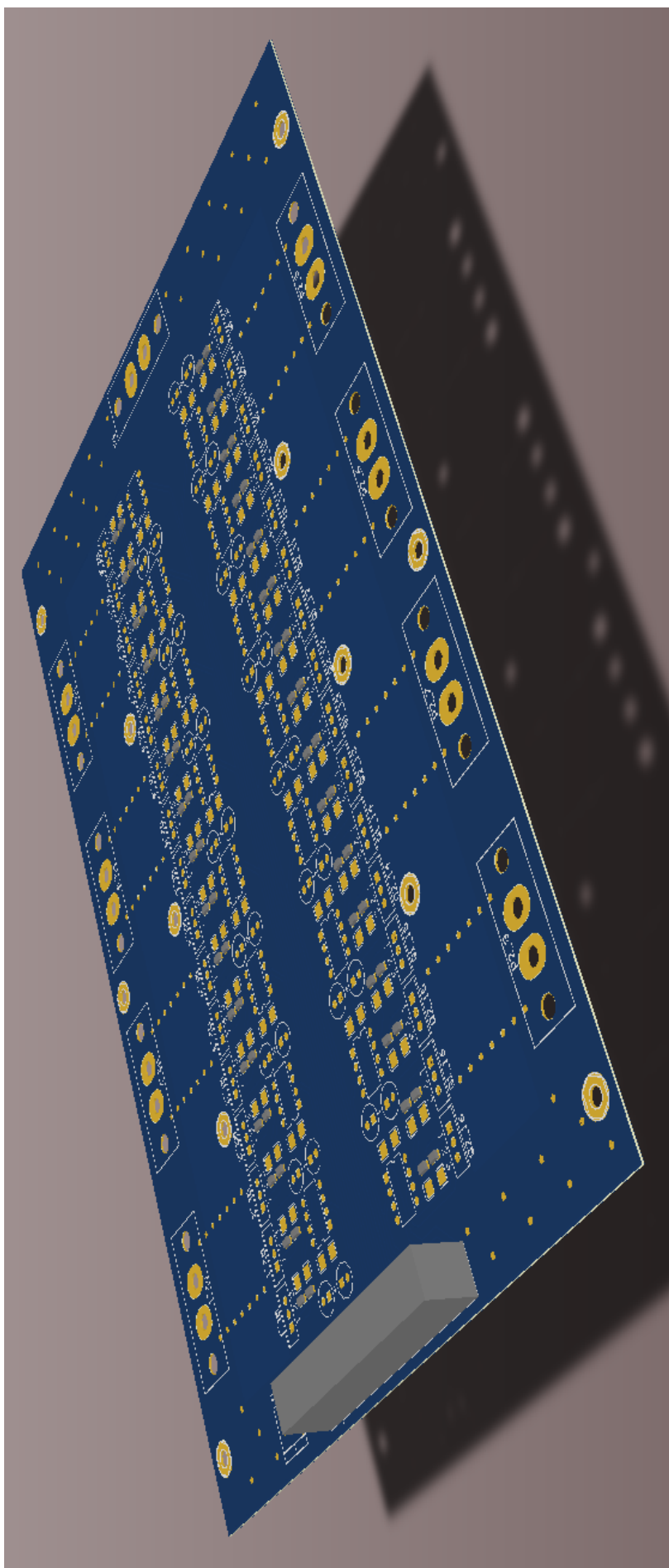
Title	
Size	Number
A4	
Date	Revision
08.02.2021	
File	Sheet of
D:\Y311\FullBridge SchDoc	Drawn By:



Title	
Size	Number
A4	
Date:	Sheet of
08.02.2021	1
File:	Drawn By:
D:\Y311\HauBridge_SchDoc	
Revision	



Title		Revision	
Size	Number		
A4	A4		
Date:	08.03.2031	Sheet of	
File:	D:\Y32\1\Top SchDoc	Drawn By:	



Силовий модуль. Плата друкована.

Додаток Г.

Фрагменти програмного коду МК блоку керування

```

//-----
// main.c
//-----
// Target:          C8051F04x
// Tool chain:      Keil C51 7.50 / Keil EVAL C51
// Command Line:    None

//-----
// Includes
//-----

#include <C8051F040.h>           // SFR declarations
#include <stdio.h>
#include "Common.h"
#include "PortPC.h"
#include "Wake.h"

//-----
// 16-bit SFR Definitions for 'F04x
//-----

//sfr16 RCAP2    = 0xCA;           // Timer2 capture/reload
//sfr16 TMR2     = 0xCC;           // Timer2

//-----
// Global Constants
//-----

// #define BAUDRATE    115200       // Baud rate of UART in bps
// #define BAUDRATE    9600        // Baud rate of UART in bps
// SYSTEMCLOCK = System clock frequency in Hz
#define SYSTEMCLOCK    11059200L

//-----
// Local Function Prototypes
//-----
extern void FPGA_EnableRegulator ();
extern unsigned char FPGA_GetIFlags ();
extern void FPGA_Get_Counters ();
extern void FPGA_RAW_WriteData(unsigned int Addr, unsigned char Data);
extern unsigned char FPGA_RAW_ReadData(unsigned int Addr);
extern void PWM_Disable ();
extern void Wake_Send_INFO ();
extern void Wake_ProcessRxByte(unsigned char RxByte);
extern void Init_Device(void);

void OSCILLATOR_Initttt (void);
void PORT_Init (void);
void UART0_Init (void);
void Timer4_Init(void);

```

```

void InitWake();
void InitQueue();
unsigned char EnQueue(unsigned char Byte);
unsigned char DeQueue();

//-----
// Global Variables
//-----

extern unsigned char FrameSynchronized; // bit
extern unsigned int RxFrameCRCErrorsCounter;

extern TWAKE_FRAME Frame;

//extern TX_BUFFER Tx;
extern volatile unsigned char Tx_Ready;
extern volatile unsigned int TxSendCounter;
extern volatile unsigned int TxBufferLength;
extern unsigned char TxBuffer[TX_BUFFER_SIZE0];

// FIFO buffer variables
unsigned char QUEUE_Head;
unsigned char QUEUE_Tail;
unsigned char QUEUE_Counter;
unsigned char QUEUE_Buffer[256];

unsigned char FPGA_Counter_Changed;

unsigned char SysCounter = 0;
FPGAMODE Mode = FPGA_MODE_AUTO;

//-----
// main() Routine
//-----

void main (void)
{
unsigned char i,j,k;
unsigned char NSetupErrorBuf = 1;

Init_Device();
PWM_Disable();
InitQueue();
InitWake();
UART0_Init(); // Initialize UART0
Timer4_Init ();

EA = 1;

for (i=0; i<64; i++)
for (j=0; j<255; j++)
for (k=0; k<255; k++);

SFRPAGE = CONFIG_PAGE; // Set SFR page
FPGA_RST = 0; // UnReset FPGA

//FPGA_RAW_WriteData((unsigned int)FPGA_INTERRUPT | 0x2000, 0xFF); //
Enable Counters Change Interrupt

while (1)

