

Національний аерокосмічний університет
ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

ПОГУДІН АНДРІЙ ВОЛОДИМИРОВИЧ

УДК 533.9.07

ДИСЕРТАЦІЯ

**ФОРМУВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕКТРОНАГРІВНОЇ
РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ КОСМІЧНОГО БУКСИРА**

14 Електрична інженерія
142 Енергетичне машинобудування

Подається на здобуття наукового ступеня доктор філософії

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

_____ А. В. Погудін

Науковий керівник Губін Сергій Вікторович, кандидат технічних наук

Харків – 2020

АНОТАЦІЯ

Погудін А. В. Формування динамічних характеристик електронагрівної рушійної установки для космічного буксира. Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 «Енергетичне машинобудування», за галуззю знань (14 Електрична інженерія) – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» МОН України, Харків, 2020.

Основні результати дослідження:

Проведено аналіз розвитку та перспектив виведення групи малих космічних апаратів відповідно до виконуваних ними завдань у космічному просторі. З'ясовано, що застосування космічного буксира з електронагрівною рушійною установкою в сучасних дослідженнях космічного простору є перспективним завданням, яке включає в себе дотримання вимог зміни орбітальної позиції, відносно опорної, з допустимим неузгодженням кутового положення вектору тяги, часом роботи і обмеженням за вартістю маневру, відповідно до цільового призначення. Основною вимогою до формування є створення орбітальних позицій супутників в групі, що не мають рушійних установок, з відповідними кеплеровими елементами і орбітальним часом. Аналіз зроблено за розглядом використання і застосування базових космічних платформ, які являють собою кінцеву сукупність службових підсистем, необхідних для виконання певного завдання в космічному просторі. Найбільш масовою серед них є платформа під загальним терміном «CubeSat». Умови формування передбачають орбітальний маневр космічного буксира за допомогою рушійної установки до досягнення заданої позиції і відокремлення окремих супутників при формуванні групи. Встановлено, що важливим при застосуванні на буксирі електронагрівної рушійної установки є час підготовки до запуску, який пов'язаний з динамікою теплової підготовки бака з робочим тілом, парогенератора, двигуна, це має бути

узгоджено з живленням від бортової енергетичної установки. Таким чином, поставлена **науково-практична задача** скорочення тривалості підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки при використанні на космічному буксирі є актуальною.

Проведено огляд можливостей ракетних двигунів при застосуванні на космічному буксирі. З'ясовано, що перельоти можна здійснювати одноступінчастим комірним буксиром з хімічним ракетним двигуном, одноступінчастим комірним буксиром з електроракетним двигуном.

Проведено аналіз вимог до електроракетного двигуна та його вибору при застосуванні космічного буксира, а також аналіз можливості застосування електроракетних двигунів як безпосередньо на малих космічних апаратах, так і на буксирі.

Проведено розрахунок робочих параметрів орбіти з визначенням траси космічного буксира за обертами, що дає можливість встановити точки маневру, а також енергетичні характеристики буксиру, що характеризують залежність зміни висоти і нахилу орбіти від маси космічного буксира та значення початкового орбітального положення, що дозволило розробити концепцію використання електронагрівної рушійної установки на космічному буксирі.

Розроблено математичну модель електронагрівної рушійної установки космічного буксиру, що представляє собою систему диференціальних рівнянь та передавальних функцій з початковими та граничними умовами. Проведено чисельне моделювання у середовищі MathLab та отримано рішення, що показують можливість попередньої оцінки часу введення установки в дію для своєчасного запуску до виконання маневру. Розглянуто можливість реалізації моделі у бортовому контролері рушійної установки на прикладі Arduino, шляхом введення створеного автором алгоритму запуску-зупинки двигуна.

Проведено перевірку адекватності моделі електронагрівної рушійної установки за результатами фізичного експерименту, що проводився на експериментальній моделі електронагрівної рушійної установки з використанням стендової бази СВ-10К Міжгалузевого науково-технічного центру космічної

енергетики і двигунів кафедри 402 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ».

Вдосконалено методи і розроблено засоби експериментальних досліджень електронагрівних двигунів космічних апаратів, а саме методу вимірювання тяги, методу вимірювання витрати робочого тіла, методу вимірювання потужності, що подається на нагрівачі двигуна, парогенератора і баку та методу вимірювання вакууму в камері проведення експерименту.

Проведено аналіз обмежуючих факторів при керуванні електроракетним двигуном. Розроблено алгоритм керування електроракетним двигуном, на основі моделювання першого запуску установки з мінімізацією часу підготовки і зменшенням витрат робочого тіла та енергії.

Розроблено рекомендації, що до подальшого розвитку та використання електронагрівної рушійної установки.

Наукова новизна роботи:

а) *вдосконалено* математичну модель процесу підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску, яка отримана на базі математичних рівнянь, що описують динамічні характеристики установки, з урахуванням теплообміну та динамічних характеристик системи електрозабезпечення; зазначена модель вперше дозволила виконати аналіз впливу діючих факторів на тривалість підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску;

б) *набули подальшого розвитку* методи визначення витратно-тягових характеристик електронагрівної рушійної установки, які дозволили визначити та керувати тягою та витратою робочого тіла електронагрівної рушійної установки за рахунок застосування тензометричного тягоміра на підвісі з підвищеною дискретизацією і мінімальною апертурою, використання ресиверу великого об'єму, що підвищує точність вимірювання витрат робочого тіла, а також використання чотиризондового методу вимірювання вживаної потужності нагрівачів рушійної установки з високою швидкістю.

Практичне значення отриманих результатів роботи:

а) розроблено рекомендації щодо застосування електронагрівної рушійної установки зі скороченням тривалості попередньої підготовки бортової рушійної установки, для використання на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів шляхом орбітальних переходів від наперед заданої опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, ці рекомендації можуть бути застосовані для використання та підвищення якості проектів зі створення супутникових угруповань у доробках ДП «КБ «Південне»» за космічною програмою України;

б) розроблено концепцію використання електронагрівних рушійних установок на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів від опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, яка також може бути використана у зазначених проектних роботах;

в) на базі Міжгалузевого науково-технічного центру «Космічна енергетика та двигуни» розроблено експериментальне обладнання для вимірювання тяги електронагрівного двигуна у вакуумній камері, а також пристрої вимірювання витрат робочого тіла і визначення потужності, яка подається на нагрівальні елементи рушійної установки;

г) розроблено алгоритм підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки для скорочення етапу запуску двигуна з урахуванням потужності системи електропостачання космічного буксира і з опробуванням до реалізації на універсальному контролері, поєднаному з експериментальною електронагрівної рушійної установки.

Ключові слова: космічний буксир, електроракетна рушійна установка, електронагрівна рушійна установка, бортова рушійна установка, електронагрівний двигун, методи вимірювання.

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.
2. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (78), 74-82.
3. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки. *Авиационно-космическая техника и технология*, (3), 45-51.
4. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревного двигателя на этапе запуска. *Авиационно-космическая техника и технология*, (5), 4-11.
5. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2020). Минимизация времени подготовки рабочего тела к запуску двигательной установки с электронагревным двигателем. *Авиационно-космическая техника и технология*, (1), 4-11.
6. Kritskiy, D., Pohudina, O., Koba, S., Kritskaya, O., & Pohudin, A. (2020). Automation of the Manipulator. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 126-138). Springer, Cham.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
7. Pohudina, O., Kritskiy, D., Koba, S., & Pohudin, A. (2020). Assessing Unmanned Traffic Bandwidth. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 447-458). Springer, Cham.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_38

8. Pohudin, A., et al. (2020) Methods and means of the electrothermal arcjet thrusters of spacecraft. *Ukrainian metrological journal* (pp. 24-34).

DOI: 10.24027/2306-7039.1.2020.204197, відповідно до фахового видання України, категорія «А», згідно наказу МОН від 2.07.2020 №886.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації.

9. Погудин, А. В. (2017) Обоснование выбора среды моделирования электропитания электронагревного двигателя малых космических аппаратов. *Збірник матеріалів конференції “Всеукраїнська науково-технічна конференція Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017”*, (1), 220.

10. Погудин А. В., & Губин С. В. (2017) Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов 6-я *Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.

11. Погудин А. В. Применение космического буксира с электронагревным двигателем для повышения эффективности формирования группировки малых космических аппаратов (2019) 7-я *Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.

SUMMARY

Pohudin A.V. Formation of dynamic characteristics of electric ohmic propulsion system. Qualified scientific work on the rights of the manuscript.

Dissertation for the scientific degree of Candidate of Technical Sciences (Doctor of Philosophy) in the specialty 142 "Power Engineering", in the field of knowledge (14 Electrical Engineering) - National Aerospace University. Zhukovsky M. E. "Kharkov Aviation Institute" MES of Ukraine, Kharkov, 2020.

The main results of the study:

The analysis and development of the development of a group of small spacecraft in accordance with their tasks in outer space was carried out. It is found that the use of space tugboat with electric ohmic propulsion system in modern space exploration is a promising task, which includes compliance with the requirements of changing the orbital position, relative to the support, with the permissible mismatch of the angular position of the thrust vector, the time of operation and the restriction on weight according to the purpose. The basic requirement for the formation is the creation of orbital positions of satellites in the group without propulsion systems, with the corresponding Keplerian elements and orbital time. The analysis is based on consideration of the use and application of basic space platforms, which represent the finite set of service subsystems required to perform a specific task in outer space. The most popular among them is the platform under the general term "CubeSat". Formation conditions involve the orbital maneuvering of a space tugboat by means of a propulsion device until reaching a predetermined position and the separation of individual satellites when forming a group. It has been found that when preparing for the start-up and shut-down of the electric propulsion system, it is important that the start-up and shut-down times are related to the thermal dynamics of the preparation of the working fluid with the power supply from the on-board power plant. Thus, the scientific and practical task of reducing the duration of preparation for the launch of the electric heating propulsion system when used on a space tug is relevant.

A glance was made over the capacities of rocket engines during stagnation on a tug boat. It's explained that shifting is possible with a single-stage commercially available tug with a chemical missile thruster, a one-stage commercially available tug with an electric rocket thruster.

An analysis was made of the electric rocket engine and the same vibration during a stowed tug boat, as well as an analysis of the possibility of electric rocket propulsion systems were always on a small spacecraft, so on a tug boat.

The working parameters of the orbit were calculated with the determination of the space of the tugboat by rotation, which made it possible to set the maneuver points, as

well as the energy characteristics of the tugboat, which characterize the dependence of the change of altitude and inclination of the orbit on the mass of the space boat and the value of the initial orbital position, which allowed to develop the concept electric ohmic propulsion system in space tugboat.

A mathematical model of the electronic heating installation of a space tug has been scattered, which is a system of differentiation and transmission functions with cob and boundary minds. A numerical model was carried out at the middle of MathLab and a clear decision was made to show the possibility of a forward estimate of the hour the unit was put into operation for an immediate launch before the weekend maneuver. We can see the possibility of realizing the model for the on-board controller of the thruster installation on the Arduino application, using the method introduced by the author of the engine-start-up engine shut-off algorithm.

The adequacy of the model of the electric propulsion plant according to the results of the physical experiment was conducted, which was carried out on the experimental model of concept electric ohmic propulsion system using the bench base SV-10K of the Inter-branch Scientific and Technical Center of Space Energy and Engines of the Department 402 of the National Aerospace University. Zhukovsky M. E. "KhAI".

The methods and experimental means of experimental research of spacecraft electric motors have been improved, namely the method of measuring thrust, the method of measuring the flow of the working fluid, the method of measuring the power supplied to the engine of the engine, the steam generator and the tank, and the method of measuring the vacuum in the chamber.

The analysis of limiting factors in the control of a rocket engine is carried out. An algorithm for controlling a rocket motor is developed based on the simulation of the first start-up of the plant with minimization of preparation time and reduction of the working fluid and energy costs.

Recommendations for the further development and use of the electric propulsion system have been developed.

Scientific novelty of the work:

a) the mathematical model of the process of preparation of the electric heating propulsion system for start-up *is improved*, which is obtained on the basis of mathematical equations describing the dynamic characteristics of the installation, taking into account heat exchange and dynamic characteristics of the power supply system; this model for the first time allowed to perform an analysis of the influence of current factors on the duration of preparation of the electric heating propulsion system for start-up;

b) methods for determining the cost-traction characteristics of the electric heating propulsion system were further developed, which allowed to determine and control the thrust and flow of the working body of the electric heating propulsion system through the use of a strain gauge on a suspension with high sampling and minimum aperture. measurement of working fluid costs, as well as the use of a four-probe method of measuring the used power of the heaters of the propulsion system with high speed.

The practical significance of the results obtained:

a) developed recommendations for the use of electric heating propulsion system, launched in a minimum time, for use on space tugs used to bring groups of small spacecraft by orbital transitions from a predetermined reference orbit to the required orbital positions, these recommendations can be applied to use and increase the quality of projects for the creation of satellite groups in the works of SE "CB" South "" under the space program of Ukraine;

b) the concept of using electric heating propulsion systems on space tugs to bring groups of small spacecraft from the reference orbit to the required orbital positions, which can also be used in these design works;

c) on the basis of the Interdisciplinary Scientific and Technical Center "Space Energy and Engines" developed experimental equipment for measuring the thrust of the electric motor in a vacuum chamber, as well as devices for measuring the flow of the working fluid and determining the power supplied to the heating elements of the propulsion system;

d) developed an algorithm to prepare for the start of the electric heating propulsion system for the minimum time to reduce the stage of starting the engine taking into account the power supply system of the space tug and testing for implementation on a universal controller combined with experimental electric heating propulsion system.

Keywords: space tugboat, electro rocket propulsion system, electric ohmic propulsion system, onboard propulsion system, electric heating engine, measurement methods.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ	14
ВСТУП	24
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД І АНАЛІЗ ПРОБЛЕМ КЕРУВАННЯ ДВИГУНАМИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА.....	30
1.1 Аналіз розвитку малих космічних апаратів і завдань виконуваних ними в навколоземному космічному просторі	30
1.2 Огляд тенденцій розвитку групи малих космічних апаратів	32
1.3 Огляд можливостей ракетних двигунів при використанні на космічному буксирі.....	41
1.4 Порівняння двигунів різних типів в складі космічного буксира	43
1.5 Висновки до першого розділу.....	47
1.6 Література до першого розділу.....	49
РОЗДІЛ 2. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ НА КОСМІЧНОМУ БУКСИРІ.....	57
2.1 Аналіз вимог до електроракетних двигунів і вибір електроракетного двигуна для космічного буксиру.....	57
2.2 Опис схем і принципів роботи електроракетних двигунів	60
2.3 Аналіз вимог та постановка завдання для створення моделей керування бортової рушійної установки	63
2.4 Розрахунок параметрів базової орбіти КБ.....	66
2.5 Концепція використання ЕНРУ на КБ.....	75
2.6 Структурна та пневмогідравлічна схема електронагрівної рушійної установки	78
2.7 Висновки до другого розділу	88
2.8 Література до другого розділу	89
РОЗДІЛ 3. СИНТЕЗ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ЕЛЕКТРОНАГРІВНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ	94
3.1 Вибір робочого тіла.	94
3.2 Математична модель системи електроживлення	96
3.3 Математична модель бака.	98
3.4 Математична модель парогенератора.	103
3.5 Математична модель двигуна.....	108
3.6 Загальна математична модель ЕНРУ.	113

3.7 Метод вирішення математичної моделі.....	114
3.8 Оцінка адекватності математичної моделі електронагрівної рушійної установки	115
3.8.1 Експериментальна установка для дослідження процесів в електронагрівній рушійній установці	116
3.8.2 Порядок проведення експериментів та обробка експериментальних результатів	122
3.8.3 Оцінка адекватності математичної моделі підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки та фізичних експериментів	140
3.9 Висновки до третього розділу	141
3.10 Література до третього розділу	142
РОЗДІЛ 4. ЗАСТОСУВАННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДЛЯ РОЗРОБКИ АЛГОРИТМУ ПЕРШОГО ЗАПУСКА ЕЛЕКТРОНАГРІВНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ НА КОСМІЧНОМУ БУКСИРІ	145
4.1 Розробка алгоритму підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки	145
4.2 Створення алгоритму підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску за мінімальний час	152
4.3 Рекомендації до застосування електронагрівної рушійної установки на космічному буксирі для вирішення завдань у космічному просторі	159
4.4 Висновки до четвертого розділу.....	159
4.5 Література до четвертого розділу	160
ВИСНОВКИ.....	161
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	163
Додаток А Список публікацій здобувача за темою дисертації	178
Додаток Б Властивості аміаку	180
Додаток В Таблиця Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 150Вт.	187
Додаток Г Технічна специфікація елементів засобів експериментальних досліджень	192
Додаток Д Таблиця Значення F-критерію Фішера при рівні значущості $\alpha = 0,05$	202
Додаток Ж Додаткові процедури роботи БРУ	204
Додаток З Акти впровадження результатів дисертаційної роботи.....	210

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

МКА – малий космічний апарат

ЕНРУ – електронагрівна рушійна установка

ЕРД – електричний ракетний двигун

БРУ – бортова рушійна установка

КА – космічний апарат

ДЗЗ – дистанційне зондування землі

MEMS - Micro-Electro-Mechanical

КБ – космічний буксир

БНЗ – балістико-навігаційне забезпечення

h_a — висота апогея

e — ексцентриситет

i — нахил орбіти

Ω — висхідний вузол орбіти

ω — аргумент перигею

M_o — центральна аномалія

τ — орбітальний час

l — вектор кутового положення

φ — кут тангажу

ν — кут нишпорення

ψ — кут крену

X, Y, Z , — пов'язана система координат

r — радіус вектор матеріальної точки в системі координат X

F — головний вектор активних сил, що діють на матеріальну точку, включаючи вектор тяги

ρ — вектор, що характеризує стан початку системи координат

w — вектор прискорення матеріальної точки

λ_t^0, λ^o — кватерніонні змінні

ω_y, w_y, w_x — гіперкомплексні відображення кутової швидкості і прискорень системи координат Y відносно X

РБ – розгінний блок

ХРД – хімічний ракетний двигун

КН – корисне навантаження
 РУ – рушійна установка
 ТРД - твердопаливний ракетний двигун
 РДПП – ракетний двигун на пастообразному паливі
 РРД – рідинний реактивний двигун
 ЯД – ядерний двигун
 РТ – робоче тіло
 СМТ – системи малої тяги
 РРДМТ – рідинний реактивний двигун малої тяги
 ЕРРУ – електроракетна рушійна установка
 ІД – іонний двигун
 СПД – стаціонарний плазмовий двигун
 ІПД – імпульсний плазмовий двигун
 АІПД – абляційний імпульсний плазмовий двигун
 СЕЗ – система енергозабезпечення
 СК ЕРД – система керування електроракетним двигуном
 СЗПРТ – система зберігання подачі робочого тіла
 ЕДД – електродуговий двигун
 КД – колоїдний двигун
 R - газова постійна
 η - коефіцієнт динамічної в'язкості
 C_p - теплоємність
 H_π - висота перигея
 H_α - висота апогея
 Ω_{01} - початкова географічна довгота висхідного вузла
 i_{orb} - нахил орбіти
 $\omega_{пер}$ - аргумент перигею
 R_z - радіус «сферичної» Землі
 R_φ - екваторіальний радіус Землі
 C_{20} - сферична гармоніка полінома Лагранжа
 R_α – радіус апогею
 R_π – радіус перигею