```

```

{
    //ProcessMessages();

    //Proces input data in FIFO buffer
    while (QUEUE_Counter != 0) Wake_ProcessRxByte(DeQueue());
    //if ( QUEUE_Counter != 0 )
    //{
    //    while (QUEUE_Counter != 0) {
    //        Wake_ProcessRxByte(DeQueue());
    //    }
    //}

    if ( NSetupError != NSetupErrorBuf )
    {
        NSetupErrorBuf = NSetupError;

//        if (NSetupErrorBuf = 0) FPGA_EnableRegulator(); // Якщо похибка > 10 то
// перейти в автоматичний режим
//
// на референс і зупинився. // щоб актуатор навівся
//
// керування по швидкості буде набагато ефективнішим // Припустим що
//
// роботі ця умова ніколи не виконється // і при нормальній
//
// аварійному режимі (Наприклад коли розеднати // виконається лише в
//
// // кабель RS-232.
//
//         Frame.bFEND = FEND;
//         Frame.bADDR = ADDR_MASTER_PC;
//         Frame.bCMD = CMD_HEX_READY;
//         Frame.bN = 1;
//         Frame.bDATA[0] = NSetupErrorBuf;
//         Frame.bCRC = Wake_CRC8();
//         Wake_SendFrame();
    }

//     SFRPAGE = CONFIG_PAGE; // Set SFR page
//     if (P1^2 == 0)
//     {
//         FPGA_GetIFlags();
//         FPGA_Counter_Changed = TRUE;
//     }

//     if (FPGA_Counter_Changed)
//     {
//         EA = 0;
//         //FPGA_GetIFlags();
//         FPGA_Get_Counters();
//         FPGA_Counter_Changed = FALSE;
//         EA = 1;
//     }

/*
    if ( IRQ_FLAGS != 0)
    {
        FPGA_Get_Counters();

```

```

    }
*/

}
}

//-----
// Initialization Subroutines
//-----

//-----
// Timer4_Init
//-----
//
// Return Value : None
// Parameters   : None
//
// This function configures Timer4 as a 16-bit reload timer, interrupt enabled.
// Using the SYSCLK at 16MHz/8 with a 1:12 prescaler.
//
// Note: The Timer4 uses a 1:12 prescaler. If this setting changes, the
// TIMER_PRESCALER constant must also be changed.
//-----
void Timer4_Init(void)
{
    char SFRPAGE_SAVE = SFRPAGE;           // Save Current SFR page

    SFRPAGE = TMR4_PAGE;                   // Set SFR page

    TMR4CF   = 0x08;                       // SYSCLK/1 as Timer Clock
    TMR4CN = 0x04;                         // Enable Timer4 in auto-reload mode
    EIE2 |= 0x04;                          // Timer4 interrupt enabled

    SFRPAGE = SFRPAGE_SAVE;               // Restore SFR page
}

//-----
// UART0_Init   Variable baud rate, Timer 2, 8-N-1
//-----
//
// Return Value : None
// Parameters   : None
//
// Configure UART0 for operation at <BAUDRATE> 8-N-1 using Timer2 as
// baud rate source.
//-----
void UART0_Init (void)
{
    char SFRPAGE_SAVE;

    SFRPAGE_SAVE = SFRPAGE;               // Preserve SFRPAGE

    SFRPAGE = TMR2_PAGE;

    TMR2CN = 0x00;                        // Timer in 16-bit auto-reload up timer
                                        // mode
    TMR2CF = 0x08;                        // SYSCLK is time base; no output;
                                        // up count only
    RCAP2 = - ((long) SYSTEMCLOCK/BAUDRATE/16);
    TMR2 = RCAP2;
}

```



```

TR2= 1;                                     // Start Timer2

SFRPAGE = UART0_PAGE;

SCON0 = 0x50;                               // 8-bit variable baud rate;
                                           // 9th bit ignored; RX enabled
                                           // clear all flags
SSTA0 = 0x15;                               // Clear all flags; enable baud rate
                                           // doubler (not relevant for these
                                           // timers);
                                           // Use Timer2 as RX and TX baud rate
                                           // source;

ES0 = 1;
IP |= 0x10;
SFRPAGE = SFRPAGE_SAVE;                     // Restore SFRPAGE
}

//-----
// Interrupt Service Routines
//-----

//-----
// Timer4_ISR
//-----
void Timer4_ISR (void) interrupt 16
{
    SysCounter++;
    if (SysCounter == 0) {
        if (Mode == FPGA_MODE_MANUAL) PWM_Disable();
    };

    TF4 = 0;                                 // Reset Interrupt
}

//-----
// UART0_Interrupt
//-----
void UART0_Interrupt (void) interrupt 4
{
    char SFRPAGE_SAVE = SFRPAGE;             // Save Current SFR page

    SFRPAGE = UART0_PAGE;

    if (RIO == 1)
    {
        RIO = 0;
        EnQueue(SBUF0);
    }

    if (TIO == 1)                             // Check if
transmit flag is set
    {
        TIO = 0;
        if (TxSendCounter < TxBufferLength) // If buffer not empty
        {
            SBUF0 = TxBuffer[TxSendCounter];
            TxSendCounter++;
        }
        else
        {

```

```

        Tx_Ready = 1;                                // Transmission
complete    }
    }

    SFRPAGE = SFRPAGE_SAVE;                          // Restore SFR page
}

//-----
// /INT0 ISR
//-----
void INT0_ISR (void) interrupt 0
{
    char SFRPAGE_SAVE = SFRPAGE;                    // Save Current SFR page

    SFRPAGE = CONFIG_PAGE;                          // Set SFR page
    //LED = LED;
    // FPGA_GetIFlags();
    // FPGA_Counter_Changed = TRUE;

    SFRPAGE = SFRPAGE_SAVE;                          // Restore SFR page
}

void InitWake()
{
    FrameSynchronized = FALSE;
    RxFrameCRCErrorsCounter = 0;
}

void InitQueue()
{
    QUEUE_Head = 0;
    QUEUE_Tail = 0;
    QUEUE_Counter = 0;
}

#pragma disable
unsigned char EnQueue(unsigned char Byte)
{
    //printf ("EnQueue. Byte = %bx\n",Byte);

    if ( QUEUE_Counter >= sizeof(QUEUE_Buffer) ) return 0;
    QUEUE_Buffer[QUEUE_Tail++] = Byte;
    QUEUE_Tail &= 0x7F;
    //EA = 0;
    QUEUE_Counter++;
    //EA = 1;
    return 1;
}

#pragma disable
unsigned char DeQueue()
{
    unsigned char Result;
    if ( QUEUE_Counter == 0 ) return 0;
    Result = QUEUE_Buffer[QUEUE_Head++];
}

```

```
//printf ("DeQueue. Byte = %bx\n",Result);  
  
QUEUE_Head &= 0x7F;  
//EA = 0;  
QUEUE_Counter--;  
//EA = 1;  
return Result;  
}
```

```
//-----  
// End Of File  
//-----
```

Додаток Д.

Фрагменти програмного коду ПЛІС блоку керування

```

-----
--
-- Company:
-- Engineer:          Yuriy Pasternak (Yuriy.Pasternak@gmail.com)
--
-- Create Date:      13:26:54 27.06.2009
-- Design Name:
-- Module Name:      Channel - Behavioral
-- Project Name:     Hexapod
-- Target Devices:   Spartan 3E (xc3s250e-4vq100)
-- Tool versions:    ISE 10.1.03 - WebPACK
-- Description:
--
-- Dependencies:
--
-- Revision:
-- Revision 0.01 - File Created
-- Additional Comments:
--
-- Модуль що роалізує в собі поняття канал (Channel.vhd)
--
-- Адресація внутрішніх регістрів:
--   "00" - Молодший байт регістра лічильника імпульсів з датчика актуатора
--   "01" - Старший байт регістра лічильника імпульсів з датчика актуатора
--   "10" - Регістр скваженості ШИМ контролера
--   "11" - Не задіяно
--
-- УВАГА! Запис в регістр лічильника датчика актуатора ОБОВ'ЯЗОВО потрібно
-- проводити в такій послідовності:
--   1. записати старший байт по адресу "01"
--   2. записати молодший байт по адресу "00"
-- Після запису молодшого байта дані безпосередньо записуються у лічильник
--
-- ШИМ контролер: Генерує широтно-імпульсно модульований сигнал із
дискретизацією 7 біт.
--           8-ий біт регістра скваженості ШИМ контролера вказує на
полярність
--           генерації ШИМ сигналу та на напрям рахунку лічильника
імпульсів
--           датчика актуатора. Логіка ШИМ реалізована так, що у регістер
ШИМ контролера
--           можна записувати дані типу "signed char" (-128 .. 0 .. 127).
--           Значення -128 - Максимально-можливий обертовий момент у
від'ємному напрямку DIR = 1; SPD = 0
--           Значення 0 - Немає генерації DIR = SPD = 0;
--           Значення 127 - Максимально-можливий обертовий момент у
додатньому напрямку DIR = 0; SPD = 1;
--
--           Частота генерації ШИМ рівна вхідній (CLK) розділеній на 128
-----
--
library IEEE;

```

```

use IEEE.STD_LOGIC_1164.ALL;
use IEEE.STD_LOGIC_ARITH.ALL;
use IEEE.STD_LOGIC_UNSIGNED.ALL;
--use IEEE.STD_LOGIC_SIGNED.ALL;

---- Uncomment the following library declaration if instantiating
---- any Xilinx primitives in this code.
--library UNISIM;
--use UNISIM.VComponents.all;

--How we 'talk' to the outside world:
entity Channel is
    Port ( CLK : in  STD_LOGIC;           -- Clock Input
          RST : in  STD_LOGIC;           -- Reset Input
          CS  : in  STD_LOGIC;           -- Chip Select
          WE  : in  STD_LOGIC;           -- Write

Enable
          Hold : in  STD_LOGIC;           -- Hold 16 bit
counter data in latch during read cycle
          Addr : in  STD_LOGIC_VECTOR (3 downto 0); -- Data
Register Address Selector
          DataIn : in  STD_LOGIC_VECTOR (7 downto 0); -- Input Data
Register
          DataOut : out STD_LOGIC_VECTOR (7 downto 0); -- Output Data
Register

          PWM_SpdOut : out  STD_LOGIC;           -- PWM Speed
Output Signal
          PWM_DirOut : out  STD_LOGIC;           -- PWM
Direction Output Signal
          IRQ : out  STD_LOGIC;           -- IRQ Output
Signal
          Sensor_Clock : in  STD_LOGIC;           -- Sensor Clock

          SetupErrorFl : out  STD_LOGIC);

end Channel;

--What we 'do':
architecture Behavioral of Channel is

    component Debouncer
    port ( CLK : in  STD_LOGIC;           -- Clock Input
          PB : in  STD_LOGIC;           -- Is the
glitched, asynchronous, active low push-button signal
          PB_STATE : out  STD_LOGIC;           -- 1 while the
push-button is active (down)
          PB_DOWN : out  STD_LOGIC;           -- 1 when the
push-button goes down (just pushed)
          PB_UP : out  STD_LOGIC);           -- 1 when the
push-button goes up (just released)
    end component;

    signal PWM_Clock : std_logic;           -- Сигнал
тактування ШИМ контролера
    signal PWM_Value : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00"; -- Регістр для
зберігання величини скваженості ШИМ контролера
    signal PWM_Cntr : std_logic_vector (6 downto 0) := "0000000"; -- Лічильник
скваженості ШИМ контролера
    signal PWM_Out : std_logic := '0';     -- Сигнал на
виході ШИМ контролера