$a_{БПО}$ – велика піввісь орбіти

e_0 – ексцентриситет орбіти

$p_{фок}$ – фокальний параметр

$t_{обр}$ – період обертання КБ

e_1 – ексцентрична аномалія

ν_j – справжня аномалія

e_{2j} – ексцентрична аномалія

$\lambda_{j,k}$ – географічна довгота точки Землі

Φ_{W_j} – географічна широта точки Землі

M_s - початкова маса КБ

M_f - кінцевий маса КБ

V_{ch} - характеристична швидкість, м/с

μ – гравітаційний параметр тяжіння м³/с²

R_s - радіус початкової орбіти, м

R_f - радіус кінцевої орбіти, м

M_{sp} - маса КБ, кг

M_{ertu} - маса ЕНРУ

M_{rt} - маса РТ

ΔR - приріст висоти орбіти, км

V_{orb} - орбітальна швидкість руху, м/с

i_{orb} - нахил орбіти

u - аргумент широти супутника

R_{orb} – радіус орбіти, м

БЦОК – бортовий центральний обчислювальний комп'ютер

ЦМ – центр мас КБ

БФ – батарея фотоелектрична

БХ – батарея хімічна

Н – корисне навантаження, кг

ЕРМ – електрорушійний модуль, кг

$\gamma_{юст}$ - кут юстирування вектора тяги до зв'язаної системи координат

F - вектор тяги

СОС – система орієнтації та стабілізації

КРЛ – командна радіо лінія

GPS – global positioning system – глобальна система позиціонування

Б – бак

ПГ – парогенератор

Р- ресивер

БРТ – блок робочого тіла

БП – блок подачі

Д1, Д2 – двигуни

НБО(Р) – нагрівачі бака основний (резервний)

ЗП – заправний пристрій

Ф – фільтр

ЕК, ЕКО, ЕКР, Е1, Е2, ЕД1, ЕД2 – електроклапани відповідно

НП – нагрівач парогенератора

НД1(2) – нагрівачі двигунів Д1 та Д2

ДТО(Р) – датчики тиску основний (резервний)

ДАТО(Р, Т) – датчик абсолютного тиску основний (резервний, телеметричний)

ТО(Р), ТЗПО(Р), ТТ, ТТК, ТКТ, ТТР, ТТП – датчики температури

ТП1, ТП2 –термопари

$V_{іст}$ - швидкість витікання газу

$\kappa_{адіаб}$ - показник адіабати

$T_{РТ}$ - температура РТ

$\mu_{РТ}$ - молекулярна маса РТ

$\gamma_{склад}$ - коефіцієнт складування в СЗПРТ

$M_{РТ}$ - маса робочого тіла

$M_{порБ}$ - маса порожнього бака

C_{Σ} , – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції бака включно з РТ, парогенератора, двигуна

M_{Σ} – сумарна маса всіх елементів бака включно з РТ, парогенератора, двигуна

Q_{Σ} – сумарна теплопровідність в бак, парогенератор, двигун

Q_{HB} – омічне тепловиділення у нагрівачі

I_H – сила струму

R_H – електричний опір нагрівача

U_H – напруга у контурі нагрівача

q – залишковий заряд в акумуляторі

α_R – температурний коефіцієнт опору

$l_{перехід}$ – відстань від бака до контактної поверхні КБ

$S_{конт}$ – площа контактної поверхні

V_B – об'єм бака

$C_{B\Sigma}$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції бака включно з РТ

$M_{B\Sigma}$ – сумарна маса всіх елементів бака включно з РТ

$Q_{B\Sigma}$ – сумарна теплопровідність в бак

Q_{HB} – омічне тепловиділення у нагрівачі бака

Q_B , $Q_{теплБ}$, $Q_{випрБ}$, $Q_{опрБ}$ – теплопровідність в аміак, теплопровідністю у зовнішню конструкцію, теплопровідність назовні та опромінення сонцем;

α_{NH_3} – коефіцієнти теплопровідності від стінки баку до аміаку

S_B – площа баку і контакту аміаку зі стінками баку

$T_{NH_3Б}$ – температура аміаку у баку

κ_B – коефіцієнт теплопровідності опори баку

$l_{контБ}$ – відстань від бака до контактної поверхні

$S_{контБ}$ – площа контактної поверхні

ε_B – ступінь чорноти зовнішньої поверхні баку

σ – стала Стефана-Больцмана

ДІМ – дійсний інтерполяційний метод

$C_{ПГ\Sigma}$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції ПГ

$M_{ПГ\Sigma}$ – сумарна маса всіх елементів ПГ

$Q_{ПГ\Sigma}$ – сумарна теплопровідність в ПГ

$Q_{ПГ}$ – попередній розігрів ПГ

$Q_{\text{випрПГ}}, Q_{\text{опрПГ}}$ – теплопровідність назовні та опромінення сонцем для

$Q_{\text{теплПГ}}$ – теплопровідністю у зовнішню конструкцію

$Q_{\text{нПГ}}$ – омічне тепловиділення у нагрівачі ПГ

$\kappa_{ПГ}$ – коефіцієнт теплопровідності опори ПГ

$l_{\text{контПГ}}$ – відстань від ПГ до контактної поверхні

$S_{\text{контПГ}}$ – площа контактної поверхні ПГ з контактною поверхнею

$C_{Д\Sigma}$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції двигуна

$M_{Д\Sigma}$ – сумарна маса всіх елементів двигуна

$Q_{Д\Sigma}$ – сумарна теплопровідність в двигуні

$Q_{Д}$ – здійснюється попередній розігрів двигуна без РТ

$Q_{\text{випрД}}, Q_{\text{опрД}}$ – теплопровідність назовні та опромінення сонцем для двигуна

$Q_{\text{теплД}}$ – теплопровідністю у зовнішню конструкцію

$Q_{\text{нД}}$ – омічне тепловиділення у нагрівачі двигуна

$\kappa_{Д}$ – коефіцієнт теплопровідності опори двигуна

$l_{\text{контД}}$ – відстань від двигуна до контактної поверхні

$S_{\text{контД}}$ – площа контактної поверхні двигуна з контактною поверхнею

НЕ – накопичувальна ємність для води

ЗЄ1 – зливна ємність для аміаку

ЗЄ2 – зливна ємність для аміачної води

В – водопровід

ВК1, ВК2 – вакуумна камера

К – компресор

ДТ1, ДТ2 – датчик температури

ВКМ1, ВКМ2 – вакуумметр

НА – нейтралізатор аміаку

ДА – датчик аміаку

ДВ – датчик водню

РГМ1, РГМ2, РГМ3 – гнучкий металевий рукав

ВН1, ВН2, ВН3, ВН4, ВН5, ВН6, ВН7, ВН8, ВН9 – вентиль

ПК1, ПК2, ПК3 – пневматичний клапан

ЕШ – електрична шина

ПСЕ – пульт силового електропостачання

ЕДФН – електродвигун форвакуумного насоса

ЕДВН – електродвигун водяного насоса

ЕДК – електродвигун компресора

ЕДВ – електродвигун вентилятору

ЕКК – електроклапан камери

ЕКФН – електроклапан форвакуумного насоса

ІБП – імпульсний блок живлення

ПЕОМ – персональна електронно-обчислювальна машина

ПО – пульт оператора

КВП – контролер вимірювання параметрів

ВК – вакуумна камера

ДВК – датчик вакуумної камери

БЖО – блок живлення об'єкта

ВВ – вимірювач витрати

ВТ – вимірювач тяги

ОВ – об'єкт випробувань

ВН1, ВН2, ВН3, ВН4 – вентиль

РГМ1, РГМ2 – гнучкий металевий рукав

ДТи1, ДТи2 – датчик тиску

ДТ1, ДТ2 – датчик температури аміаку

ДРН1, ДРН2 – дросель нерегульований

В – витратомір

ВК – вакуумна камера

ТВП – тяго вимірюючий пристрій

Д – двигун

ЕК – електроклапан

КДД – кронштейн двигуна додатковий

КФД – кронштейн фланця двигуна

КДЗ – камера двигуна в зборі;

ДТП1, ДТП1Р, ДТП2, ДТП3, ДТП4 – датчик температури поверхневий

НК – нагрівач камери двигуна в зборі

ТП – термopapa

ВКМ – вакуумметр

ДТЗ – датчик температури середовища в вакуумкамері

f - аргументами функції

В – витратомір

ТД - тягоміри двигуна

ВК - вакуумна камера

ДВ - датчик вакууму в вакуумній камері

ВН - вакуумний насос

ІКС - інформаційно керуюча система

1,2,3,4 - вимірювачі витрат РТ, тяги двигуна, параметрів електроживлення, вакууму, що входять до складу ІКС

ПК - персональний комп'ютер

АЦП – аналого-цифровий перетворювач

δ_{NI} - похибки нелінійності

δ_H - похибки гестирезису

δ_R - похибки стабільності

δ_C - похибки повзучості

δ_{CR} - похибки повзучого відновлення

δ_Z - похибки балансу нуля

δ_{TEZ} - похибки нуля від впливу температури

δ_{TEO} - похибки вихідного сигналу від впливу температури

$P_{випр}$ - тиск аміаку

$V_{випр}$ - обсяг займаний аміаком

$T_{випр}$ - температура газу

a, b - константи Ван-дер-Ваальса

$Q_{випр}$ - об'ємна витрата газу

ρ_{HV} - щільність газу при нормальних умовах

k_{NH_3} - коефіцієнт, що враховує константи Ван-дер-Ваальса для аміаку

APY – аміачна рушійна установка

КПА – контрольно перевірна апаратура

I1 - генератор постійного струму

D1 - діод, працюючий в режимі прямого зміщення

Rsh - шунтуючий опір

Rse - послідовний опір

Cb, Cd – ємності бар'єрна та дифузійна відповідно

plus, minus – виходи живлення з БФ

OnLiner varistor - варистор (резистор опору)

Ractiv – резистор комірки активаційної поляризації

Rconc - резистор комірки концентраційної поляризації

Rins – внутрішній опір БХ

Cactiv – конденсатор комірки активаційної поляризації

Cconc – конденсатор комірки концентраційної поляризації

E0 – елемент постійної напруги

ВклБКБРУ – включення живлення БК БРУ

ВідклБКБРУ - відключення живлення БК БРУ

ВстМасПоперед - задіяти масив попередніх установок

ВідклПП - відключення всіх працюючих процедур

ВклППДР - Включення процедури підготовки та робота двигуна розгону

ВклППДТ - Включення процедури підготовки та роботи двигуна гальмування

UML - Unified Modeling Language

ПВклБРУ - процедура включення БРУ

ПВідклБРУ - процедура відключення БРУ

ПББ - процедура нагріву бака

ПТП - процедура нагріву парогенератора

ПБР - процедура підняття тиску в ресивера

ПТД - процедура нагріву двигуна

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. При постійному збільшенні кількості використовуваних малих космічних апаратів, які виконують сучасні завдання у космічному просторі, підвищуються вимоги до їх виведення. Потрібно не тільки вивести супутники у космічний простір, а й надати їм необхідних орбітальних позицій із заданими координатами, з можливою подальшою деорбітацією після виконання завдання. Зі зростанням кількості космічних апаратів також зростають вимоги до точності їх виведення. Усе це загалом підвищує вимоги до рушійної установки, що використовується на кінцевих ступенях виведення супутників. Серед цих вимог – мінімальні вартість і час та максимальна точність, що вимагає застосування електроракетних рушійних установок, які є більш економічними в порівнянні з іншими. Серед електроракетних рушійних установок однією з найпотужніших, та водночас економічною (за ціною тяги) є електронагрівна рушійна установка. Водночас вона зменшує вартість і має прийнятний час орбітального маневрування. Завдяки низькій напруги електроживлення також має найкращий показник електромагнітної сумісності, малу вагу та розмір серед електроракетних. Критичним до її широкого застосування є час підготовки до запуску і зупинки, який пов'язаний з тепловою динамікою підготовки робочого тіла та погодженому використанні бортової електричної енергії, що важливо для космічного буксиру.

Таким чином, **науково практична задача** скорочення тривалості підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки при використанні на космічному буксирі є актуальною, а для її вирішення необхідні наукові дослідження взаємодії теплових та електричних процесів у елементах установки.

Об'єкт дослідження – теплові та електродинамічні процеси в елементах електронагрівної рушійної установки з урахуванням впливу системи електроживлення, що визначають динамічні характеристики тривалості підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки.

Предмет дослідження – закономірності теплових та електродинамічних процесів у елементах електронагрівної рушійної установки та динамічні характеристики тривалості підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки.

Мета і завдання дослідження. Метою роботи є формування динамічних теплових та електричних характеристик, пов'язаних з тривалістю підготовкою до запуску рушійної установки на базі електронагрівного двигуна.

Для досягнення поставленої мети роботі вирішені такі завдання:

- проведено аналіз існуючих методів виведення груп МКА,
- розроблено концепцію використання ЕНРУ на космічному буксирі для виведення МКА,
- розроблено математичну модель підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки, що входить до складу космічного буксира,
- проведено експериментальні роботи з верифікації математичної моделі та підтвердження результатів математичного моделювання,
- розроблено алгоритм підготовки до запуску рушійної установки,
- сформовано рекомендації щодо використання космічного буксира з ЕНРУ.

Методи дослідження. При вирішенні поставлених завдань у дисертаційній роботі використано методи аналізу даних, математичного моделювання у побудові стохастичної динамічної моделі як аналогії теплових процесів у елементах електронагрівної рушійної установки, метод визначників для рішення системи диференціальних рівнянь, декомпозиції математичної моделі, імітаційного моделювання у реалізації динамічних процесів, експериментальні методи вимірювання тяги, витрати робочого тіла, потужності що подається на нагрівачі, методи обробки вимірювань та методи верифікації моделі.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в таких наукових результатах:

- а) *вдосконалено* математичну модель процесу підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску, яка отримана на базі математичних рівнянь, що описують динамічні характеристики установки, з урахуванням теплообміну та

динамічних характеристик системи електрозабезпечення; зазначена модель вперше дозволила виконати аналіз впливу діючих факторів на тривалість підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску;

б) *набули подальшого розвитку* методи визначення витратно-тягових характеристик електронагрівної рушійної установки, які дозволили визначити та керувати тягою та витратою робочого тіла електронагрівної рушійної установки за рахунок застосування тензометричного тягоміра на підвісі з підвищеною дискретизацією і мінімальною апертурою, використання ресиверу великого об'єму, що підвищує точність вимірювання витрат робочого тіла, а також використання чотиризондового методу вимірювання вживаної потужності нагрівачів рушійної установки з високою швидкістю.

Особистий внесок здобувача полягає в наступному:

у статті [1] автору належить розгляд особливостей групи МКА, що дозволяє визначити коло вирішуваних завдань; класифікація групи МКА, що дає можливість відокремити ряд підзадач і обґрунтувати необхідність застосування рушійних установок на окремих мікро-супутниках і формалізації типів двигунів для космічного буксира; математичний опис формування групи МКА;

у статті [2] автору належить аналіз інформації щодо характеристик ЕРД, визначення основних напрямків їх вдосконалення; виявлення діапазону застосування ЕРД при вирішенні типових завдань в космічному просторі; вибір варіантів рушійних установок орієнтації, стабілізації і корекції групи МКА;

статті [3, 4] написано одноосібно;

у статті [5] автору належить розробка алгоритму, щодо підготовки робочого тіла до запуску ЕНРУ;

у статті [6] автору належить розробка алгоритму роботи маніпулятора, що може виконувати захват МКА для подальшої деорбітації, а також досліджено можливості використання Arduino Leonardo у складі ЕНРУ;

у статті [7] автору належить розробка методу створення групи малих безпілотних літальних апаратів на основі моделі інтенсивності заявок пуассонівського процесу і моделі побудови випадкового геометричного графа;

у статті [8] автору належить формування методу вимірювання тяги двигуна, як основної характеристики в сталому і перехідному режимі, методу визначення витрати робочого тіла, корелює з тягою, методу вимірювання параметрів електроспоживання - струмів, напруги, потужності в статиці і динаміці.

Апробація матеріалів дисертації

Результати досліджень доповідались на міжнародних конференціях: «6-я Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее» (Україна, м. Дніпро, 2017 р.); «7-я Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее» (Україна, м. Дніпро, 2019 р.); “Всеукраїнська науково-технічна конференція Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017”, (Україна, м. Харків, 2017 р.).

Структура й обсяг дисертації

Дисертація складається зі вступу, п’яти розділів, висновків, списку використаних джерел і додатків. Загальний обсяг дисертації становить 202 сторінку, з яких анотація на 8 сторінках, перелік умовних позначень на 10 сторінках, основний текст на 113 сторінках, 70 рисунків (34 сторінки) за текстом і один рисунок на окремій сторінці, 15 таблиць (7 сторінок) за текстом, список використаних джерел із 138 найменувань (15 сторінок), 7 додатків (38 сторінок).

Зв’язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Отримані автором результати дисертації використовувались при виконанні науково-дослідних робіт у Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», у відділенні Міжгалузевого науково-технічного центру космічної енергетики й двигунів кафедри космічної техніки і нетрадиційних джерел енергії № 402 і за договором №402-16-2018 «Проведення завершальній довідних випробувань двигунів и АРУ в цілому. Проведення ресурсних випробувань парогенератора, двигуна. Поставка МПЗС »

Практичне значення отриманих результатів роботи:

а) розроблено рекомендації щодо застосування електронагрівної рушійної установки зі скороченням часу попередньої підготовки бортової рушійної установки, для використання на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів шляхом орбітальних переходів від наперед заданої опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, ці рекомендації можуть бути застосовані для використання та підвищення якості проектів зі створення супутникових угруповань у доробках ДП «КБ «Південне»» за космічною програмою України;

б) розроблено концепцію використання електронагрівних рушійних установок на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів від опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, яка також може бути використана у зазначених проектних роботах;

в) на базі Міжгалузевого науково-технічного центру «Космічна енергетика та двигуни» розроблено експериментальне обладнання для вимірювання тяги електронагрівного двигуна у вакуумній камері, а також пристрої вимірювання витрат робочого тіла і визначення потужності, яка подається на нагрівальні елементи рушійної установки;

г) розроблено алгоритм підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки для скорочення етапу запуску двигуна з урахуванням потужності системи електропостачання космічного буксира і з опробуванням до реалізації на універсальному контролері, поєднаному з експериментальною електронагрівної рушійної установки.