```

```

signal Direction : STD_LOGIC := '0'; -- Індикатор
напряму рiхунку лiчильника та полярностi ШИМ
signal Cntrl6InBuf : std_logic_vector (15 downto 0) := x"0000";-- Буфер
запису лiчильника даних датчика актуатора
signal Cntrl6OutBuf : std_logic_vector (15 downto 0); -- Тимчасовий
буфер зчитування даних лiчильника датчика актуатора
signal Cntrl6 : std_logic_vector (15 downto 0) := x"0000"; -- Лiчильник
даних датчика актуатора
signal CntrlRQ : std_logic := '0'; -- Сигнал
переривання (зміна значення лiчильника датчика актуатора)

signal SensorFCLK : std_logic := '0'; --
signal SensorFUP : std_logic := '0'; --
signal SensorFDOWN : std_logic := '0'; --
signal SensorEvent : std_logic := '0'; --

-- signal Count8b : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00"; -- Лiчильник
для подiльника частоти

signal CtrlStatusReg : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00";
signal PWMInBuf : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00";

signal Reference16InBuf : std_logic_vector (15 downto 0) := x"0000";
signal Reference16 : std_logic_vector (15 downto 0) := x"0000";

signal SpdController : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00";
signal ControlValue : integer range -65535 to 65535 := 0;
signal SetupError : integer range -65535 to 65535 := 0;
signal ErrorAmpOut : integer range -65535 to 65535 := 0;

signal Speed : std_logic_vector (7 downto 0) := x"00";
signal ErrorAmpReg : std_logic_vector (7 downto 0) := x"0A"; -- 0x0A = 10;
signal CVShift : std_logic_vector (7 downto 0) := x"19"; -- 0x19 = 25;

signal SetupErrorFlag : std_logic := '0'; -- Сигнал ....

```

begin

```

iDebouncer: Debouncer
PORT MAP (
    CLK => CLK,
    PB => Sensor_Clock,
    PB_STATE => SensorFCLK,
    PB_DOWN => SensorFDOWN,
    PB_UP => SensorFUP);

```

-- Реалiзацiя логiки доступу до ресурсiв каналу Актуатора

-- Зчитування iнформацiї iз шини даних у внутрiшнi регiстри
cpu_write : **process**(CLK, RST)

begin

```

if RST = '1' then
    Cntrl6InBuf <= (others => '0');
    Reference16InBuf <= (others => '0');
    PWMInBuf <= (others => '0');
    Speed <= (others => '0');
    ErrorAmpReg <= x"01";
    CVShift <= (others => '0');
    CtrlStatusReg <= (others => '0');

```

```

elsif rising_edge(CLK) then
    if CS = '0' and WE = '0' then
        case Addr is
            when "0000" => Cntrl16InBuf(7 downto 0) <= DataIn(7 downto 0);
            when "0001" => Cntrl16InBuf(15 downto 8) <= DataIn(7 downto 0);
            when "0010" => Reference16InBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto
0);
            when "0011" => Reference16InBuf(15 downto 8) <= DataIn (7 downto
0);
            when "0100" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            when "0101" => Speed(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            when "0110" => ErrorAmpReg(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            when "0111" => CVShift(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1000" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1001" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1010" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1011" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1100" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1101" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1110" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            --when "1111" => PWMInBuf(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
            when others => CtrlStatusReg(7 downto 0) <= DataIn (7 downto 0);
        end case;
    end if;
end if;
end process;

```

-- Забезпечення можливості читання внутрішніх регістрів Центральним Процесором
cpu_read : **process**(CS, Addr, Cntrl16OutBuf, Reference16, PWM_Value, Speed,
ErrorAmpReg, CVShift, CtrlStatusReg)

```

begin
    DataOut <= (others => '0');
    if CS = '0' then
        case Addr is
            when "0000" => DataOut(7 downto 0) <= Cntrl16OutBuf (7 downto 0);
            when "0001" => DataOut(7 downto 0) <= Cntrl16OutBuf (15 downto 8);
            when "0010" => DataOut(7 downto 0) <= Reference16(7 downto 0);
            when "0011" => DataOut(7 downto 0) <= Reference16(15 downto 8);
            when "0100" => DataOut(7 downto 0) <= PWM_Value(7 downto 0);
            when "0101" => DataOut(7 downto 0) <= Speed(7 downto 0);
            when "0110" => DataOut(7 downto 0) <= ErrorAmpReg(7 downto 0);
            when "0111" => DataOut(7 downto 0) <= CVShift(7 downto 0);
            --when "1000" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1001" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1010" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1011" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1100" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1101" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1110" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            --when "1111" => DataOut(7 downto 0) <= PWMInBuf (7 downto 0);
            when others => DataOut(7 downto 0) <= CtrlStatusReg(7 downto 0);
        end case;
    end if;
end process;

```

-- Зберігаємо значення лічильника датчика актуатора з метою забезпечення
цілісності даних при зчитуванні
-- старшого і молодшого значущого байта.

```

data_hold : process (Hold)
begin

```

```

    if falling_edge(Hold) then
        Cntrl6OutBuf <= Cntrl6;
    end if;
end process;

-----
-- Реалізація ШИМ контролера
-----

PWM_Value <= PWMInBuf when CtrlStatusReg(7) = '0' else SpdController;

-----
-- Генерація тактових імпульсів для ШИМ контролера
-----

-- process (CLK)
-- begin
--   if (CLK = '1' and CLK'event) then
--       Count8b <= Count8b + '1';
--   end if;
-- end process;

-- PWM_Clock <= Count8b(7);
PWM_Clock <= CLK;
Direction <= PWM_Value(7);

process (PWM_Clock, RST)
begin
    if (RST = '1') then
        PWM_Cntr <= (others => '0');
    elsif rising_edge(PWM_Clock) then
        PWM_Cntr <= PWM_Cntr + '1';
    end if;
end process;

process (PWM_Clock, Direction, PWM_Value)
begin
    if falling_edge(PWM_Clock) then

        if (PWM_Cntr(6 downto 0) < PWM_Value(6 downto 0)) or (PWM_Value(6 downto
0) = "1111111")
            then PWM_Out <= '1';
            else PWM_Out <= '0';
            end if;

--         if (Direction = '0') then
--             -- Додатній напрям
--             if (PWM_Cntr(6 downto 0) < PWM_Value(6 downto 0)) or (PWM_Value(6
downto 0) = "1111111")
--                 then PWM_Out <= '1';
--                 else PWM_Out <= '0';
--             end if;
--         else
--             -- Відємний напрям
--             if (PWM_Cntr(6 downto 0) < PWM_Value(6 downto 0))
--                 then PWM_Out <= '1';
--                 else PWM_Out <= '0';
--             end if;
--         end if;

        end if;

    end if;
end process;