Усі розробки дисертації автором доведено до конкретних інженерних методик, алгоритмів з використанням запропонованого методу скорочення часу запуску ЕНРУ шляхом перерозподілу потужності яка подається на нагрівальні елементи БРУ, а також завдяки одночасному процесу нагріву.

Отримані здобувачем результати досліджень було впроваджено до звітної документації договору.

Отримані автором результати досліджень було впроваджено в навчальний процес (лекції, практичні й лабораторні роботи) з таких дисциплін: «Математичне моделювання» на кафедрі інформаційних технологій проектування № 105 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» Упровадження результатів дисертаційної роботи підтверджуються актом (від 06.04.2017 р.), та з дисциплін «Моделювання об'єктів ракетно космічної техніки», «Проектування мікро і піко супутників», «Живлення і керування системами двигунів літальних апаратів» на кафедрі космічної техніки і нетрадиційних джерел енергії № 402 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». Упровадження результатів дисертаційної роботи підтверджуються актом (від 06.04.2017 р.).

Подяка. Автор висловлює щире подяку співробітникам відділення МНТЦ КЕД, кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії № 402, безпосередньо завідувачу кафедри №402 к.т.н. Сінченко С. В. і науковому співробітнику Білоконю В. І та кафедрі інформаційних технологій проектування № 105 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД І АНАЛІЗ ПРОБЛЕМ КЕРУВАННЯ ДВИГУНАМИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

1.1 Аналіз розвитку малих космічних апаратів і завдань виконуваних ними в навколоземному космічному просторі

Сьогодні в зарубіжних і вітчизняних джерелах інформації під малими розуміють апарати, чия маса не перевищує 1000 кг. Сформована класифікація КА по масі виглядає наступним чином [1]:

- міні-супутники (100-1000 кг);
- мікросупутники (10-100 кг);
- наносупутники (1-10 кг);
- пікоспутнікі (0,1 - 1 кг);
- фемтоспутнікі (менше 0,1 кг).

Зараз частка малих космічних апаратів (МКА) становить 45% серед всіх КА [2]. На основі МКА створюються локальні і глобальні системи зв'язку. МКА здатні вирішувати прикладні та фундаментальні завдання.

В світі спостерігається тенденція стрімкого використання супутників ДЗЗ як військового, так і цивільного призначення. Число країн, що беруть участь в безпосередній реалізації тих чи інших проектів пов'язаних з супутниками ДЗЗ, перевищило 30 країни, 24 з яких мають власні супутники ДЗЗ [3].

Перспективні технології, спрямовані на підвищення функціональних характеристик і надійності:

1. полегшені несучі конструкції;
2. адаптація комерційно доступних пристроїв і технологій до умов космічного польоту;
3. цифрова фото- і відеотехніка, мініатюрні оптичні датчики для спостереження за космосом і з космосу;
4. бортова робототехніка, мікродвигуни, мікро- і наноелектронних-механічні пристрої (MEMS - Micro-Electro-Mechanical systems, NEMS);

5. мініатюрні системи енергопостачання та акумуляторні батареї, високоефективні панелі сонячної батареї;
6. перспективні мініатюрні радіотехнічні пристрої, мікрохвильові прилади для між супутникового зв'язку та активні радіочастотні датчики,
7. мікро технології для навігації, включаючи використання зоряного неба;
8. відновлення працездатності і порятунк важливих ВКА;
9. видалення «космічного сміття» з орбіт;
10. динамічні операції в ближній зоні причалювання і стикування;
11. технології автономного функціонування ВКА.

Завданнями застосування МКА можуть бути [4]:

1. багатостороннє дослідження властивостей розподіленого в МКА корисного навантаження (проект LUVEX);
2. багатокритеріальне дослідження навколоземного простору (проекти GRACE, SWARM, MMS, SCOPE);
3. формування антенних полів надвеликої апертури (проекти XEUS, DARWIN, LISA);
4. здійснення багаторазової багато діапазонної послідовної зйомки поверхні Землі або далекого космосу (проекти EO - 1 / LandSat-7; TanDEM-X, A-Train TPF);
5. калібрування наземних засобів спостереження за космічним простором шляхом запуску угруповання супутників різного розміру і ефективної площі розсіювання;
6. космічна реклама (формування видимого з поверхні Землі супутникового побудови у вигляді символу, тексту, логотипу та інші);
7. технічне обслуговування КА на орбіті та інші.

Для вирішення поставлених завдань необхідно використання групи МКА. При цьому роль наземних засобів має на увазі керування виконанням цільових задач угруповання «як одного цілого апарату» (за допомогою зв'язку з одним або декількома МКА групи); координація МКА виконується ними автономно.

Таким чином завдання виконуватимуться МКА в навколоземному космічному просторі потребують створення угруповання.

1.2 Огляд тенденцій розвитку групи малих космічних апаратів

Під груповим польотом МКА розуміють рух не менш двох космічних апаратів, при якому найбільша відстань між МКА істотно (на порядки) менше довжини витка орбіти польоту групи [5].

Завдання, що пред'являються до МКА [6], постійно зростають. МКА, що входять до складу угруповань мають виконувати:

- корекцію параметрів орбіт МКА [7];
- забезпечення просторової орієнтації МКА [8];
- виконання орбітальних маневрів МКА [9, 10];
- переклад МКА з низької навколоземної орбіти на геостаціонарну [11].

Велика кількість питань, принципово недоступних раніше, вирішується декількома супутниками одночасно [12] і розподілом підзадач серед них [13]. Досягнуті технології [14] дозволяють організувати спільну роботу декількох однотипних МКА [15], що знаходяться в близьких орбітальних позиціях. Це може бути організовано при використанні основного важкого супутника з високою енергооснащеністю і технологічної насиченістю в зв'язці з малими апаратами. Але в будь-якому випадку реалізується перевага наявності малих супутників в групі. Сучасні електронні системи (комп'ютерні, зв'язку, оптичні, навігаційні) є енергоекономічними [16], компактними і легкими, що дозволяє встановлювати їх на МКА для вирішення складних космічних завдань. При цьому мала маса і габарити мають економічну перевагу [17], дозволяючи здійснювати старт одночасно декількох апаратів - «кластерний запуск» [18], тобто виведення групи супутників однією ракетою-носієм, що дозволяє здешевити запуск кожного супутника. Також, це можливо «попутним запуском», з поділом від основного супутника або пілотованого космічного об'єкта [19]. «Попутний запуск» [20] часто економічніше «кластерного», оскільки основну вартість покриває запуск великого КА, а залишок маси корисного навантаження реалізується МКА або їх групою. Однак існують і недоліки такого запуску. Не завжди можливо знайти відповідний супутник з необхідною орбітою або близькою до неї. Маса корисного

навантаження МКА попутника вибирають за залишковим принципом. До того ж очікування запуску такого супутника може зайняти тривалий час.

З застосовуваних методів виводу на орбіту декількох супутників можна виділити: поділ кінцевого ступеня ракети-носія [21] (блоком дорозгону), космічним буксиром (КБ) [22] - «роздавальником» супутників орбітального положення або власними рушійними установками МКА. Особливістю виводу на орбіту декількох супутників є те, що точність і час розстановки супутників в орбітальні позиції, а відповідно і якість поставленого цільового завдання тісно пов'язані з динамічними характеристиками двигунів кінцевих ступенів ракети-носія [23] – блоків дорозгону [24, 25], або КБ, або характеристик рушійних установок, встановлених безпосередньо на МКА. Незаперечною перевагою виводу супутників групами на етапі виведення і в процесі експлуатації є одночасний старт і малий термін доставки супутника в задану точку простору [26]. Час виведення групи МКА - від декількох десятків хвилин до декількох діб в залежності від рушійної установки блоку дорозгону, чи кінцевого ступеня ракети-носія. Скорочення термінів створення групи МКА призводить до якнайшвидшої окупності в рішенні поставленого цільового завдання.

Таким чином, формування групи МКА [27] в сучасних космічних дослідженнях є актуальним завданням, яке включає в себе витримування вимог точності та синхронізації орбітальній позиції, допустимого неузгодженого кутового положення, допустимого часу формування з обмеженням за вартістю відповідно до цільового призначення. Це вимагає поліпшення для застосованих підходів, а саме:

- алгоритмів формування засобів (тобто рушійних установок), бортових сенсорних і обчислювальних ресурсів [28],
- методів розподілу енергетики силових установок кінцевих ступенів ракет-носіїв [29] або КБ.

Кожна група МКА потребує опису. Опис включає в себе завдання, які вирішуються кожним супутником окремо, обґрунтування використання МКА, питання, які вирішуються при формуванні групи, класифікацію видів групи.

До типових завдань, що вирішуються групами МКА, відносять: дистанційне зондування землі [30], багато діапазонна зйомка [31, 32], технічне обслуговування КА на орбіті [33, 34]; демонстрацію технологій, калібрування наземних засобів наведення [35], дослідження властивостей навколоземного простору та інше.

Незалежно від типу групи, основним завданням в її формуванні є розміщення декількох однотипних космічних апаратів в заданих орбітальних позиціях з необхідною точністю [36], заданим кутовим положенням з обмеженням за часом формування і вартістю.

Економічне перевага групи МКА над одиночним дорогим апаратом - це здатність працювати в суворо обумовлених рамках програм [37].

Переваги групи МКА:

- підвищення надійності. При роботі відразу декількох супутників в рамках скоординованої програми можлива втрата одного апарата не веде до зриву всієї місії [38];

- оперативність. Поодинокі супутники з високою роздільною здатністю не здатні отримувати оперативну інформацію за заданими координатами, оскільки період повторення сеансу у разі невдачі - є великим;

- відпрацювання нових технологій. Розгортання групи МКА відбувається поступово. Наступні запуски виводять на орбіту більш високотехнологічні супутники, при цьому заміщаючи собою старі, що відпрацювали свій ресурс [39].

Група супутників має відмінну рису, а саме - автономну і групову автоматичну взаємодію і функціонування МКА.

Питання, які вирішуються при формуванні групи супутників [40]:

- автономне та групове маневрування МКА на орбіті [41];
- побудова та керування групою МКА, балістико-навігаційне забезпечення (БНЗ) [42];

- вибір способу виведення на орбіту групи МКА;

- мінімізація запасу палива для двигунів МКА в групі;

- стандартизація та уніфікація систем МКА;

- комплексування основних систем МКА;

- перерозподіл штатних підсистем [43].

Основною вимогою до формування є створення орбітальних позицій супутників в групі з відповідними кеплеровими елементами і орбітальним часом [44]:

$$F_{kep} = f(h_a, e, i, \Omega, \omega, M_o) \tau ,$$

де h_a — висота апогея, e — ексцентриситет; i — нахил орбіти; Ω — висхідний вузол орбіти; ω — аргумент перигею; M_o — центральна аномалія; τ — орбітальний час.

Дані параметри забезпечуються насамперед ракетою-носієм або її кінцевими ступенями і можуть «доопрацьовуватися» КБ або власними рушійними установками МКА при малих рівнях неузгодженості.

Другою вимогою є формування функції кутового положення космічних апаратів в групі [45]:

$$u^T = f(l, \varphi, \nu, \psi, X, Y, Z) \tau ,$$

де l — вектор кутового положення; φ — кут тангажу; ν — кут нишпорення; ψ — кут крену; X, Y, Z , — пов'язана система координат; τ — орбітальне час.

У завданні цього класу функція формується за рахунок активної системи кутової орієнтації і стабілізації [46], як правило, ортогонально пов'язаних маховиків [47, 48], що забезпечує і високу точність, і малий час приведення головного вектору та вектору тяги двигуна МКА або двигуна КБ до заданих кутових координат.

Третьою вимогою є створення тяги в заданих кутових координатах, яка вимагає застосування аналізу обертання пов'язаної системи координат і для обчислювальних можливостей МКА може бути виконано із застосуванням кватерніонів. У цьому випадку основне рівняння характеризує напрямок і величину вектору тяги:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = \frac{F}{m} - \frac{d^2 \rho}{dt^2} = w ,$$

де r — радіус вектор матеріальної точки в системі координат X ; F — головний вектор активних сил, що діють на матеріальну точку, включаючи вектор тяги; ρ — вектор, що характеризує стан початку системи координат; w — вектор прискорення матеріальної точки.

У формі кватерніонів, яка описує обертання нової системи координат Y відносно X , це диференціальне рівняння може бути записано таким чином:

$$2 \frac{d\lambda_t^0}{dt} = \lambda_t^0 \circ \omega_y + \lambda_o w_y = \lambda_t^0 \circ \omega_y + w_x \circ \lambda;$$

$$2 \frac{d\lambda^o}{dt} = \lambda^o \circ \omega_y + 2\lambda_t^o; \quad 2 \frac{d\lambda}{dt} = \lambda \circ \omega_y,$$

де λ_t^0 , λ^o — кватерніонні змінні, ω_y , w_y , w_x — гіперкомплексні відображення кутової швидкості і прискорень системи координат Y відносно X , $\circ$ — кватерніонне множення.

Таким чином, умови формування передбачають керування рухом космічного апарату за допомогою рушійної установки до досягнення заданої орбітальної позиції окремих супутників в групі та їх взаємозв'язком в заданих координатах як при формуванні КБ, так і автономними рушійними установками МКА. При цьому кутове положення вектора тяги формується за допомогою окремої активної системи орієнтації та стабілізації космічного апарату [49].

Розглянемо методи побудови групи супутників. Взаємозалежний просторовий і часовий рух групи МКА керується конфігуруванням положення. Це можливо завдяки обміну даними і додаванню МКА здатності до узгодженої програмної зміни параметрів своєї орбіти в рамках запасів і допусків відповідно до характеристик орбіт і апаратів. Для цього в якості актуаторів застосовують активні системи стабілізації і орієнтації з маршовою рушійною установкою.

В умовах, що склалися формування групи супутників можна класифікувати за видами (рис. 1.1):

- «лад» — група супутників постійно упорядкованих один щодо одного в просторі. Кожен МКА дотримується заданого програмного положення щодо інших МКА в групі [50];

- «рій» — група супутників змінного в часі ладу в межах програмної межі угруповання.

З урахуванням траєкторних параметрів (висота польоту і нахил угруповання), розглянутих в роботі [51], класифікація може бути доповнена орбітальним поділом, де виділяють:

- опорну орбіту - траєкторія польоту групи МКА як єдиного апарату;
- центральний МКА [52] - щодо якого інші члени групи координуються і шикуються для підтримки конфігурації.

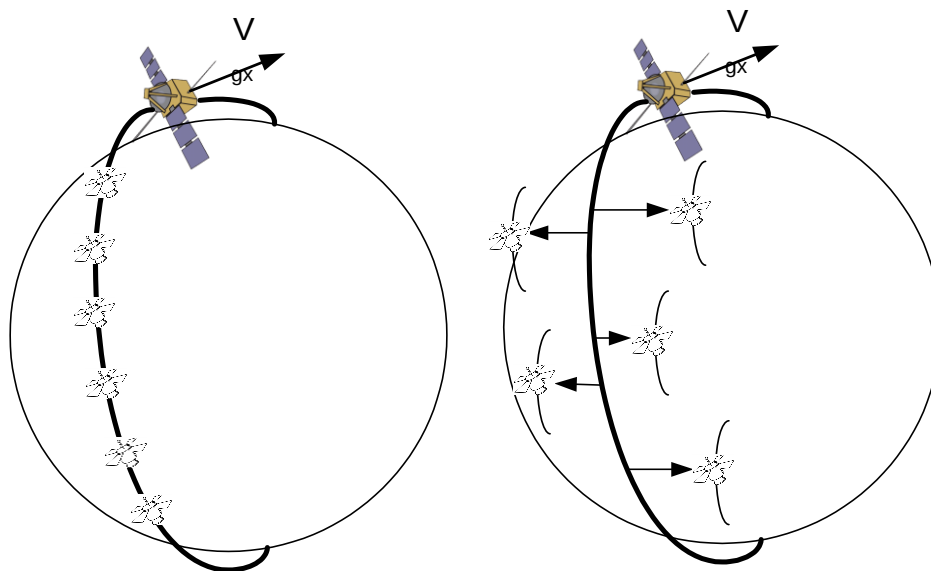
З урахуванням ієрархії побудови також можна ідентифікувати учасників групи [53], які поділяють на такі види:

- лідер - МКА, керуючий просторовим положенням всієї групи;
- ведений - МКА, який координує своє становище в групі щодо лідера.

По можливості здійснення маневру членами групи супутників поділяють на такі:

- активний - апарат, здатний здійснювати маневри [54];
- пасивний - апарат без можливості здійснення маневрів [55].

Залежно від виду групи [56], методи побудови можна розділити на два типи: централізований і децентралізований. Перший характерний для застосування керованої кінцевої ступені або КБ, другий - для активних космічних апаратів, він складніший за алгоритмом, але дозволяє більш точно скорегувати орбітальне положення.



Формування групи «лад»

Формування групи «рій»

Рис. 1.1. Види групи МКА

Таким чином, можна сформувати ряд алгоритмів побудови групи МКА за допомогою КБ, що містять етапи:

- виведення на опорну орбіту космічного буксира у вигляді кінцевого ступеня ракети-носія, дорозгону модуля або КБ [57];
- формування кутового положення КБ і послідовне розділення мікро супутників пружними штовхачами для варіанту активних космічних апаратів або додаткова корекція траєкторії за допомогою двигунів КБ і подальше розведення пасивних супутників;
- корекція орбітального положення активних мікро супутників власними двигунами корекції;
- відведення КБ з опорної орбіти для виконання ряду можливих завдань: застосування КБ в вигляді ретранслятора, лідера, заправника, евакуатора МКА або його утилізація як космічного сміття [58, 59].

У загальному випадку алгоритм побудови групи МКА космічним буксиром може бути представлений у вигляді схеми (рис. 1.2). Тут передбачається програмно-аналітична взаємодія сенсорної групи космічного буксира [60], актуаторів кутового положення [61], напрямку та тяги маршового двигуна і

штовхачів поділу мікро супутників з нормованим прискоренням до розрахункового орбітального положення, що забезпечується певною структурою керування двигуном корекції (рис. 1.3) .

З урахуванням необхідності взаємодії різномірних пристроїв важливим є мінімізація енергетичних витрат при обмеженнях на час аналізу і вартість спеціалізованого програмного забезпечення бортового комп'ютера або контролера рушійної установки [62].