```



```
end process;
```

```
process (PWM_Clock, RST, PWM_Out, Direction)
begin
```

```
    if RST = '1' then
        PWM_SpdOut <= '0';
        PWM_DirOut <= '0';
    elsif rising_edge(PWM_Clock) then
        if Direction = '0' then
            PWM_SpdOut <= PWM_Out;
            PWM_DirOut <= Direction;
        else
            PWM_SpdOut <= not Direction;
            PWM_DirOut <= not PWM_Out;
        end if;
    end if;
end process;
```

```
end process;
```

```
-----
-- Реалізація реверсивного 16 бітного лічильника
-----
```

```
SensorEvent <= SensorFCLK; --SensorFUP xor SensorFDOWN;
```

```
process (CS, Addr, WE, Hold, SensorEvent, Direction, Cntrl6InBuf)
begin
```

```
    if CS = '0' and Addr = "0000" and WE = '0' then
        Cntrl6 <= Cntrl6InBuf;
    elsif rising_edge(SensorEvent) then
        if (Direction = '1')
            then Cntrl6 <= Cntrl6 - '1';
            else Cntrl6 <= Cntrl6 + '1';
        end if;
        CntrlIRQ <= not CntrlIRQ;
    end if;
end process;
```

```
end process;
```

```
IRQ <= CntrlIRQ;
```

```
-----
-- Реалізація регулятора
-----
```

```
--Referencel6 <= Referencel6InBuf when (CS = '0' and Addr = "0010" and WE = '0');
```

```
process(CLK, CS, Addr, WE, Referencel6InBuf)
begin
```

```
    if rising_edge(CLK) then
        if (CS = '0' and Addr = "0010" and WE = '0') then
            Referencel6 <= Referencel6InBuf;
        end if;
    end if;
end process;
```

```
end process;
```

```
SetupError <= conv_integer(Referencel6) - conv_integer(Cntrl6);
--SetupError <= conv_integer(Referencel6 - Cntrl6);
```

```
process (SetupError)
```

```

begin
-- if SetupError = 0 then
--     ErrorAmpOut <= 0;
-- elsif SetupError > 0 then
--     ErrorAmpOut <= SetupError * conv_integer(ErrorAmpReg) +
conv_integer(CVShift);
-- else
--     ErrorAmpOut <= SetupError * conv_integer(ErrorAmpReg) -
conv_integer(CVShift);
-- end if;

    if SetupError = 0 then
        ControlValue <= 0;
    elsif SetupError > 0 then
        ControlValue <= SetupError * 10 + 20;
    else
        ControlValue <= SetupError * 10 - 20;
    end if;

end process;

--ControlValue <= conv_integer(Speed) + ErrorAmpOut;
--ControlValue <= ErrorAmpOut;

process (ControlValue)
begin
    if ControlValue > 122 then
        SpdController <= conv_std_logic_vector( 122, 8 );
    elsif ControlValue < -123 then
        SpdController <= conv_std_logic_vector( -123, 8 );
    else
        SpdController <= conv_std_logic_vector( ControlValue, 8 );
    end if;
end process;

-- Реалізація регулятора
SetupErrorFl <= SetupErrorFlag;

process (SetupError)
begin
    if (SetupError > -10) and (SetupError < +10) then
        SetupErrorFlag <= '1';
    else
        SetupErrorFlag <= '0';
    end if;
end process;

end Behavioral;

```

Фрагменти програмного коду комп'ютерної програми

Лістинг Е.1 – Програмна реалізація основного модуля обчислень що входить до складу програми керування та програми моделювання роботи ОПП паралельної структури. Модуль uHexapod.pas

```

{*****}
{***   Класи для побудови моделі Hexapod'a.           ***}
{***   TActuator                                     ***}
{***   THexapod                                       ***}
{***                                               ***}
{*****}
{*** Автор - Пастернак Ю.В.   [admin@y32.te.ua]       ***}
{*****}

unit uHexapod;

interface

uses
  Windows, Classes, OpenGL, uMath;

const
  ActuatorMin = 20;
  ActuatorMax = 50;

//=====
type
  TActuator = class
  private
    FP0: T3DPoint;      // Fixed point;
    FP1: T3DPoint;      // Free point;
    FLength: GLfloat;   // Actuator Length
    FMin: GLfloat;      // Actuator Min Position
    FMax: GLfloat;      // Actuator Max Position
  procedure CalculateActuatorLength;
  protected
  procedure SetP0(Point: T3DPoint);
  procedure SetP1(Point: T3DPoint);
  public
  property P0: T3DPoint read FP0 write SetP0;
  property P1: T3DPoint read FP1 write SetP1;
  property Length: GLfloat read FLength;
  property Min: GLfloat read FMin write FMin;
  property Max: GLfloat read FMax write FMax;
  constructor Create;
  destructor Destroy; override;
  published

  end;

//=====
type