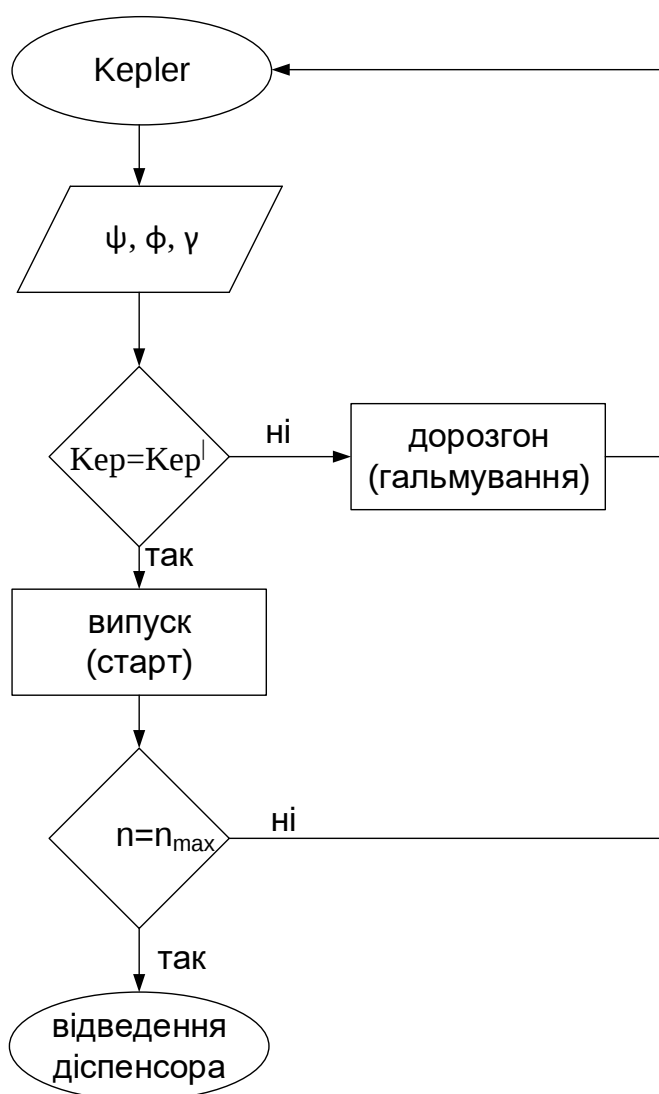


Рис. 1.2. Алгоритм роботи космічного буксира при побудові групи МКА

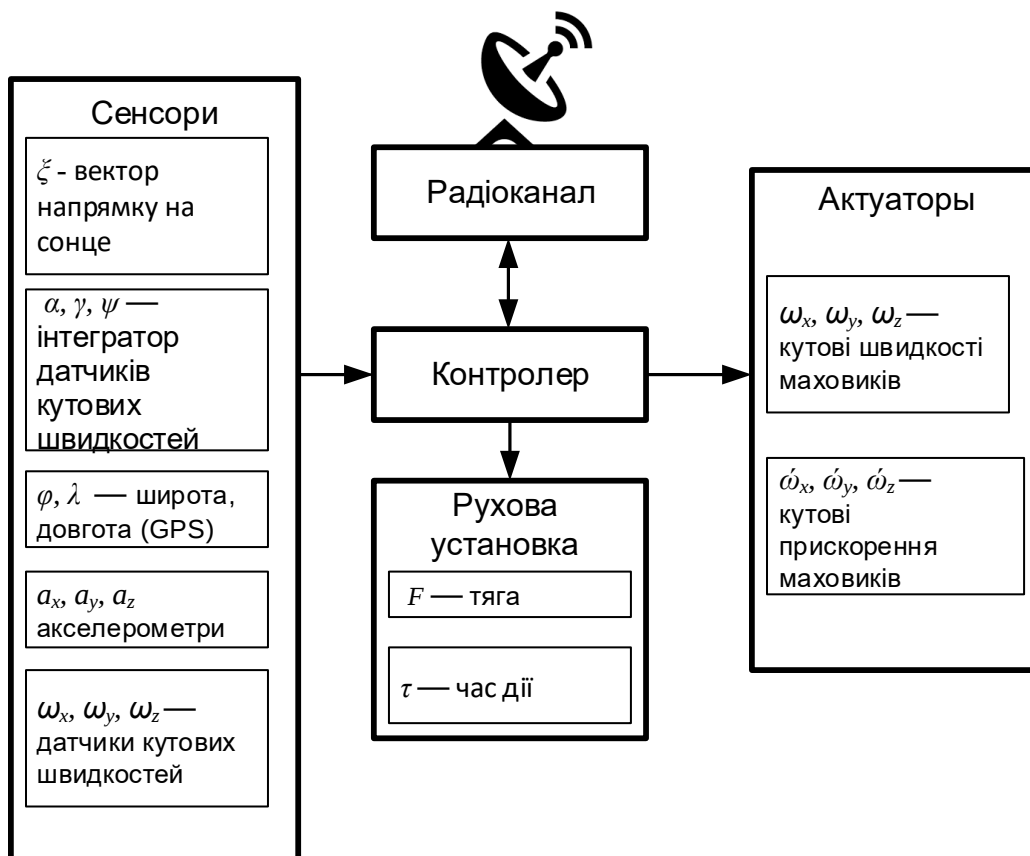


Рис. 1.3. Структура керування двигуном корекції МКА

Таким чином, завдання побудови групи МКА космічним буксиром як для активних, так і для пасивних супутників, може бути розділено на дві частини - програмно-аналітичну, що враховує чутливість, динамічні властивості сенсорів, актуаторів [63], і фізичну, що враховує тягові характеристики двигунів корекції, в тому числі сумарну питому тягу і динамічні параметри, а також динамічні властивості механізмів відділення [64]. Для активних супутників [65] крім названих параметрів як в КБ, так і в МКА враховуються характеристики радіоканалу і доплерівські зміщення [66], що ускладнює завдання, але дозволяє значно підвищити точність формування групи МКА і забезпечити маневреність. Тому в цілому завдання зводиться до керування рушійною установкою для досягнення заданого орбітального положення.

Особливий інтерес представляє створення специфічних орбітальних груп, спрямованих на вирішення конкретних завдань тієї чи іншої групи споживачів і на гарантоване забезпечення безперервного потоку інформації. МКА, що входять до складу таких груп, зазвичай створюються на основі однієї платформи, що

дозволяє підвищити швидкість створення групи і зробити систему більш зручною в обслуговуванні. Завдяки цьому буде знижуватися вартість технічних засобів отримання інформаційних ресурсів. Виведений з ладу МКА можна в найкоротші терміни замінити іншим апаратом, таким чином, в загальному випадку, система буде частково функціонувати і тим самим надійність системи значно підвищиться.

У зв'язку зі зменшенням маси і габаритів супутників, на сьогоднішній день, існує можливість використання ракетносіїв для виведення КБ (Рис. 1.4.).



Рис. 1.4. Космічний буксир.

1.3 Огляд можливостей ракетних двигунів при використанні на космічному буксирі

Варто приділити увагу дослідженню можливостей розгінного блока (РБ) з хімічними ракетними двигунами (ХРД) або електроракетними двигунами (ЕРД) [67]. РБ з ХРД зможе виводити масу корисного вантажу більшу, ніж одноступеневий РБ з ЕРД. Але РБ з ЕРД має суттєву перевагу з економії РТ.

Можна сформулювати наступні схеми перельоту з проміжної довільної орбіти на кінцеву орбіту з використанням РБ з ЕРД:

1 - зміна проміжної орбіти до кругової орбіти при одночасній зміні нахилу з постійно включеним двигуном і вектором тяги, перпендикулярним радіус-вектору [68];

2 - зміна проміжної орбіти до орбіти з трансверсальною тягою з пасивними ділянками і з подальшим зміненням нахилу [69];

3 - зміна проміжної орбіти до орбіти з застосуванням оптимального закону керування вектором тяги в площині орбіти і з наступною зміною нахилу.

Перший переліт здійснюється з істотними змінами висоти і нахилу; другий - з істотною зміною висоти і малою зміною нахилу; третій - з істотною зміною висоти без зміни нахилу.

Серед цільових високих кругових орбіт супутників Землі можна виділити геостаціонарну орбіту і орбіти супутників системи радіонавігації. З одного боку, мініатюризація сучасних супутників дозволяє відмовитися від використання потужних ракет-носіїв і звернути увагу на балістичні ракети, які можна віднести до ракет середнього і малого класу, а з іншого боку, існуючими ракетами-носіями можна виводити групи супутників. В обох випадках потрібно провести дослідження енергетичних можливостей розгінних блоків РБ, під якими будемо розуміти корисне навантаження (КН) і РБ. Розглянемо РБ, що складається з двох ступенів.

Перельоти можна здійснювати КБ, за однією зі схем:

- 1) переліт з одноступінчастим КБ з ХРД (традиційна схема)
- 2) переліт з одноступінчастим КБ з ЕРД.

Супутники, що виводяться такими КБ, так само в свою чергу можуть бути оснащені наступними рушійними установками:

- 1) супутники с ХРД;
- 2) супутники с ЕРД;
- 3) супутники с іншими РУ;
- 4) супутники без РУ.

Ракетні двигуни малої тяги створюють невелику в порівнянні з силою тяжіння центрального тіла величину тяги. Так як подібна тяга в основному

створюється за допомогою ЕРД, то вони часто ототожнюються з двигунами малої тяги, що не зовсім коректно. Малий рівень тяги мають так само механічні двигуни (двигуни на холодному газі [70]) та інші двигуни, що використовують механічну енергію для розгону робочого тіла [71], і ядерні двигуни [72] (двигуни, що використовують теплову енергію від ядерного реактора для нагріву робочого тіла або енергію ядерних мікробибухів). Розглянемо ці варіанти надалі.

1.4 Порівняння двигунів різних типів в складі космічного буксира

Одноступінчастий КБ може мати на борту твердопаливний ракетний двигун [73] (ТРД), ракетний двигун на пастообразному паливі [74] (РДПП), рідинний реактивний двигун [75] (РРД), ядерний двигун ЯД та ЕРД. Для порівняння розглянемо всі позитивні і негативні сторони цих двигунів.

Перевагами ТРД є:

- простота конструкції;
- порівняльна безпека в плані екології;
- невисока ціна;
- надійність.

Недоліки ТРД:

- обмеження по часу роботи: паливо згорає дуже швидко;
- неможливість перезапуску двигуна, його зупинки і регулювання тяги;
- невелику питому вагу в межах 2000-3000 м/с.

Через обмеження роботи за часом і неможливість перезапуску даний вид двигунів не буде розглядатися в порівнянні далі.

Перевагами РДПП є:

- простота конструкції;
- відпрацьована на ТРД технологія виготовлення;
- можливість багаторазового ввімкнення;
- керований вектор тяги;

- невисока ціна;
- надійність.

Недоліки РДПП:

- обмеження по часу роботи: паливо згорає дуже швидко;
- невелику питому вагу в межах 2330-2500 м/с.

Через обмеження роботи за часом даний вид двигунів не буде розглядатися в порівнянні далі.

Перевагами РРД є:

- високий показник питомого імпульсу (близько 4500 м/с і вище);
- можливість регулювання тяги, зупинки і перезапуску двигуна;
- менша вага і компактність, що дає можливість виводити на орбіту навіть великі багатотонні вантажі.

Недоліки РРД:

- складна конструкція і пуско-налагоджувальні роботи;
- в умовах невагомості рідини в баках можуть хаотично переміщатися. Для їх осадження потрібно використовувати додаткові джерела енергії.

З очевидних переваг і незначних мінусів виберемо дані двигуни до порівняння.

Ядерні ракетні двигуни мають величезну перевагу в порівнянні з хімічними

- це високий показник питомої імпульсу. Для твердофазних моделей його величина становить 8000-9000 м/с, для рідиннофазних - 14000 м/с, для газофазних - 30000 м/с. Разом з тим, їх використання тягне за собою зараження атмосфери радіоактивними викидами. Зараз ведуться роботи по створенню безпечного, екологічного та ефективного ядерного двигуна, і головним «претендентом» на цю роль є газофазний ЯРД з ядерною лампою, де радіоактивна речовина знаходиться в герметичній колбі і не виходить назовні з реактивним полум'ям. У зв'язку з недоліками, даний тип двигуна не буде приведений в порівнянні.

Перевагами ЕРД є:

- високий показник питомого імпульсу, верхня межа якого практично не обмежена;

- мала витрата палива (робітника тіла).

Недоліки ЕРД:

- високий рівень споживання електроенергії;
- складність конструкції;
- невелика тяга.

Таким чином порівнюємо два типи двигунів РРД і ЕРД.

Схеми РРД як правило відрізняються між собою системою подачі РТ. У кожній із схем, тиск РТ перед камерою має бути вище тиску в камері, інакше неможливо подавати РТ через форсунки. У двигунах з витіснювальною системою подачі РТ це досягається створенням високого тиску газу необхідний резервуар з витіснювальний газом, щоб створювати тиск. У разі насосної системи подачі РТ, тиск в баках значно менше ніж тиск в камері. У такій системі підвищення тиску досягається за рахунок спеціальних насосів, що встановлюються на магістралях подачі РТ.

В обох випадках маємо «зайву вагу» на борту КБ за рахунок витіснювальної системи, або за рахунок насосів на магістралях. З боку РРД буде розглядати РРД малих тяг.

Класифікація РРД малих тяг (РРДМТ) приведена на рис.1.5 [76].

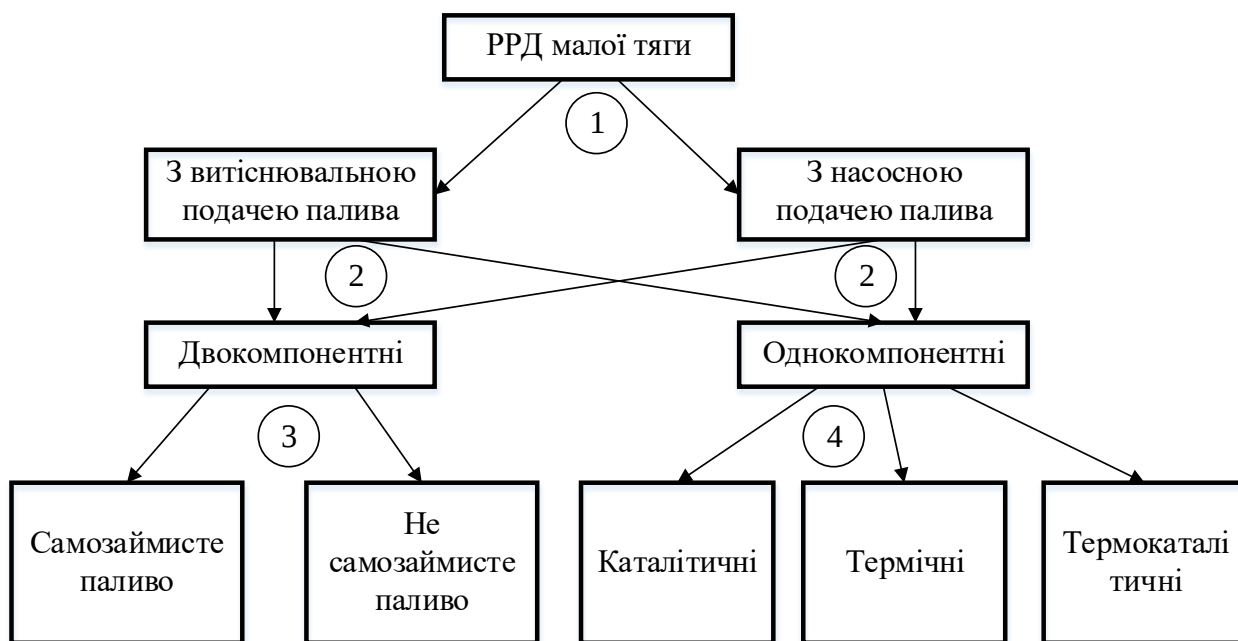


Рис. 1.5. Класифікація РРД малих тяг

Де 1 – спосіб подачі палива, 2- кількість компонентів палива, 3 – здатність компонентів палива до самозаймання, 4 – спосіб розкладання однокомпонентного палива.

Для порівняння РРДМТ з ЕРД розглянемо другу ступінь ракети-носія "Космос-3М". Другий ступінь складається з приладового, паливного і хвостового відсіків. Крім того, з боків ступені змонтовані два навісних блоку баків основних компонентів, що забезпечують роботу системи малої тяги (СМТ). Основні характеристики другого ступеня наведено в таблиці 1.1 [77].

Для порівняння нас буде цікавити тільки режим СМТ. Питомий імпульс тяги РРДМТ в СМТ режимі – 1735 м/с, що менше ніж у ЕНРД який склав 2580 м / с. Однак, за рахунок тяги, що в тисячу разів перевищує тягу ЕРД, час виводу групи МКА із застосуванням РРДМТ коливається від кількох годин до десятків годин (в залежності від необхідної кількості маневрів та кількості супутників що виводяться), в той час як із застосуванням ЕРД таке саме завдання займе до десятка днів.

Таблиця 1.1. Основні характеристики 2 ступеню ракети-носія «Космос 3м»

РУ другого ступеню	11Д49
Тяга в порожнечі, кН	
основний режим	158
проміжний режим	5,5
режим СМТ	0,1
Питомий імпульс тяги в порожнечі, м/с:	
основний режим	2972
проміжний режим	1725
режим СМТ	1735
Час роботи, с:	
основний режим	430
проміжний режим	70
режим СМТ	3800
маса палива (НДМГ+АК-27І) СМТ, кг	100

Якщо час виведення МКА не є критичним фактором, то підвищення ефективності виводу супутників повністю знаходиться в полі ЕРД двигунів. РРДМТ конструктивно можуть бути з насосною і витіснювальною подачею палива. Перевага витіснювальної систем подачі палива полягає в їх відносній

конструктивній простоті, однак їх основним недоліком є значна маса рушійної установки через великий тиск в паливних баках, тому, що він повинен перевищувати тиск в камері згоряння РРДМТ. Недолік турбонасосних систем подачі складається в значній складності та вазі турбонасосного агрегату. В імпульсних режимах величина витраченого палива за імпульс набагато менше витрати в безперервному режимі, що само по собі позитивний момент. Однак це породжує суттєвий недолік, виключення можливості використання в РРДМТ зовнішнього регенеративного охолодження стінок камери одним з компонентів через малий теплоз'єм. Як наслідок, для таких двигунів дуже гостро постає завдання захисту вогневої стінки камери двигуна від прогару і ерозії при контакті з високотемпературними продуктами згоряння. Всі ці фактори згубно впливають на ціну виведення групи МКА за рахунок застосування РРДМТ, тим самим поступаючись місцем сімейству ЕРРУ. Так само РРДМТ для виведення групи супутників застосовую двокомпонентний ракетний двигун малої тяги 11Д458М, який розроблений для розгінного блоку «Бриз-М». Його недоліком, як і у інших двигунів даного виду є надлишкова маса витіснювальної системи подачі палива, що призводить до подорожчання корисного навантаження і зменшення маси останньої. Так само при виведенні МКА були використані двигуни 8Д-67, С5.50, 8Д-25 і більш потужні РД-111. Всі вони так само мають в своєму складі або витіснювальну систему подачі палива, або насос подачі палива, що призводить до значного підвищення маси рушійної установки, в порівнянні з РРД установками.

З'ясувавши перевагу ЕРД над РРДМТ, перейдемо до аналізу безпосередньо ЕРД.