```

```

TActuators = array [0..5] of TActuator;
THexagon = array [0..5] of T3DPoint;

//=====
type
  THexapod = class
    private
      nT, nRx, nRy, Rz, pRy, pRx, pT: T3DMatrix;
      TransformationMatrix: T3DMatrix;
      FPivotPoint: T3DPoint;
      FRotationVector: T3DPoint;
      FAzimuth: GLfloat;
      FElevation: GLfloat;
      FTwist: GLfloat;
      FFixedPivotPoint: Boolean;
      FPlane0: array [0..2] of T3DPoint;
      FPlane1: array [0..2] of T3DPoint;
      FHexapod0: array [0..5] of T3DPoint;
      FHexapod1: array [0..5] of T3DPoint;
      FHexapodLength: array [1..6] of GLfloat;
      FActuators: TActuators;
      FHexagon: THexagon;
      procedure SetAzimuth(Azimuth: GLfloat);
      procedure SetElevation(Elevation: GLfloat);
      procedure CalculateActuatorLength();
    protected

    public
      constructor Create;
      destructor Destroy; override;
      procedure InitializeDimensions();
      procedure ShiftPivotPoint();
      procedure InitializeTransformationMatrix();
      procedure CalculateRotation();
      procedure CalculateHexagon();

      property PivotPoint: T3DPoint read FPivotPoint write FPivotPoint;
      property RotationVector: T3DPoint read FRotationVector write
FRotationVector;
      property Azimuth: GLfloat read FAzimuth write SetAzimuth;
      property Elevation: GLfloat read FElevation write SetElevation;
      property Twist: GLfloat read FTwist write FTwist;
      property FixedPivotPoint: Boolean read FFixedPivotPoint write
FFixedPivotPoint;
      property Plane0_P1: T3DPoint read FPlane0[0] write FPlane0[0];
      property Plane0_P2: T3DPoint read FPlane0[1] write FPlane0[1];
      property Plane0_P3: T3DPoint read FPlane0[2] write FPlane0[2];
      property Plane1_P1: T3DPoint read FPlane1[0] write FPlane1[0];
      property Plane1_P2: T3DPoint read FPlane1[1] write FPlane1[1];
      property Plane1_P3: T3DPoint read FPlane1[2] write FPlane1[2];
      property Hexapod0_P1: T3DPoint read FHexapod0[0] write FHexapod0[0];
      property Hexapod0_P2: T3DPoint read FHexapod0[1] write FHexapod0[1];
      property Hexapod0_P3: T3DPoint read FHexapod0[2] write FHexapod0[2];
      property Hexapod0_P4: T3DPoint read FHexapod0[3] write FHexapod0[3];
      property Hexapod0_P5: T3DPoint read FHexapod0[4] write FHexapod0[4];
      property Hexapod0_P6: T3DPoint read FHexapod0[5] write FHexapod0[5];
      property Hexapod1_P1: T3DPoint read FHexapod1[0] write FHexapod1[0];
      property Hexapod1_P2: T3DPoint read FHexapod1[1] write FHexapod1[1];
      property Hexapod1_P3: T3DPoint read FHexapod1[2] write FHexapod1[2];
      property Hexapod1_P4: T3DPoint read FHexapod1[3] write FHexapod1[3];
      property Hexapod1_P5: T3DPoint read FHexapod1[4] write FHexapod1[4];
      property Hexapod1_P6: T3DPoint read FHexapod1[5] write FHexapod1[5];

```

```

    property HexapodLength_1: GLfloat read FHexapodLength[1] write
FHexapodLength[1];
    property HexapodLength_2: GLfloat read FHexapodLength[2] write
FHexapodLength[2];
    property HexapodLength_3: GLfloat read FHexapodLength[3] write
FHexapodLength[3];
    property HexapodLength_4: GLfloat read FHexapodLength[4] write
FHexapodLength[4];
    property HexapodLength_5: GLfloat read FHexapodLength[5] write
FHexapodLength[5];
    property HexapodLength_6: GLfloat read FHexapodLength[6] write
FHexapodLength[6];
    property Hexagon: THexagon read FHexagon;
    property Actuators: TActuators read FActuators write FActuators;
end;
implementation

{ TActuator }

procedure TActuator.CalculateActuatorLength;
begin
FLength := 100*sqrt(sqr(FP1.X - FP0.X) + sqr(FP1.Y - FP0.Y) + sqr(FP1.Z -
FP0.Z));
end;

constructor TActuator.Create;
begin
    inherited;
    FMin := ActuatorMin;
    FMax := ActuatorMax;

end;

destructor TActuator.Destroy;
begin

    inherited;
end;

procedure TActuator.SetP0(Point: T3DPoint);
begin
FP0 := Point;
CalculateActuatorLength;
end;

procedure TActuator.SetP1(Point: T3DPoint);
begin
FP1 := Point;
CalculateActuatorLength;
end;

{ THexapod }

constructor THexapod.Create;
var i: integer;
begin
    inherited;
    FPivotPoint.X := 0.0;
    FPivotPoint.Y := 0.3;
    FPivotPoint.Z := 0.0;
    FRotationVector.X := 1.0;
    FRotationVector.Y := 0.0;

```

```

    FRotationVector.Z := 1.0;
    Elevation := 90;
    Azimuth := 0;
    FFixedPivotPoint := true;
    CalculateRotation;
for i:=0 to 5 do
    FActuators[i] := TActuator.Create;
end;

destructor THexapod.Destroy;
var i: integer;
begin
    for i:=0 to 5 do FActuators[i].Free;
    inherited;
end;

procedure THexapod.InitializeDimensions;
begin
    // всі розміри в метрах
    FPlane0[0].X := 0.3464102;
    FPlane0[0].Y := 0.0;
    FPlane0[0].Z := 0.0;
    FPlane0[1].X := -0.1732051;
    FPlane0[1].Y := 0.0;
    FPlane0[1].Z := 0.3;
    FPlane0[2].X := -0.1732051;
    FPlane0[2].Y := 0.0;
    FPlane0[2].Z := -0.3;

    FPlane1[0].X := 0.23094010767585041; // 230.94010767585041 mm
    FPlane1[0].Y := 0; // 0.3;
    FPlane1[0].Z := 0.0;
    FPlane1[1].X := -0.11547005383792499; // -115.47005383792499 mm
    FPlane1[1].Y := 0; // 0.3;
    FPlane1[1].Z := 0.2;
    FPlane1[2].X := -0.11547005383792499; // -115.47005383792499 mm
    FPlane1[2].Y := 0; // 0.3;
    FPlane1[2].Z := -0.2;
end;

procedure THexapod.InitializeTransformationMatrix;
var d: GLfloat;
    i,j: Integer;
    ElevationRad: GLfloat;
begin
    Normalize(FRotationVector.X, FRotationVector.Y, FRotationVector.Z);
    d:= S2(FRotationVector.Z, FRotationVector.Y);

    ElevationRad := deg2rad(FElevation);

    nT[0][0]:= 1; nT[1][0]:= 0; nT[2][0]:= 0; nT[3][0] := -FPivotPoint.X;
    nT[0][1]:= 0; nT[1][1]:= 1; nT[2][1]:= 0; nT[3][1] := -FPivotPoint.Y;
    nT[0][2]:= 0; nT[1][2]:= 0; nT[2][2]:= 1; nT[3][2] := -FPivotPoint.Z;
    nT[0][3]:= 0; nT[1][3]:= 0; nT[2][3]:= 0; nT[3][3] := 1;

    nRx[0][0]:= 1; nRx[1][0]:= 0; nRx[2][0] := 0;
    nRx[3][0] := 0;
    nRx[0][1]:= 0; nRx[1][1]:= FRotationVector.Z/d; nRx[2][1] := -
    FRotationVector.Y/d; nRx[3][1] := 0;
    nRx[0][2]:= 0; nRx[1][2]:= FRotationVector.Y/d; nRx[2][2] :=
    FRotationVector.Z/d; nRx[3][2] := 0;