1.5 Висновки до першого розділу

В першому розділі розглянуто класифікацію КА. Завдяки розвитку нових технологій МКА отримали нові можливості для застосування. Визначені завдання для застосування МКА.

В наслідок проведеного огляду предметної галузі й існуючих підходів до формування групи МКА за допомогою КБ можна зробити такі висновки:

а) запуск МКА стикається з труднощами у вигляді вартості запусків МКА, самостійне виведення МКА є економічно недоцільним, що призводить до запусків МКА в складі групи, або пусків у вигляді доповнень до основних супутників;

б) тривалість виведення МКА на орбіту грає не останню роль, що на пряму пов'язано з кількістю РТ, яке необхідно також виводити на орбіту для подальшого використання МКА;

в) обладнання МКА власною рушійною установкою призводить до збільшення його маси і вартості такого запуску, проте в процесі експлуатації такий вид МКА має здатність здійснювати орбітальні переходи і підтримку, корекцію орбіти;

г) серед різних типів рушійних установок найкращих показників витрати РТ займають ЕРД;

д) останнім часом гостро стоїть питання деорбітації МКА після виконання поставлених завдань, тому що число космічного сміття з кожним роком зростає, викликаючи ряд труднощів при експлуатації сучасних МКА.

Відповідно для вирішення цих завдань необхідно:

- розробити концепцію використання електроракетної рушійної установки на КБ для виведення групи МКА,
- розробити математичну модель електронагрівної рушійної установки, що входить до складу КБ,
- провести аналіз часу запуску та імпульсу післядії ЕНРУ в складі КБ,
- провести експериментальні роботи з підтвердження результатів математичної моделі,
- сформулювати рекомендації для використання КБ з ЕРРУ.

Основні наукові результати розділу опубліковано в працях автора [49, 62].

1.6 Література до першого розділу

1. Гансвинд, И. Н. (2019). Малые космические аппараты в дистанционном зондировании Земли. *Исследование Земли из космоса*, (5), 82-88.
2. Волошин, В. И., & Левенко, А. С. (1996). Анализ тенденций развития рынка дистанционного зондирования Земли. *Время*, 1998, 2000-2002.
3. Гудзенко, А. В. (2013). Тенденции развития малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.
4. Палкин, М. В. (2015). Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета. *Машиностроение и компьютерные технологии*, (8).
5. Палкин, М. В. (2015). Баллистико-навигационное обеспечение группового полета космических аппаратов. *Вестник Московского государственного технического университета им. НЭ Баумана. Серия «Машиностроение»*, (6 (105)).).
6. Eickhoff, J. (2011). *Onboard computers, onboard software and satellite operations: an introduction*. Springer Science & Business Media.
7. Sidi, M. J. (1997). *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach* (Vol. 7). Cambridge university press.
8. Dunlop, M. W., & Woodward, T. I. (1998). Multi-spacecraft discontinuity analysis: Orientation and motion. *Analysis Methods for Multi-Spacecraft Data*, 271-306.
9. Wertz, J. R. (Ed.). (2012). *Spacecraft attitude determination and control* (Vol. 73). Springer Science & Business Media.
10. Kaplan, M. H. (1976). Modern spacecraft dynamics and control. *nyjw*.
11. Kechichian, J. A. (1997). Optimal low-earth-orbit-geostationary-earth-orbit intermediate acceleration orbit transfer. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 20(4), 803-811.

12. Budianto, I. A., & Olds, J. R. (2004). Design and deployment of a satellite constellation using collaborative optimization. *Journal of spacecraft and rockets*, 41(6), 956-963.
13. Sandau, R. (2010). Status and trends of small satellite missions for Earth observation. *Acta Astronautica*, 66(1-2), 1-12.
14. Aporta, C., Higgs, E., Hakken, D., Palmer, L., Palmer, M., Rundstrom, R., ... & Higgs, E. (2005). Satellite culture: global positioning systems, Inuit wayfinding, and the need for a new account of technology. *Current anthropology*, 46(5), 729-753.
15. Ulybyshev, Y. (1998). Long-term formation keeping of satellite constellation using linear-quadratic controller. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 21(1), 109-115.
16. Carrasco, J. M., Franquelo, L. G., Bialasiewicz, J. T., Galván, E., PortilloGuisado, R. C., Prats, M. M., ... & Moreno-Alfonso, N. (2006). Power-electronic systems for the grid integration of renewable energy sources: A survey. *IEEE Transactions on industrial electronics*, 53(4), 1002-1016.
17. Sarsfield, L. (1998). *The Cosmos on a Shoestring. Small Spacecraft for Space and Earth Science* (No. RAND-MR-864-OSTP). RAND CORP SANTA MONICA CA.
18. Santoni, F., Piergentili, F., & Ravaglia, R. (2013). Nanosatellite cluster launch collision analysis. *Journal of Aerospace Engineering*, 26(3), 618-627.
19. Овчинников, М. Ю. (2007). Малые мира сего. *Компьютерра*, (15), 37-43.
20. Watson, M. D. (2018). System exergy: system integrating physics of launch vehicles and spacecraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(2), 451-461.
21. Mohan, G., Rao, Y. N. S., Prakash, P., Subramanian, U. A., Purushothaman, P., Premdas, M., ... & Jayachandran, T. (2017). Development of RLV-TD Stage Separation System. *Journal of The Institution of Engineers (India): Series C*, 98(6), 669-678.
22. Estevez, M. A., Flathom, J. D., Lemke, G. E., Nakasone, D. Y., Volk, C. P., & Silva, E. D. (2019). *U.S. Patent No. 10,351,268*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.

23. Brown, A. M., DeLessio, J. L., & Jacobs, P. W. (2019). Natural Frequency Testing and Model Correlation of Rocket Engine Structures in Liquid Hydrogen: Phase I, Cantilever Beam. In *Model Validation and Uncertainty Quantification, Volume 3* (pp. 291-299). Springer, Cham.
24. Parhi, A., Mahesh, V., Kalluru, K., Reshmi, S., Harikrishnan, R., Lakshmi, V. M., ... & Reddy, R. K. (2018). Development of slow-burning solid rocket booster for RLV-TD hypersonic experiment. *Curr. Sci*, 114, 74-83.
25. Swain, D., Biswal, S. K., Thomas, B. P., Babu, S. S., & Philip, J. (2019). Performance Characterization of a Flexible Nozzle System (FNS) of a Large Solid Rocket Booster Using 3-D DIC. *Experimental Techniques*, 43(4), 429-443.
26. Ruf, C. S., Chew, C., Lang, T., Morris, M. G., Nave, K., Ridley, A., & Balasubramaniam, R. (2018). A new paradigm in earth environmental monitoring with the CYGNSS small satellite constellation. *Scientific reports*, 8(1), 1-13.
27. Барабанов, А. А., Папченко, Б. П., Пичхадзе, К. М., Ребров, С. Г., Семенкин, А. В., Сысоев, В. К., & Янчур, С. В. (2015). Предложения по построению космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой. *Вестник НПО им. СА Лавочкина*, (1), 34-40.
28. Богуславский, А. А., Боровин, Г. К., Карташев, В. А., Павловский, В. Е., & Соколов, С. М. Модели и алгоритмы для интеллектуальных систем управления.
29. Cusco, A. P. C., de Sousa, F. L., & Neto, A. J. S. (2015). A multi-objective methodology for spacecraft equipment layouts. *Optimization and Engineering*, 16(1), 165-181.
30. Justo, J. J., Mwasilu, F., Lee, J., & Jung, J. W. (2013). AC-microgrids versus DC-microgrids with distributed energy resources: A review. *Renewable and sustainable energy reviews*, 24, 387-405.

30. Mustard, J. F., & Sunshine, J. M. (1999). Spectral analysis for earth science: investigations using remote sensing data. *Remote sensing for the earth sciences: Manual of remote sensing*, 3, 251-307.
31. Xu, C. K., Lonsdale, C. J., Shupe, D. L., Franceschini, A., Martin, C., & Schiminovich, D. (2003). Models for evolution of dusty and E/S0 galaxies seen in multiband surveys. *The Astrophysical Journal*, 587(1), 90.
32. Koposov, S. E., Glushkova, E. V., & Zolotukhin, I. Y. (2008). Automated search for Galactic star clusters in large multiband surveys-I. Discovery of 15 new open clusters in the Galactic anticenter region. *Astronomy & Astrophysics*, 486(3), 771-777.
33. Ellery, A., Kreisel, J., & Sommer, B. (2008). The case for robotic on-orbit servicing of spacecraft: Spacecraft reliability is a myth. *Acta Astronautica*, 63(5-6), 632-648.
34. Lim, B., Gilchrist, B., Meckel, N., Masse, R., & Williams, S. (2002). The use of electrodynamic tethers for orbit maintenance and deorbit of large spacecraft- A trade study of the NASA GLAST mission. In *38 th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN*.
35. Smith, L. A., & Thomson, S. J. (2005). GPS position latency determination and ground speed calibration for the SATLOC Airstar M3. *Applied Engineering in Agriculture*, 21(5), 769-776.
36. Scheel, W. A., & Conway, B. A. (1994). Optimization of very-low-thrust, many-revolution spacecraft trajectories. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 17(6), 1185-1192.
37. De Weck, O. L., De Neufville, R., & Chaize, M. (2004). Staged deployment of communications satellite constellations in low earth orbit. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 1(3), 119-136.
38. Севастьянов, Н. Н., Бранец, В. Н., Панченко, В. А., Казинский, Н. В., Кондранин, Т. В., & Негодяев, С. С. (2009). Анализ современных возможностей

создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. *Труды Московского физико-технического института*, 1(3).

39. Martin, M. E., & Aber, J. D. (1997). High spectral resolution remote sensing of forest canopy lignin, nitrogen, and ecosystem processes. *Ecological applications*, 7(2), 431-443.
40. Черный, И. Н. (2017). Мечтатели из DARPA [Электронный ресурс]. *ИИ Черный–режим доступа* <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2013/869/.-02.01>.
41. McInnes, C. R. (1995). Autonomous ring formation for a planar constellation of satellites. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 18(5), 1215-1217.
42. Боровин, Г. К., Захваткин, М. В., Степаньянц, В. А., & Тучин, А. Г. (2014). Определение и прогнозирование параметров движения космической миссии «Радиоастрон». *Mathematica Montisnigri*, 30, 76-98.
43. Палкин, М. В. (2012). Повышение эффективности летательных аппаратов путем перераспределения ресурсов штатных подсистем. *Машиностроение и компьютерные технологии*, (02).
44. Nacozy, P. E. (1981). Time elements in Keplerian orbital elements. *Celestial mechanics*, 23(2), 173-198.
45. Челноков, Ю. (2018). *Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением*. Litres.
46. Martel, F., Pal, P., & Psiaki, M. (1988). Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft.
47. Frye, W. E., & Stearns, E. V. (1959). Stabilization and attitude control of satellite vehicles. *ARS Journal*, 29(12), 927-931.
48. Li, L., Tan, L., Kong, L., Yang, H., & Wang, D. (2017). Flywheel micro-vibration characters of a high resolution optical satellite. *Journal of Vibroengineering*, 19(6), 3981-3993.

49. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.
50. Лисов, И. (2015). Наноспутники полетят строем. *Новости космонавтики*, (3), 59.
51. Лысенко, Л. Н., Бетанов, В. В., & Звягин, Ф. В. (2014). Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов.
52. Fraire, J. A., Madoery, P., Burleigh, S., Feldmann, M., Finochietto, J., Charif, A., ... & Velazco, R. (2017). Assessing contact graph routing performance and reliability in distributed satellite constellations. *Journal of Computer Networks and Communications*, 2017.
53. Gill, E., D'Amico, S., & Montenbruck, O. (2007). Autonomous formation flying for the PRISMA mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 671-681.
54. Jiang, J., & Yu, X. (2012). Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches. *Annual Reviews in control*, 36(1), 60-72.
55. Gill, E., Sundaramoorthy, P., Bouwmeester, J., Zandbergen, B., & Reinhard, R. (2013). Formation flying within a constellation of nano-satellites: The QB50 mission. *Acta Astronautica*, 82(1), 110-117.
56. Дворкин, Б. А. (2009). Группировка спутников ДЗЗ RapidEye: уникальные возможности для решения задач мониторинга. *Геоматика*, (3), 14-21.
57. Воробьева, И. А., & Шептун, А. Д. (2014). Проектно-баллистические исследования по групповым запускам спутников в одном пуске ракеты носителя на разнесенные базовые орбиты. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*, (3), 164-168.
58. Hoyt, R., & Forward, R. (2000, January). The Terminator Tether-Autonomous deorbit of LEO spacecraft for space debris mitigation. In *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 329).

59. Ahedo, E., & Sanmartin, J. R. (2002). Analysis of bare-tether systems for deorbiting low-earth-orbit satellites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39(2), 198-205.
60. Cho, B. H., Lee, J. R., & Lee, F. C. (1990). Large-signal stability analysis of spacecraft power processing systems. *IEEE Transactions on Power electronics*, 5(1), 110-116.
61. Bang, H., Tahk, M. J., & Choi, H. D. (2003). Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation. *Control engineering practice*, 11(9), 989-997.
62. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2020). Минимизация времени подготовки рабочего тела к запуску двигательной установки с электронагревным двигателем. *Авиационно-космическая техника и технология*, (1), 4-11.
63. Christian, H., Blakeslee, R., Goodman, S., Mach, D., Stewart, M., Buechler, D., ... & Bocippio, D. J. (1999, June). The lightning imaging sensor. In *NASA conference publication* (pp. 746-749). NASA.
64. Ishkov, S. A., Filippov, G. A., & Khramov, A. A. (2017). Autonomous Control Program for Special Spacecraft Debris Collector Rendezvous Transfer with Fragment of Space Debris with Low-thrust. *Procedia engineering*, 185, 388-395.
65. Агеева, Е. Г., & Губин С. В. (2012). Формирование структуры энергодвигательного модуля для малых космических аппаратов на базе стационарного плазменного движителя. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (57), 153-159.
66. Лебедев, В. Н. (1968). Расчет движения космического аппарата с малой тягой. *М.: ВЦ АН СССР*, (5), 108.
67. Фадеенков, П. В. (2011). *Анализ и оптимизация перелётов космических аппаратов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями* (Doctoral dissertation, Самарский государственный аэрокосмический университет им. СП Королева).
68. Васкез, Б., & Кочиев, А. А. (2005). Промежуточная орбита точки в поле тяготения твердого тела. *Космические исследования*, 43(5), 395-398.

69. Салмин, В. В., Ишков, С. А., & Старинова, О. Л. (2006). Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой. *Самара: Издательство Самарского научного центра РАН.*
70. Алемасов, В. Е. (1962). *Теория ракетных двигателей.* Рипол Классик.
71. Драновский, В. И., & Анищенко В. М., & Доброгорский В. А., & Кошкин М. И. (1989). Газореактивные двигательные установки: учебное пособие, 245.
72. Коротеев, А. С., Пришлецов, А. Б., Мартишин, В. М., & Павельев, А. А. (2002). Ракетные двигатели и энергетические установки на основе газофазного ядерного реактора. *М.: Машиностроение.*
73. Ларионов, Б. И., & Кузьменко, А. В. (2016). Исследование пульсаций давления в камере твердотопливного ракетного двигателя на квазистационарном участке работы. *Горение и взрыв*, 9(4), 116-125.
74. Бондаренко, С. Г., Хорольский, П. Г., & Адамчик, Л. В. (2008). К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием. *Авиационно-космическая техника и технология*, (7), 148-150.
75. Добровольский, М. В. (2005). Жидкостные ракетные двигатели.
76. Дорофеев, А. А. (2010). Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование.
77. Егорычев, В. С., & Сулинов, А. В. (2010). Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. *Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет.*

РОЗДІЛ 2. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ НА КОСМІЧНОМУ БУКСИРІ

2.1 Аналіз вимог до електроракетних двигунів і вибір електроракетного двигуна для космічного буксиру

Характеристики ЕРРУ для МКА з масами від 50 до 500 кг в залежності від вимог до орієнтації точності корекції МКА [1], типу виконавчих органів, логіки керування представлені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1. Оцінка технічних вимог до ЕРРУ МКА

Параметр	Тип електроракетного двигуна			
	Маршовий ЕРД		Керуючий ЕРД	
Маса МКА, кг	50	500	50	500
Споживання енергії, Вт	50...100	100...500	10...50	50...200
Тяга, мН	< 10	< 100	< 5	< 50
Питомий імпульс тяги, кН·с/кг	5...10	10...30	5...10	10...30
Сумарний імпульс тяги, кН·с	5...20	50...200	2...10	20...100
Мінімальний імпульс тяги, мН·с	1...10	10...100	0,1...2	2...50

Розглянемо основні типи ЕРД для використання на МКА згідно таблиці 2.1. Іонні двигуни малої потужності використовуються в якості двигунів корекції. Табл. 2.2 ілюструє ІД Центру Келдиша з використанням ксенону в якості робочого тіла [2].

Таблиця 2.2. Технічні та експлуатаційні характеристики ІД Центру Кельдишева

Характеристики, розмірність	Тип ІД	
	ІД-50	ІД-100
Тяга, мН	5...6	19
Питомий імпульс тяги, Нс/кг	3700...25000	35000
Споживана потужність, Вт	140...150	500
ККД, %	0,6...0,45	0,55

Для ІД можливо збільшення питомого імпульсу і тяги. Хоча одним з недоліків ІД малої потужності можна вважати обмеження по щільності іонного потоку [3]. ІД мають високий ресурсом. На окремих зразках ІД, таких, як двигун Next, розроблений NASA [4] час безперервної роботи дорівнює 5,5 років, що підтверджує ресурс в 48 000 годин [5].

У складі ЕРРУ МКА застосовують так само холлівський двигун малої потужності. В таблиці 2.3 наведено характеристики холлівських двигунів Центру Келдишева [6].

Таблиця 2.3 Технічні та експлуатаційні характеристики СПД Центру Келдишева

Двигун КМ	45 КМ	60 КМ
Потужність, кВт	0,2 - 0,45	0,45 - 1,1
Тяга, мН	10 - 28	30 - 50
Питомий імпульс, с	1250-1500	1200-2200

Двигуни малої потужності СПД мають ряд переваг для МКА за ступенем відпрацьованості, масі і технічними характеристиками [7]. Двигуни СПД підходять для розглянутих задач показниками тяги, питомого імпульсу і потужності з можливістю їх регулювання в необхідному діапазоні. Маса і габарити СПД дозволяють розмістити ЕРДУ на МКА з урахуванням обмеження

маси і габаритів. Основні напрямки розвитку двигунів СПД спрямовані на підвищення ККД, оптимізацію динамічних характеристик (мінімальний імпульс, час включення і виходу на режим, час вимикання) і ресурсу двигуна з метою їх застосування в системах корекції і орієнтації МКА.

Розглянемо ІПД на прикладі абляційних імпульсних плазових двигунів (АПД). Основні характеристики рушійних установок представлено в таблиці 2.4 [8].

Таблиця 2.4. Технічні та експлуатаційні характеристики АПД розроблених в НДІ ПМЕ МАІ

Тип ЕРДУ	АПД-8	АПД-120	АПД-45-2	АПД-155	АПД-95
Споживана потужність, Вт	10...20	60	75...150	70...140	170
Питомий імпульс тяги, м/с	5200	7160	11000	13200	16000
Середня тяга, мН	0,11...0,22	0,9	1,44...2,9	1,4...2,8	3,5
Сумарний імпульс тяги, кНс	0,6	0,7	20	30	52
Тяга / маса ЕРРУ, мкН/кг	110	300	274	200	175

Області пріоритетного застосування ЕРД приведено на рис. 2.1 [1].

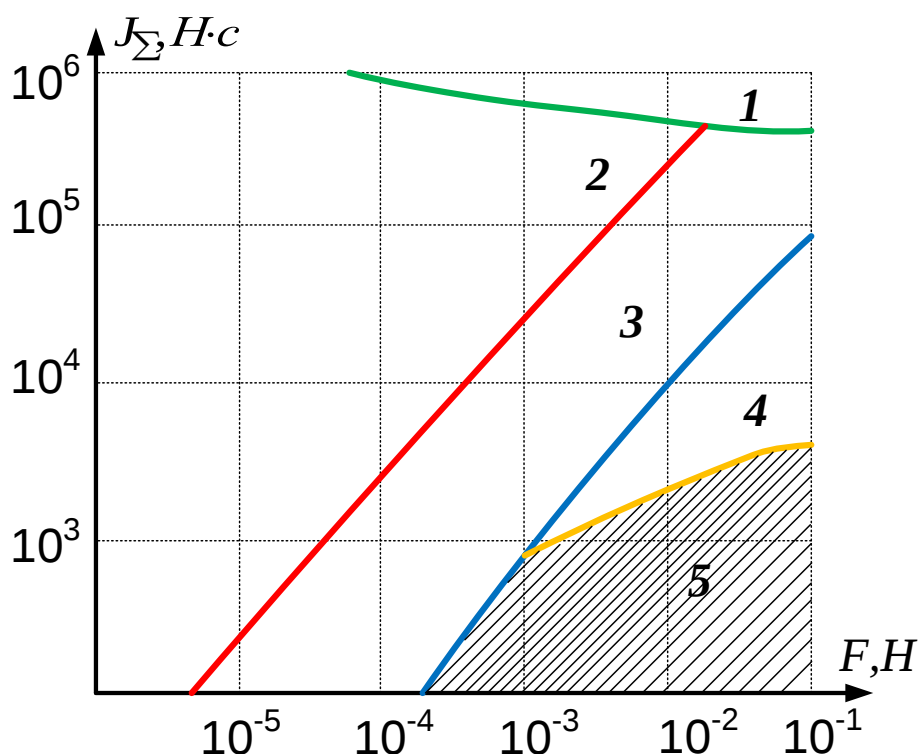


Рис. 2.1. Області пріоритетного застосування ЕРД

1 - ІД; 2 - ІД, СПД; 3 - СПД, ІПД; 4 – ІПД; 5 - електротермічні двигуни.

Надані залежності дозволяють пояснити, що від розв’язуваної задачі у космічному просторі можливе застосування різних типів ЕРД [9] і на КБ згідно використання різних типів ЕРД обмежується низкою чинників.

2.2 Опис схем і принципів роботи електроракетних двигунів

Всі ЕРД використовують електричну або електромагнітну енергію для прискорення робочого тіла. Виділимо три класи ЕРД (рис. 2.2) [10]:

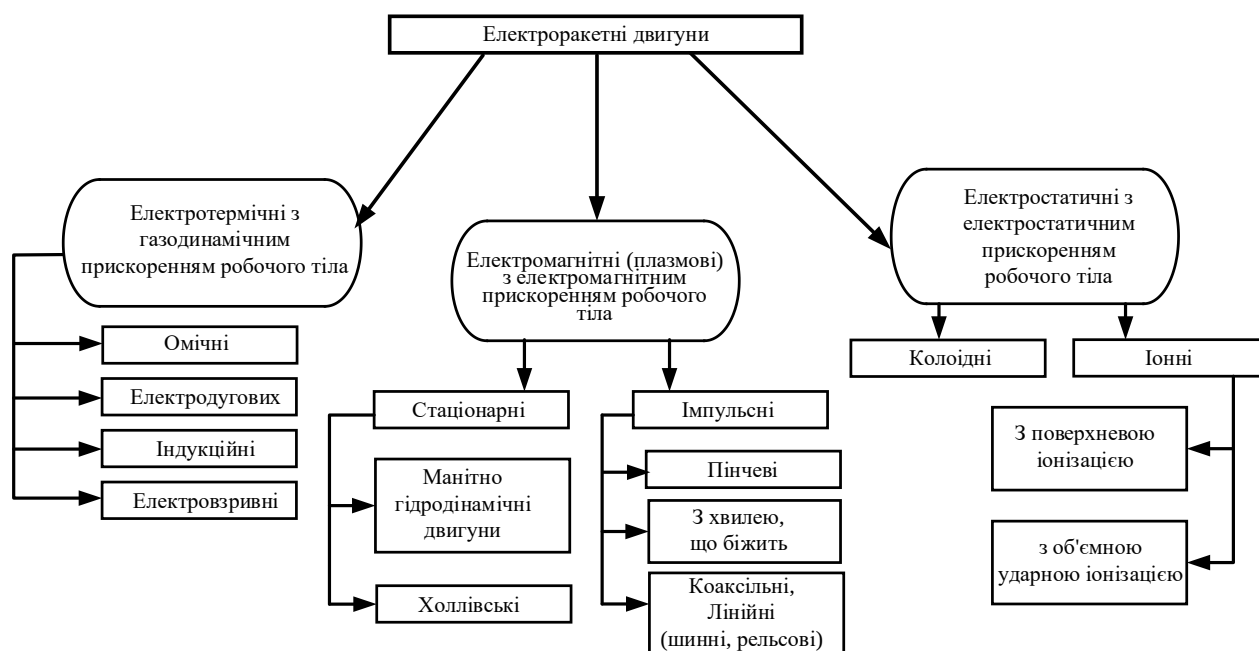


Рис. 2.2. Класифікація ЕРД

На рисунку 2.3 наведена структурна схема ЕРД.

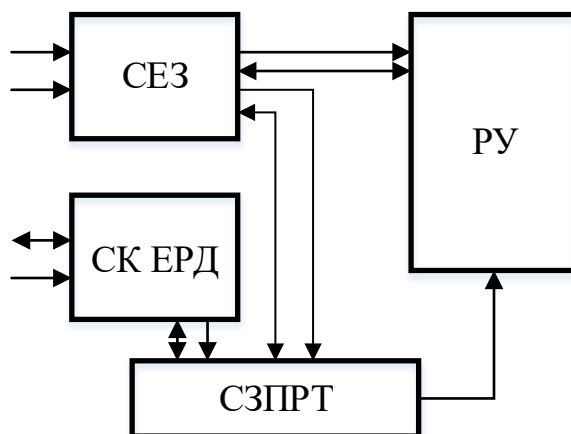


Рис. 2.3. Структурна схема ЕРД

де СЕЗ – система енергозабезпечення, СК ЕРД – система керування електроракетним двигуном, СЗПРТ – система зберігання подачі робочого тіла, РУ – рушійна установка.

В загальному випадку всі ЕРД мають однакову структуру, різниця виникає лише в РУ. Відповідно РУ це ЕНД, СПД, ІПД, ІД.

1) Електротермічні - електрична енергія використовується для нагріву робочого тіла (газоподібного або рідкого). Залежно від способу нагрівання розрізняють електронагрівні двигуни (ЕНД) [11] і електродугові двигуни (ЕДД).

2) Електростатичні діляться на іонні (в тому числі колоїдні) двигуни (КД), стаціонарні плазмові двигуни (СПД) - позитивно заряджені іони або мікрокраплі рідини розганяються в статичному електричному полі. При простому розгоні іонів між високовольтними електродами двигун так і називають – іонним [12]. При розгоні іонів в квазінейтральній плазмі, в залежності від зони прискорення іонів - довгою або короткою - кажуть про стаціонарні плазмові (холлівські) двигуни [13], або ж про двигуни з прискоренням в анодному шарі [14]. У випадку з мікрокраплями двигуни називаються електроспрейними (колоїдними) [15].

3) Електромагнітні - заряджені частинки (позитивні іони, електрони) прискорюються в магнітному полі за рахунок сили Лоренца або пондеромоторних сил. Аби не заглиблюватися в подробиці, виділимо магнітогазодінамічні двигуни [16], імпульсні плазмові двигуни [17] і різні види безелектродних плазмових двигунів.

Ще один критерій оцінки ЕРД це «ціна тяги ЕРД двигуна». Серед ЕРД порівняємо ціну тяги ІД, СПД, АПД і ЕНД. Порівняння ціни тяги наведено в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5. Порівняння характеристик ЕРД двигунів різних типів

параметри	ІД	СПД	ІПД	ЕНД
Тяга, мН	76	7-40	0,144 -3,5	50
Питома імпульс, м/с	7000	8000-15000	11000-16000	2550
Потужність, кВт	3,5	0,1-0,700	0,075-0,170	0,2
Ціна тяги, кВт/Н	47	14-17.5	49-52	4

Не дивлячись на те, що величина питомого імпульсу ІД, СПД та ІПД значно перевершує показники ЕНД, ціна тяги даних ЕРД істотно вище ніж у ЕНД, також тяга ЕНД перевищує показники інших ЕРД. Згідно рисунка 2.1 необхідний діапазон роботи ЕРД – 5 область та таблиці 2.5 ціна тяги ЕНД найдешевша, при майже максимальній потужності оберемо ЕНД в якості ЕРД для КБ.

Електротермічні двигуни в різних комплектаціях використовуються в багатьох країнах Світу. Лідерами серед таких країн є Америка, Німеччина, Росія, Китай, Англія. В Америці продовжують будувати мікрохвильові електротермічні рушійні установки для використання на МКА [18, 19] (агенція NASA на чолі з О. R. Steven та J.R. Stone). В Німеччині використовують електротермічні двигуни надмалих тяг [20] (Інститут космічних систем в Штутгарті, досліді очолює Birk L. Wollenhaupt та Alex Hammer). Росіяни акцентують увагу на використанні електротермічних двигунів в якості маневрових малої тяги [21, 22] (Омський держ. тех. Університет, досліді очолюють В. Н. Блінов та А. С. Власов). Як показує огляд робіт в Китайській Народній Республіці [23] (Beijing University of Aeronautics and Astronautics на чолі з Hai-bin Tang, Xin-ai Zhang, Hai-xing Wang; Англійці будують мікрохвильові електротермічні рушійні установки [24, 25] (Лабораторія Резерфорда Епплтона під керівництвом А. Grubisic). Частіше за все електротермічні двигуни використовують на низькій круговій орбіті. Компонують рушійну установку баком, випарювачем (чи без нього в залежності від покладеної задачі, що вирішується в космічному просторі), ресивером (чи без нього) та безпосередньо термічною рушійною установкою.

2.3 Аналіз вимог та постановка завдання для створення моделей керування бортової рушійної установки

Бортова рушійна установка (БРУ) призначена для забезпечення і підтримки параметрів орбіти МКА (маса МКА 150 кг з урахуванням маси БДУ) при низькоорбітальному польоті, а також для забезпечення формування та підтримки просторово-балістичної структури групи МКА.

До БРУ висувують наступні вимоги та обмеження [26]:

1. вибір робочого тіла;
2. номінальна тяга БРУ;
3. електроживлення БРУ здійснюється постійним електричним струмом;
4. електромагнітна сумісність БРУ з бортовою апаратурою МКА;
5. кількість включень БРУ;
6. тривалість одного включення БРУ;
7. деорбітація МКА за допомогою КБ оснащеного БРУ:
 - 7.1 оснащеного механічним маніпулятором збору МКА [27];
 - 7.2 оснащеного просторовою сіткою збору МКА [28].

Створення угруповання МКА є складним питанням, тому спочатку треба розглянути схожі завдання. Аналогічні завдання вирішуються для побудови групи малих безпілотних літальних апаратів [29] за допомогою математичного моделювання та алгоритмів керування. Те ж саме можна застосовуватися на КБ при формуванні групи МКА.

Рішення при виведенні МКА на орбіту:

- виведення групи МКА Гоманівськими переходами за рахунок кінцевої ступені розведення ракети-носія або КБ на основі РРД, до переваг якого відноситься малий час розстановки МКА, а як недолік – значні витрати РТ [30];

- виведення МКА Гоманівськими переходами за рахунок мікро РРД або ГРС, встановлених безпосередньо на МКА. Тут є переваги з автономної корекції орбітального положення кожного МКА та у відносно малому часі вирішення цього завдання за рахунок значної витрати РТ, однак реалізація можлива тільки

для МКА з масою не менше 150 кг, обмеженому розмірами рушійної установки [31];

- виведення МКА за рахунок циклічних переходів з застосуванням ЕРД або ГРС встановлених безпосередньо на МКА. Такий метод є вигідним за питомими показниками, проте обмежений мінімальною масою космічного апарату;

- виведення МКА космічним буксиром з циклічними переходами за рахунок ЕРД. Метод має більш тривалий процес щодо РРД і для кожного типу ЕРД має свої обмеження.

Як було обрано раніше, в якості ЕРД використовується ЕНД в складі електронагрівної рушійної установки (ЕНРУ). ЕНРУ відносяться до електрохімічних рушійних установок де електроенергія використовується для нагріву і хімічного розкладання робочої речовини. Конструкція ЕНРУ складена з матеріалів, що розраховані до роботи на борту космічного апарату протягом 7-10 років при числі запусків до 500, тривалості безперервної роботи ~ 100-1000 годин і відхиленні тягових характеристик від номіналу не більше 5-10%. Рівень споживаної ЕНРУ електричної потужності - десятки Ватт, діапазон тяг від 0,01 до 0,05 Н. ЕНРУ мають дуже низьку для ЕРРУ ціну тяги, велику швидкість витікання струменя (2550 м/с) за рахунок малої молекулярної ваги робочої речовини і продуктів її розкладання та найкращу електромагнітну сумісність з іншим обладнанням космічного буксира та супутників, що виводяться.

Таким чином виведення МКА космічним буксиром з ЕНРУ має ряд переваг:

- високі питомі показники щодо РРД і ГРС;
- відпрацьованість технічного рішення.

Схема орбітальних маневрів виведення МКА за допомогою КБ, що оснащений ЕНРУ представлено на рисунку 2.4.

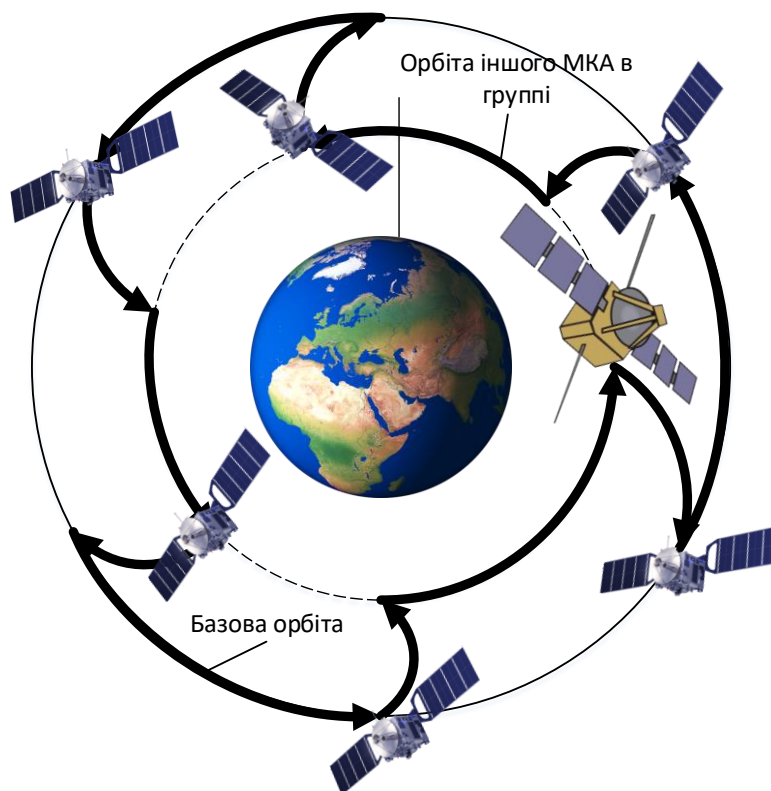


Рис. 2.4 Схема виведення МКА за допомогою КБ

Космічний буксир виводиться на базову орбіту ракетою-носієм, після чого починається підготовка ЕНРУ до роботи. Коли ЕНРУ готова до роботи вмикається двигун і КБ виконує орбітальний маневр до точки виведення першого супутника. Після чого КБ виконує маневр по переходу на орбіту іншого МКА в складі угруповання. Після чого КБ знову виконує маневр але вже на орбіту наступного МКА. Після кожного виведення та маневру вираховується необхідний імпульс в залежності від зміни маси КБ (витрати РТ та маса виведеного МКА). Після того, як всі МКА буде виведено, в залежності від сформованого завдання КБ може виконати деорбітаційний маневр для утилізації. В іншому випадку КБ залишається в складі групи з метою подальшого збирання МКА за допомогою просторової сітки, або маніпулятора [27] для сумісної деорбітації.

Постає завдання, що необхідно:

1. провести моделювання орбітального маневрування на основі моделей ЕНРУ, з урахуванням програми маневрування;
2. сформулювати програму маневрування забезпечивши мінімізацію часу маневру і витрат РТ та енергії.

На підставі попередніх розрахунків подібних електронагрівних прискорювачів [31, 32] і конструктивних напрацювань прийняті наступні вихідні дані для моделювання параметрів ЕНРУ на КБ:

- маса КБ з МКА – 140 кг;
- маса ЕНРУ – 25 кг;
- маса енергоустановки – 20 кг;
- тяга двигуна – $0,049 \pm 15\%$ Н
- питомий імпульс тяги - не менше 2550 м/с;

Параметри течії РТ в соплі при роботі двигуна. Обрано такі теплофізичні параметри суміші продуктів розкладання аміаку:

- температура $T_0 = 1373$ К (1100°C),
- молекулярна вага $M = 17$,
- газова постійна $R = 978$ Дж/кг·К,
- коефіцієнт динамічної в'язкості $\eta = 3,19 \cdot 10^{-5}$ Па·с,
- теплоємність $C_p = 3,76$ кДж/кг·К.

Для формування вимог до системи електрозабезпечення необхідно виконати розрахунок параметрів базової орбіти КБ.

2.4 Розрахунок параметрів базової орбіти КБ

Спочатку необхідно провести розрахунок траси КБ. Було застосовано наступні початкові дані.