```

```

nRx[0][3]:= 0; nRx[1][3]:= 0; nRx[2][3] := 0;
nRx[3][3] := 1;

nRy[0][0]:= d; nRy[1][0]:= 0; nRy[2][0] := -
FRotationVector.X; nRy[3][0] := 0;
nRy[0][1]:= 0; nRy[1][1]:= 1; nRy[2][1] := 0;
nRy[3][1] := 0;
nRy[0][2]:= FRotationVector.X; nRy[1][2]:= 0; nRy[2][2] := d;
nRy[3][2] := 0;
nRy[0][3]:= 0; nRy[1][3]:= 0; nRy[2][3] := 0;
nRy[3][3] := 1;

//Rz[0][0]:= Cos(ElevationRad); Rz[1][0]:= -Sin(ElevationRad); Rz[2][0] :=
0; Rz[3][0] := 0;
//Rz[0][1]:= Sin(ElevationRad); Rz[1][1]:= Cos(ElevationRad); Rz[2][1] :=
0; Rz[3][1] := 0;
//Rz[0][2]:= 0; Rz[1][2]:= 0; Rz[2][2] :=
1; Rz[3][2] := 0;
//Rz[0][3]:= 0; Rz[1][3]:= 0; Rz[2][3] :=
0; Rz[3][3] := 1;

Rz[0][0]:= Sin(ElevationRad); Rz[1][0]:= -Cos(ElevationRad); Rz[2][0] := 0;
Rz[3][0] := 0;
Rz[0][1]:= Cos(ElevationRad); Rz[1][1]:= Sin(ElevationRad); Rz[2][1] := 0;
Rz[3][1] := 0;
Rz[0][2]:= 0; Rz[1][2]:= 0; Rz[2][2] :=
1; Rz[3][2] := 0;
Rz[0][3]:= 0; Rz[1][3]:= 0; Rz[2][3] :=
0; Rz[3][3] := 1;

pRy[0][0]:= d; pRy[1][0]:= 0; pRy[2][0] :=
FRotationVector.X; pRy[3][0] := 0;
pRy[0][1]:= 0; pRy[1][1]:= 1; pRy[2][1] := 0;
pRy[3][1] := 0;
pRy[0][2]:= -FRotationVector.X; pRy[1][2]:= 0; pRy[2][2] := d;
pRy[3][2] := 0;
pRy[0][3]:= 0; pRy[1][3]:= 0; pRy[2][3] := 0;
pRy[3][3] := 1;

pRx[0][0]:= 1; pRx[1][0]:= 0; pRx[2][0] := 0;
pRx[3][0] := 0;
pRx[0][1]:= 0; pRx[1][1]:= FRotationVector.Z/d; pRx[2][1] :=
FRotationVector.Y/d; pRx[3][1] := 0;
pRx[0][2]:= 0; pRx[1][2]:= -FRotationVector.Y/d; pRx[2][2] :=
FRotationVector.Z/d; pRx[3][2] := 0;
pRx[0][3]:= 0; pRx[1][3]:= 0; pRx[2][3] := 0;
pRx[3][3] := 1;

pT[0][0]:= 1; pT[1][0]:= 0; pT[2][0]:= 0; pT[3][0] := FPivotPoint.X;
pT[0][1]:= 0; pT[1][1]:= 1; pT[2][1]:= 0; pT[3][1] := FPivotPoint.Y;
pT[0][2]:= 0; pT[1][2]:= 0; pT[2][2]:= 1; pT[3][2] := FPivotPoint.Z;
pT[0][3]:= 0; pT[1][3]:= 0; pT[2][3]:= 0; pT[3][3] := 1;

for i:=0 to 3 do
  for j:=0 to 3 do
    TransformationMatrix[i][j] := 0;

for i:=0 to 3 do
  for j:=0 to 3 do
    if i = j then TransformationMatrix[i][j] := 1;

```

```

//TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, nT);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, nRx);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, nRy);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, Rz);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, pRy);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, pRx);
TransformationMatrix := MulMatrix(TransformationMatrix, pT);
end;

procedure THexapod.CalculateRotation;
var P, Pr: T3DPoint;
    i: Integer;
begin
    FPivotPoint.X := 0.0;
    FPivotPoint.Y := 0.3;
    FPivotPoint.Z := 0.0;
if not FFixedPivotPoint then ShiftPivotPoint;

    InitializeDimensions;
    InitializeTransformationMatrix;

for i:=0 to 2 do
    begin
        P.X := FPlane1[i].X;
        P.Y := FPlane1[i].Y;
        P.Z := FPlane1[i].Z;

        Pr := MulPointVsMatrix(P, TransformationMatrix);
        FPlane1[i].X := Pr.X;
        FPlane1[i].Y := Pr.Y;
        FPlane1[i].Z := Pr.Z;
    end;

    CalculateActuatorLength;
    CalculateHexagon;

end;

procedure THexapod.CalculateActuatorLength;
var X,Y,Z: GLfloat;
    i: Integer;
begin
    X:= FPlane0[1].X;
    Y:= FPlane0[1].Y;
    Z:= FPlane0[1].Z;
    ScaleVector(FPlane0[0].X, FPlane0[0].Y, FPlane0[0].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
    FHexapod0[0].X := X;
    FHexapod0[0].Y := Y;
    FHexapod0[0].Z := Z;

    X:= FPlane0[0].X;
    Y:= FPlane0[0].Y;
    Z:= FPlane0[0].Z;
    ScaleVector(FPlane0[1].X, FPlane0[1].Y, FPlane0[1].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
    FHexapod0[1].X := X;
    FHexapod0[1].Y := Y;
    FHexapod0[1].Z := Z;

    X:= FPlane0[2].X;
    Y:= FPlane0[2].Y;
    Z:= FPlane0[2].Z;