Задамо висоту перигея $H_\pi = 580\,000$ м.

Оберемо кругову орбіту, $H_\alpha = 600\,000$ м – висота апогея.

Початкова географічна довгота висхідного вузла $\Omega_{01} = 30 \frac{\pi}{180} = 0,524$ рад.

Нахил орбіти $i_{orb} = 80 \frac{\pi}{180} = 1,396$ рад.

Аргумент перигею $\omega_{nep} = 0$ рад, таким чином орбіта близько кругова.

Далі обговоримо константи розрахунку:

Радіус «сферичної» Землі $R_\text{з} = 6\,372\,000$ м.

Екваторіальний радіус Землі $R_{\text{З}} = 6\,378\,130$ м.

Безрозмірна константа розкладання гравітаційного потенціалу Землі по сферичним гармонікам полінома Лагранжа $C_{20} = -1098,08 \cdot 10^{-6}$.

Розрахунок параметрів орбіти будемо проводити в середовищі моделювання Mathcad 15.

$$\text{Радіус апогею } R_{\alpha} = H_{\alpha} + 6372000 = 6,972 \cdot 10^6 \text{ м.} \quad (2.1)$$

$$\text{Радіус перигею } R_{\pi} = H_{\pi} + 6372000 = 6,952 \cdot 10^6 \text{ м.} \quad (2.2)$$

$$\text{Велика піввісь орбіти } a_{\text{БПО}} = \frac{(R_{\alpha} + R_{\pi})}{2} = 6,962 \cdot 10^6 \text{ м.} \quad (2.3)$$

$$\text{Ексцентриситет орбіти } e_0 = \frac{(R_{\alpha} - R_{\pi})}{2a_{\text{БПО}}} = 1,436 \cdot 10^{-3}. \quad (2.4)$$

$$\text{Фокальний параметр } p_{\text{фок}} = a_{\text{БПО}}(1 - e_0) = 6,962 \cdot 10^6 \text{ м.} \quad (2.5)$$

$$\text{Період обертання КБ } t_{\text{обр}} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\text{БПО}}^3}{3,986 \cdot 10^5}} = 5,781 \cdot 10^3, \text{ с.} \quad (2.6)$$

Початком відліку часу будемо вважати момент проходження КБ через висхідний вузол орбіти.

Таким чином кутова швидкість обертання Землі, з урахуванням поправки на прецесію орбіти буде

$$\omega_3 = 7,2921 \cdot 10^{-5} \frac{\frac{3}{2} C_{20} \pi \frac{R_{\text{З}}^2 (5(\cos i_{\text{орб}})^2 - 1)}{p_{\text{фок}}^2}}{t_{\text{обр}}} = 7,228 \cdot 10^{-5} \quad (2.7)$$

$$\text{Зсув КБ по довготі за виток орбіти } \Delta\lambda = \omega_3 t_{\text{обр}} = 0,418, \text{ рад} \quad (2.8)$$

Коефіцієнт $k = 0..\text{round}\left(2 \frac{\pi}{\Delta\lambda}\right)$, де *round* – функція, що повертає цілочисельний вираз. Аргумент широти КБ

$$u_j = 2\pi \frac{j}{360}, \text{ рад} \quad (2.9)$$

Де $j = 0..359$ - значення кута від 0 до 360. Отже, географічна довгота висхідного вузла з урахуванням зсуву КБ по довготі за виток орбіти

$$\Omega_{0k} = \Omega_{01} - \Delta\lambda k \quad (2.17)$$

Ексцентрична аномалія висхідного вузла орбіти

$$e_1 = \begin{cases} 2\pi + 2\arctan\left(\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{2\pi - \omega_{nep}}{2}\right)\right) & \text{if } 2\arctan\left(\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{2\pi - \omega_{nep}}{2}\right)\right) < 0 = 6,283 \\ 2\arctan\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{2\pi - \omega_{nep}}{2}\right) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.10)$$

де *if* і *otherwise* - умовні оператори Mathcad 15.

Справжня аномалія в залежності від аргументу широти КБ

$$\nu_j = \begin{cases} 2\pi - \omega_{nep} + u_j & \text{if } u_j \leq \omega \\ u_j - \omega & \text{otherwise} \end{cases}, \text{ рад} \quad (2.11)$$

Ексцентрична аномалія в залежності від аргументу широти КБ

$$e_{2j} = \begin{cases} 2\pi + 2\arctan\left(\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{\nu_j}{2}\right)\right) & \text{if } 2\arctan\left(\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{\nu_j}{2}\right)\right) < 0 \\ 2\arctan\sqrt{\frac{1-e_0}{1+e_0}} \tan\left(\frac{\nu_j}{2}\right) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.12)$$

Залежність часу від аргументу широти КБ t_j

$$t_j = \begin{cases} \sqrt{\frac{a_{БПО}^3}{3,986 \cdot 10^5}} ((e_{2j} - e_1) - e_0(\sin e_{2j} - \sin e_1)) & \text{if } e_{2j} \geq e_1 \\ \sqrt{\frac{a_{БПО}^3}{3,986 \cdot 10^5}} ((e_{2j} - e_1 + 2\pi) - e_0(\sin(e_{2j} + 2\pi) - \sin e_1)) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.13)$$

$$\lambda d_{j,k} = \begin{cases} \Omega_{0k} + \arctan(\tan(u_j) \cos(i_{opb})) - t_j \omega_3 & \text{if } u_j \leq \frac{\pi}{2} \\ \Omega_{0k} + \arctan(\tan(u_j) \cos(i_{opb})) + \pi - t_j \omega_3 & \text{if } u_j \leq \pi + \frac{\pi}{2} \\ \Omega_{0k} + \arctan(\tan(u_j) \cos(i_{opb})) + 2\pi - t_j \omega_3 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.14)$$

Географічна довгота точки Землі, над якою знаходиться КБ

$$\lambda_{j,k} = \begin{cases} \lambda d_{j,k} & \text{if } -\pi \leq \lambda d_{j,k} \leq \pi \\ \lambda d_{j,k} - 2\pi & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.15)$$

Географічна довгота точки Землі, над якою знаходиться КБ виражена в градусах

$$\lambda_{j,k} = \frac{\lambda_{j,k} 180}{\pi} \quad (2.16)$$

Географічна широта точки Землі, над якою знаходиться КБ

$$\Phi_{w_j} = \arcsin(\sin u_j \sin(i_{opb})) \quad (2.17)$$

Географічна широта точки Землі, над якою знаходиться КБ виражена в градусах

$$\Phi_{w_j} = \frac{\Phi_{w_j} 180}{\pi} \quad (2.18)$$

Трасу КБ по витках представлено на рис. 2.5.

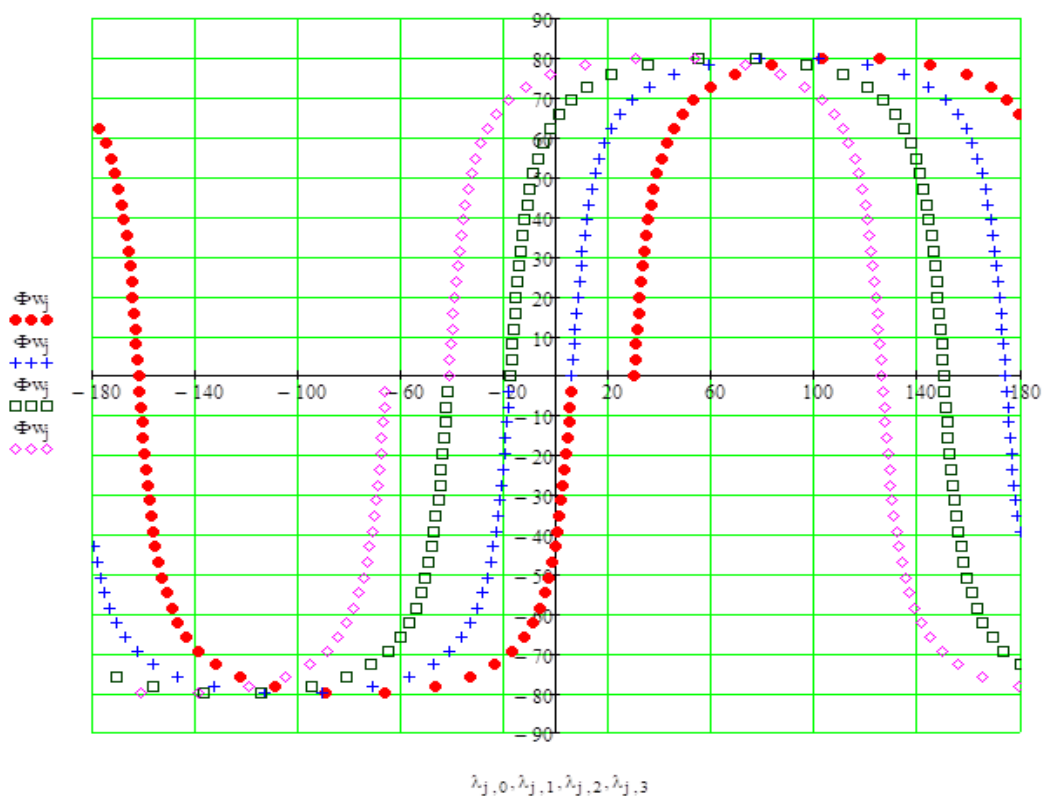


Рис.2.5. Траса космічного буксира по витках

Чисельні дослідження висотної корекції орбіти КБ.

Початкові параметри КБ: маса ЕНРУ - 25 кг, маса енергоустановки - 20 кг, маса корисного навантаження (6 супутників) - 15х6 кг, інші елементи конструкції - 5 кг. Сумарна початкова маса КБ становить 140 кг. Вирішимо задачу визначення можливостей ЕНРУ з висотної корекції орбіти. Для вирішення цього завдання скористаємося рівнянням Ціолковського і виразом для розрахунку характеристичної швидкості:

$$M_s = M_f \cdot e^{\frac{V_{ch}}{I_s}}, \quad (2.19)$$

$$V_{ch} = \sqrt{\frac{\mu}{R_s}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_f}}, \quad (2.20)$$

де M_s - початкова маса КБ, кг; M_f - кінцевий маса КБ, кг; V_{ch} - характеристична швидкість, м/с; μ - гравітаційний параметр тяжіння (для Землі $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$); R_s - радіус початкової орбіти, м; R_f - радіус кінцевої орбіти, м.

З рівняння для характеристичної швидкості і рівняння Ціолковського можна отримати наступні вирази:

$$V_{ch} = I_s \cdot \ln \left(\frac{M_{sp} + M_{edm} - M_{rt}}{M_{sp} + M_{edm}} \right), \quad (2.21)$$

$$R_f = \mu \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu}{R_s}} - V_{ch} \right)^{-2}, \quad (2.22)$$

де M_{sp} - маса КБ, кг;

M_{erru} - маса ЕНРУ, $M_{erru} = 25$ кг;

M_{rt} - маса РТ, $M_{rt} = 8$ кг.

В результаті перетворень з рівнянь (2.21) - (2.22) можна отримати такий вираз:

$$\Delta R(M_{sp}, R_s) = \mu \left(\sqrt{\frac{\mu}{R_s}} + I_s \cdot \ln \left(\frac{M_{sp} + M_{edm} - M_{rt}}{M_{sp} + M_{edm}} \right) \right)^{-2} - R_s, \quad (2.23)$$

де ΔR - приріст висоти орбіти, км;

За допомогою виразу, представленого вище можна розрахувати максимальне збільшення висоти орбіти в залежності від маси КБ і початкової висоти, яке може забезпечити ЕРРУ за його сумарний час роботи:

$$T_{\text{sum}} = \frac{I_s \cdot M_{\text{rt}}}{3600 \cdot F} = 133,3 \text{ г.} \quad (2.24)$$

Результати розрахунку максимального збільшення висоти орбіти, яке може забезпечити ЕНРУ за сумарний час його роботи, в залежності від маси КБ і висоти початкової орбіти представлені на рис. 2.4.

Також визначимо значення часу маневру, який може знадобитися для підняття супутника на будь-яку проміжну орбіту (R_p) в діапазоні від R_s до $R_s + \Delta R$.

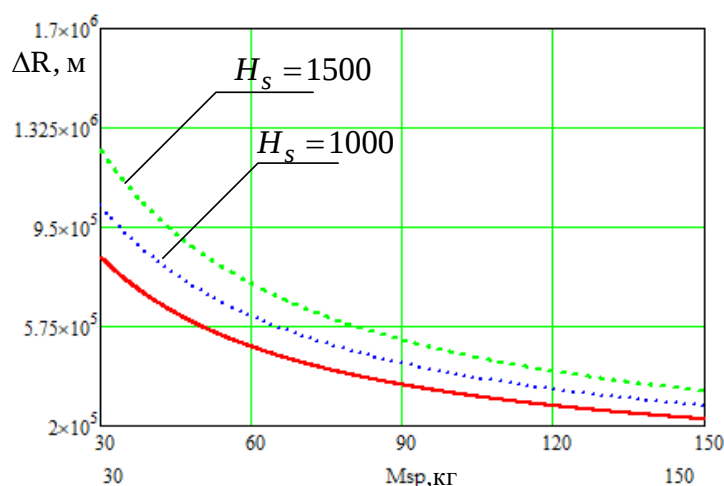


Рис. 2.4. Залежність збільшення висоти орбіти від маси КБ і висоти початкової орбіти.

Для розрахунку необхідного часу роботи ЕДМ для підняття супутника на будь-яку проміжну орбіту (R_p) можна скористатися наступним виразом

$$T_r(M_{\text{sp}}, R_s, R_p) = \frac{1}{F} \cdot (M_{\text{sp}} + M_{\text{edm}}) \cdot I_s \cdot \left(1 - e^{\sqrt{\frac{\mu}{R_p}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_s}}} \right) \quad (2.25)$$

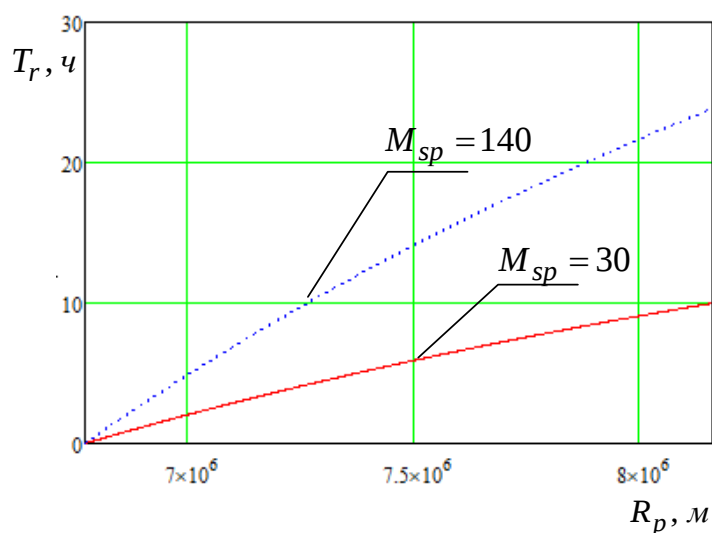


Рис. 2.5. Залежність часу роботи ЕНРУ від проміжної орбіти

при $H_s = 500$ км

Вирішимо задачу визначення можливостей ЕНРУ зі зміни площині орбіти. Для розрахунку зміни способу орбіти під впливом двигунів малих тяг можна скористатися наступним виразом:

$$V_{orb} \frac{di_{orb}}{dt} = \frac{F}{M_{sp} + M_{edm}} \cos u(t), \quad (2.26)$$

де V_{orb} - орбітальна швидкість руху, м/с; i_{orb} - нахил орбіти; u - аргумент широти супутника.

Запишемо цей вираз в інтегральному вигляді:

$$\Delta i_{orb} = \frac{F}{(M_{sp} + M_{edm}) \cdot V_{orb}} \cdot \int_{T_1}^{T_2} \cos(u(t)) dt. \quad (2.27)$$

З цього виразу видно, що для збільшення або зменшення способу орбіти тяга двигуна повинна при $\pi/2 < u(t) < 3\pi/2$ діяти в одному напрямку, а при $0 < u(t) < \pi/2$ и $3\pi/2 < u(t) < 2\pi$ змінювати свій напрям на протилежне. Також тяга повинна бути перпендикулярна площині орбіти. На рис. 2.6 показано необхідний напрям тяги двигуна в різних точках при збільшенні способу для орбіт з прямим рухом.

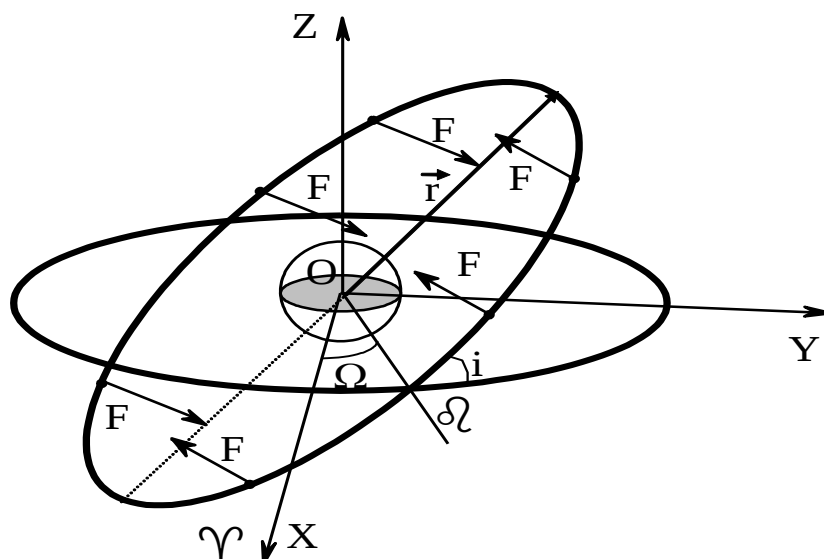


Рис. 2.6. Необхідний напрям тяги двигуна в різних точках для способу зміни орбіти

Розглянемо випадки, коли рушійна установка працює протягом усього витка і протягом 5 хвилин при проходженні висхідного і низхідного вузла орбіти.

Для розрахунку періоду обертання супутника і орбітальної швидкості руху скористаємося наступними виразами:

$$T_{\text{ob}}(R_{\text{orb}}) = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{R_{\text{orb}}^3}{\mu}}, \quad (2.28)$$

$$V(R_{\text{orb}}) = \sqrt{\frac{\mu}{R}}, \quad (2.29)$$

де R_{orb} – радіус орбіти, м.