```



```

ScaleVector(FPlane0[1].X, FPlane0[1].Y, FPlane0[1].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
FHexapod0[2].X := X;
FHexapod0[2].Y := Y;
FHexapod0[2].Z := Z;

X:= FPlane0[1].X;
Y:= FPlane0[1].Y;
Z:= FPlane0[1].Z;
ScaleVector(FPlane0[2].X, FPlane0[2].Y, FPlane0[2].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
FHexapod0[3].X := X;
FHexapod0[3].Y := Y;
FHexapod0[3].Z := Z;

X:= FPlane0[0].X;
Y:= FPlane0[0].Y;
Z:= FPlane0[0].Z;
ScaleVector(FPlane0[2].X, FPlane0[2].Y, FPlane0[2].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
FHexapod0[4].X := X;
FHexapod0[4].Y := Y;
FHexapod0[4].Z := Z;

X:= FPlane0[2].X;
Y:= FPlane0[2].Y;
Z:= FPlane0[2].Z;
ScaleVector(FPlane0[0].X, FPlane0[0].Y, FPlane0[0].Z, X, Y, Z, 0.2166666);
FHexapod0[5].X := X;
FHexapod0[5].Y := Y;
FHexapod0[5].Z := Z;
X:= FPlane1[1].X;
Y:= FPlane1[1].Y;
Z:= FPlane1[1].Z;
ScaleVector(FPlane1[0].X, FPlane1[0].Y, FPlane1[0].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[0].X := X;
FHexapod1[0].Y := Y;
FHexapod1[0].Z := Z;

X:= FPlane1[0].X;
Y:= FPlane1[0].Y;
Z:= FPlane1[0].Z;
ScaleVector(FPlane1[1].X, FPlane1[1].Y, FPlane1[1].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[1].X := X;
FHexapod1[1].Y := Y;
FHexapod1[1].Z := Z;

X:= FPlane1[2].X;
Y:= FPlane1[2].Y;
Z:= FPlane1[2].Z;
ScaleVector(FPlane1[1].X, FPlane1[1].Y, FPlane1[1].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[2].X := X;
FHexapod1[2].Y := Y;
FHexapod1[2].Z := Z;

X:= FPlane1[1].X;
Y:= FPlane1[1].Y;
Z:= FPlane1[1].Z;
ScaleVector(FPlane1[2].X, FPlane1[2].Y, FPlane1[2].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[3].X := X;
FHexapod1[3].Y := Y;
FHexapod1[3].Z := Z;

```

```

X:= FPlane1[0].X;
Y:= FPlane1[0].Y;
Z:= FPlane1[0].Z;
ScaleVector(FPlane1[2].X, FPlane1[2].Y, FPlane1[2].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[4].X := X;
FHexapod1[4].Y := Y;
FHexapod1[4].Z := Z;

X:= FPlane1[2].X;
Y:= FPlane1[2].Y;
Z:= FPlane1[2].Z;
ScaleVector(FPlane1[0].X, FPlane1[0].Y, FPlane1[0].Z, X, Y, Z, 0.4);
FHexapod1[5].X := X;
FHexapod1[5].Y := Y;
FHexapod1[5].Z := Z;

for i := 0 to 5 do
FHexapodLength[i+1] := 100*sqrt(sqr(FHexapod1[i].X - FHexapod0[i].X)+
                               sqr(FHexapod1[i].Y - FHexapod0[i].Y)+
                               sqr(FHexapod1[i].Z - FHexapod0[i].Z));
end;

procedure THexapod.CalculateHexagon;
var X,Y,Z: GLfloat;
begin
  X:= FPlane1[1].X;
  Y:= FPlane1[1].Y;
  Z:= FPlane1[1].Z;
  ScaleVector(FPlane1[0].X, FPlane1[0].Y, FPlane1[0].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
  FHexagon[0].X := X;
  FHexagon[0].Y := Y;
  FHexagon[0].Z := Z;

  X:= FPlane1[0].X;
  Y:= FPlane1[0].Y;
  Z:= FPlane1[0].Z;
  ScaleVector(FPlane1[1].X, FPlane1[1].Y, FPlane1[1].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
  FHexagon[1].X := X;
  FHexagon[1].Y := Y;
  FHexagon[1].Z := Z;

  X:= FPlane1[2].X;
  Y:= FPlane1[2].Y;
  Z:= FPlane1[2].Z;
  ScaleVector(FPlane1[1].X, FPlane1[1].Y, FPlane1[1].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
  FHexagon[2].X := X;
  FHexagon[2].Y := Y;
  FHexagon[2].Z := Z;

  X:= FPlane1[1].X;
  Y:= FPlane1[1].Y;
  Z:= FPlane1[1].Z;
  ScaleVector(FPlane1[2].X, FPlane1[2].Y, FPlane1[2].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
  FHexagon[3].X := X;
  FHexagon[3].Y := Y;
  FHexagon[3].Z := Z;

  X:= FPlane1[0].X;
  Y:= FPlane1[0].Y;

```

```

Z:= FPlane1[0].Z;
ScaleVector(FPlane1[2].X, FPlane1[2].Y, FPlane1[2].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
FHexagon[4].X := X;
FHexagon[4].Y := Y;
FHexagon[4].Z := Z;

X:= FPlane1[2].X;
Y:= FPlane1[2].Y;
Z:= FPlane1[2].Z;
ScaleVector(FPlane1[0].X, FPlane1[0].Y, FPlane1[0].Z, X, Y, Z, 0.333333333333);
FHexagon[5].X := X;
FHexagon[5].Y := Y;
FHexagon[5].Z := Z;
end;

procedure THexapod.SetAzimuth(Azimuth: GLfloat);
var Point: T3DPoint;
begin
    FAzimuth := Azimuth;
    Point.X := 100*Sin(deg2rad(FAzimuth));
    Point.Y := 0.0;
    Point.Z := 100*Cos(deg2rad(FAzimuth));
    RotationVector := Point;
end;

procedure THexapod.SetElevation(Elevation: GLfloat);
begin
if (Elevation > 10) and (Elevation <= 90) then FElevation := Elevation;
end;

end.

```