Далі запишемо залежність аргументу широти КБ від часу і радіуса орбіти:

$$u(R_{\text{orb}}, t) = \frac{2\pi \cdot t}{T_{\text{ob}}(R_{\text{orb}})}. \quad (2.30)$$

Запишемо вираз для розрахунку зміни способу орбіти за один виток при роботі ЕНРУ протягом усього витка:

$$\Delta i_v(M_{sp}, R_{orb}) = \frac{F}{(M_{sp} + M_{edm}) \cdot V(R_{orb})} \cdot \left(\int_0^{T_{ob}(R_{orb})/4} \cos(u(R_{orb}, t)) dt - \int_{T_{ob}(R_{orb})/4}^{3T_{ob}(R_{orb})/4} \cos(u(R_{orb}, t)) dt + \int_{3T_{ob}(R_{orb})/4}^{T_{ob}(R_{orb})} \cos(u(R_{orb}, t)) dt \right) \quad (2.31)$$

Вираз для розрахунку зміни способу орбіти за один виток при роботі ЕНРУ протягом 5 хвилин при проходженні висхідного і низхідного вузла орбіти матиме такий вигляд:

$$\Delta i_v(M_{sp}, R_{orb}) = \frac{F}{(M_{sp} + M_{edm}) \cdot V(R_{orb})} \cdot \left(\int_0^{150} \cos(u(R_{orb}, t)) dt - \int_{T_{ob}(R_{orb})/2-150}^{T_{ob}(R_{orb})/2+150} \cos(u(R_{orb}, t)) dt + \int_{T_{ob}(R_{orb})-150}^{T_{ob}(R_{orb})} \cos(u(R_{orb}, t)) dt \right) \quad (2.32)$$

Результати розрахунків зміни способу орбіти протягом одного витка представлені на рис. 2.7 при висоті орбіти $H = 500$ км. Лінія 1 показує значення Δi при роботі ЕНРУ протягом усього витка, а лінія 2 - при роботі ЕНРУ протягом 5 хвилин при проходженні висхідного і низхідного вузла орбіти.

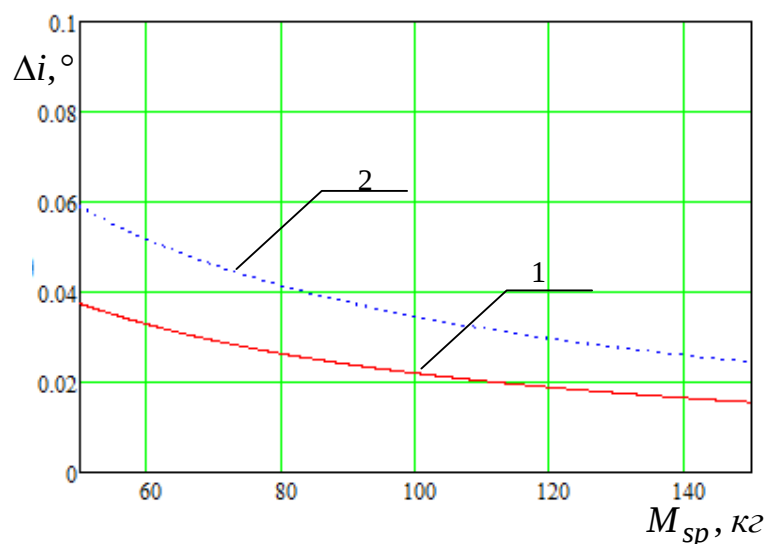


Рис. 2.7. Залежність зміни способу орбіти протягом одного витка від маси КБ при $H = 500$ км

Згідно розрахунків видно, що спочатку треба виводити МКА що повинні знаходитись на базовій орбіті, потім при зменшенні маси КБ виконувати маневри

для подальшого до виведення МКА по інших орбітах. Чим менша маса КБ з корисним навантаженням, тим важчий з точки зору РТ маневр може виконати КБ.

За результатами розрахунків та аналізу використання електронагрівного двигуна сформулюємо концепцію.

2.5 Концепція використання ЕНРУ на КБ

Відповідно до вимог, що потребує космічний буксир, і за попереднім аналізом виконання орбітальних маневрів для існуючих космічних апаратів, можна викласти концепцію застосування ЕНРУ на космічному буксирі, що полягає у технічному рішенні енергорушійного модуля на основі електронагрівної рушійної та сонячної енергетичної установок. За такої постановки буксир складається з платформи, що має конструктив-диспенсер малих космічних апаратів, ЕНРУ, енергетичної установки на основі сонячних та акумуляторних батарей, маховикової системи орієнтації та стабілізації, власного бортового комп'ютера з GPS-навігатором та командної радіолінії. Основу концепції складають:

1. **Автономність.** Алгоритм керування рушійною установкою побудований таким чином, що автономно розраховується мінімальний час запуску та зупинники, відповідно залишковій масі КБ, запасу РТ та властивостям динаміки системи енергозабезпечення. Полягає в незалежному від наземних засобів часу початку та припинення виконання маневру з попереднім завданням балістичних розрахунків через командну лінію у БЦОК.
2. **Спеціалізованість** полягає у погодженні електродинамічних процесів, що формуються енергетичною системою на рівні внутрішнього диференційного електричного опору та електротеплових властивостей елементів рушійної установки, що являють собою основне електричне навантаження і потребують основну частину потужності. Це складає особливість відносно використання ЕНРУ на супутниках, де вона є тільки додатковим навантаженням на СЕЗ і дозволяє мінімізувати витрати енергії без складної оптимізації.

3. **Інтегрованість** відповідає динамічній взаємодії при мінімальному часі запуску зупинки електронагрівної рушійної установки з системою енергозабезпечення з поєднанням диспенсера МКА і ЕРМ, що структурується у вигляді платформи.

4. **Орієнтованість** полягає у відповідності конструкції буксиру для забезпечення мінімальних кутів юстирування вектору тяги двигуна на осі зв'язаної системи координат космічного апарату, що відповідає напрямку швидкість-тяга, постійному збереженню центру мас на цій осі у процесі відділення космічних апаратів від буксиру і мінімальним відхиленням, нормальним до цього напрямку.

5. **Маневреність** полягає у забезпеченні мінімального часу запуску і зупинки рушійної установки, що найкращим чином реалізується в разі використання ЕНРУ у багатократності запуску та зупинки двигуна при багатократності зміни орбітальних позицій в межах низьких навколоземних орбіт, з мінімальними витратами РТ і за обмежений час.

Згідно концепції КБ має вигляд, що показано на рис. 2.8., а структурна схема електрорушійного модуля має відповідати наведеній на рис. 2.9.

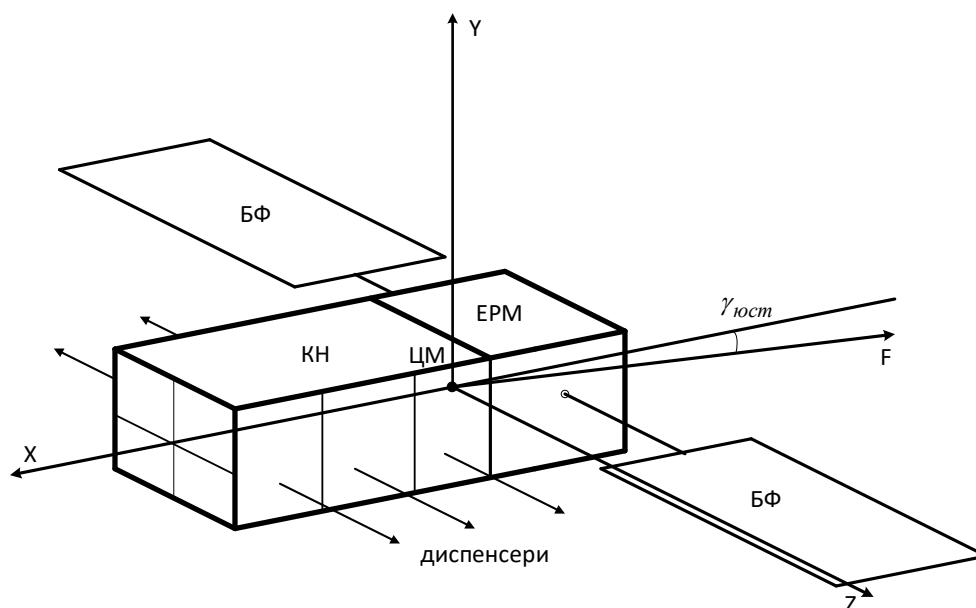


Рис. 2.8. Концептуальне рішення до використання ЕНРУ на КБ

Де ЦМ – центр мас КБ, БФ – батарея фотоелектрична, КН – корисне навантаження 90 кг, ЕРМ – електрорушійний модуль 50 кг, $\gamma_{юст}$ - кут юстирування вектора тяги до зв'язаної системи координат, F - вектор тяги, диспенсери – пристрої, що відстикують супутники від КБ.

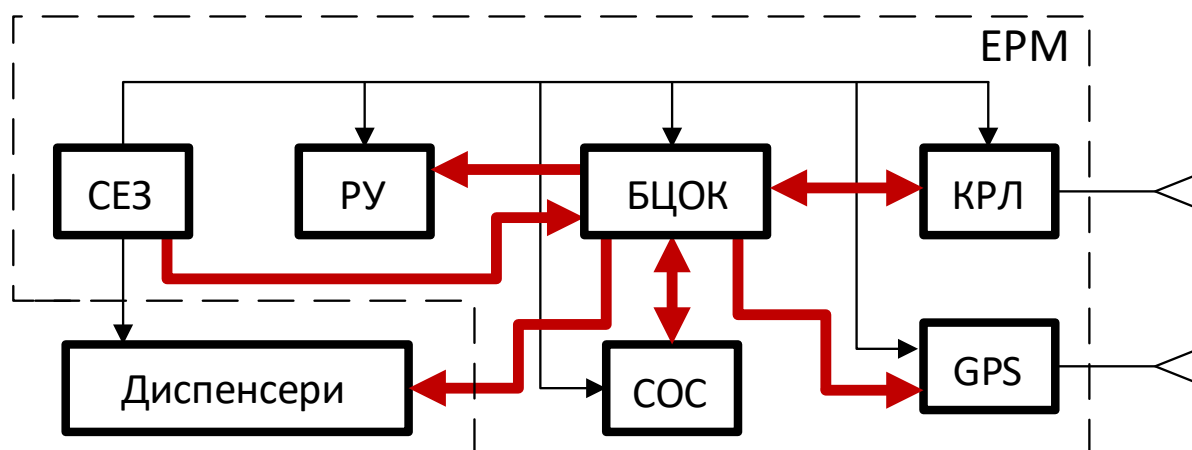


Рис. 2.9. Схема електрорушійного модуля у складі КБ

де ЕРМ - електрорушійний модуль, СЕЗ – система енергозабезпечення, РУ – рушійна установка, БЦОК – бортовий цифровий обчислювальний комп'ютер, СОС – система орієнтації та стабілізації, КРЛ – командна радіо лінія, GPS – global positioning system – глобальна система позиціонування.

Безпосередньо використання ЕНРУ на КБ повинно відповідати ряду умов, щодо особливостей саме такого типу рушія.

1. Умови створення базової орбіти МКА:

1.1. кругової (квазікругової) орбіти висотами перигею $H_{\pi} = 580\,000$ м, та апогею $H_{\alpha} = 600\,000$ м;

1.2. зміна висоти орбіти до рівня прискорювальної відповідно до вікна старту $\pm 30\,000$ м;

1.3. зміна нахилу орбіти, до $i_{\delta\alpha} = 1,396$ рад.;

2. Обмеження до маневрування:

обмеження тяги двигуна та питомого імпульсу, не менше 2550 м/с, тяги – $0,049 \pm 15\%$ Н;

- 2.1. обмеження маси КБ 50 кг та сумарна маса корисного навантаження 90 кг;
- 2.2. кількість запусків та зупинок ЕНРУ не менше 12;
- 2.3. обмеження часу здійснення маневру не більш 1140 с;
- 2.4. електромагнітна сумісність з низьким потенціалом 24...34 В;
3. Використання робочого тіла:
 - 3.1. мала витрата РТ до 20 мг/с;
 - 3.2. максимальна потужність споживання електричної енергії до 350 Вт;
4. Конструкція:
 - 4.1. СЗПРТ 27 кг;
 - 4.2. Маса РТ в баку – 4 кг;
 - 4.3. Центр маси постійно знаходиться на осі швидкість-тяга;
 - 4.4. Юстирування вектора тяги до зв'язаної системи координат $\pm 0.25^\circ$;
 - 4.5. Інтегрована енергетична установка максимальна потужність 350 Вт;
 - 4.6. Маховикова система кутової орієнтації та стабілізації $0,5 \text{ c}^{-1}$;
 - 4.7. Надійність маневру шляхом холодного запуску.

Більшість технічних рішень до реалізації космічного буксиру реалізовано у доробках існуючих космічних апаратів. Особливістю використання ЕНРУ на КБ є час його підготовки до запуску/зупинки, що впливає на точність орбітального маневру і складає задачу дослідження.

2.6 Структурна та пневмогідравлічна схема електронагрівної рушійної установки

Використаємо ЕНРУ, що задовольняє вимогам до БРУ та має такі переваги:

- проста системи подачі РТ з баку;
- відносно високий питомий імпульс;
- високі експлуатаційні характеристики (мала токсичність і низька вибухонебезпечність РТ).

Структурна схема БРУ наведена на рисунку 2.10.

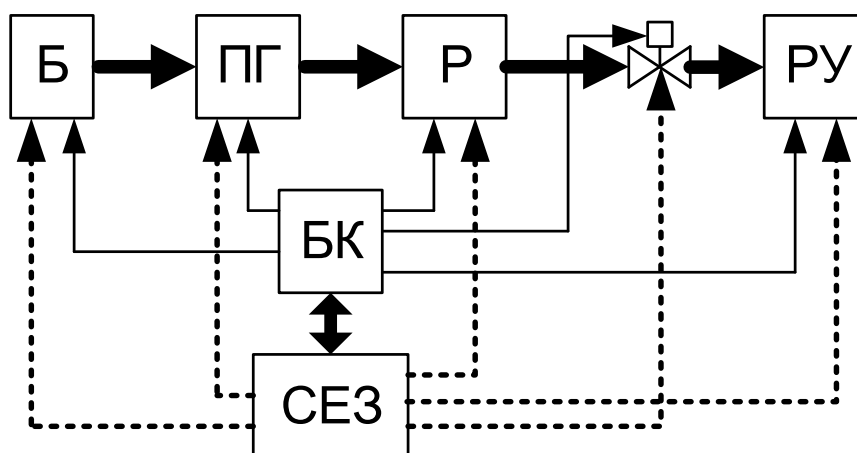


Рис. 2.10. Структурна схема БРУ [33]

де Б – бак; ПГ – парогенератор; Р- ресивер; РУ – рушійна установка; БК – блок

керування; СЕЗ – система енергозабезпечення, $\rightarrow$ - канал РТ, $\cdots \rightarrow$ - канал електроживлення елементів БРУ, $\longrightarrow$ - канал блока керування.

Вузли БРУ.

Бак є найбільшою за масою і розміром частиною конструкції БРУ, яку виконано в вигляді ємності та нагрівального елемента. Бак кріпиться чотирма опорами до конструкції ЕНРУ, а нагрівач кріпиться гвинтами до баку. Нагрівач призначений для розігріву РТ в середині баку. Схема бака ЕНРУ зображена на рисунку 2.11.

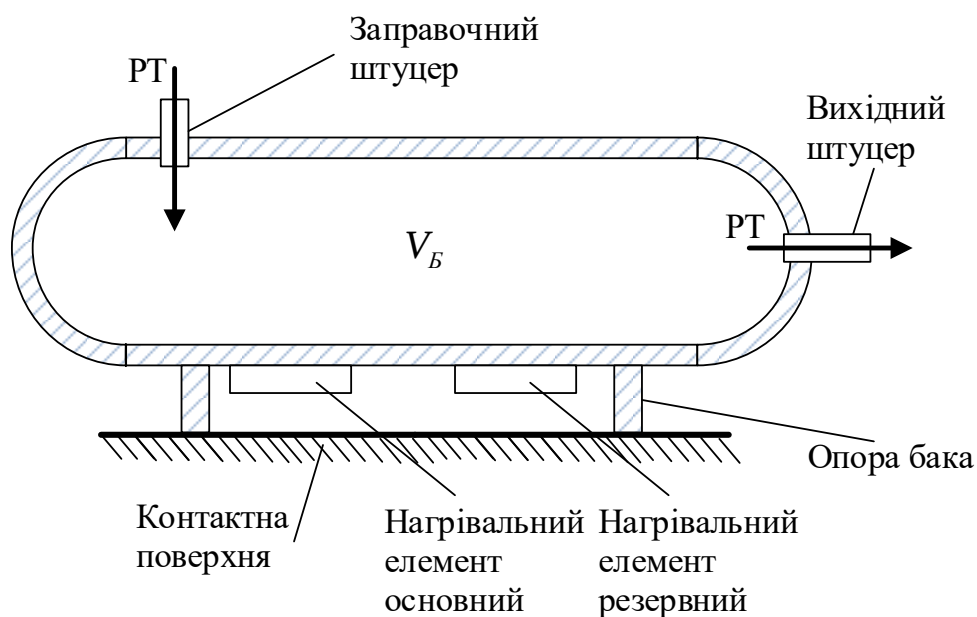


Рис. 2.11. Схема бака ЕНРУ

Парогенератор служить для нагріву аміаку до температури $(60 \pm 5)^\circ\text{C}$. Нагрівання відбувається в прямолінійних каналах у кількості 24 штук, утворених внутрішньою структурою парогенератора. Для підведення теплової потужності встановлені чотири нагрівача номінальною потужністю 120 Вт, що можуть вмикатися одночасно. Для контролю температури парогенератора два датчики температури. Парогенератор кріпиться чотирма опорами до конструкції ЕНРУ. Схема парогенератора наведена на рисунку 2.12.

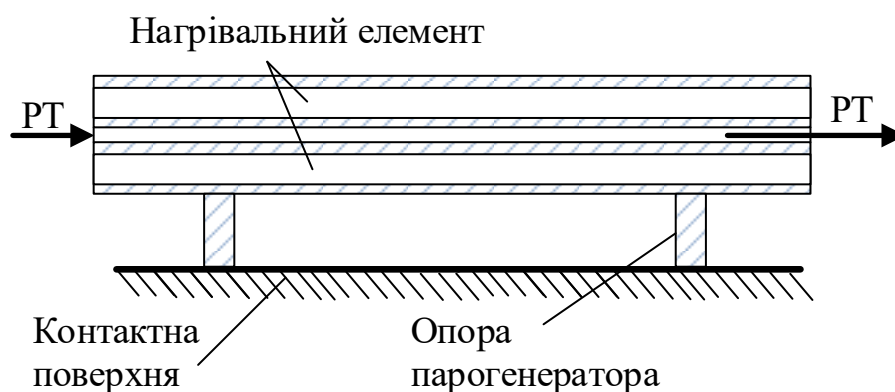


Рис. 2.12. Схема парогенератора

Двигун. За принципом роботи двигун БРУ відноситься до електронагрівних. Він призначений для створення тягового зусилля в надзвуковому соплі при газодинамічному прискоренні робочого тіла (рис. 2.13).

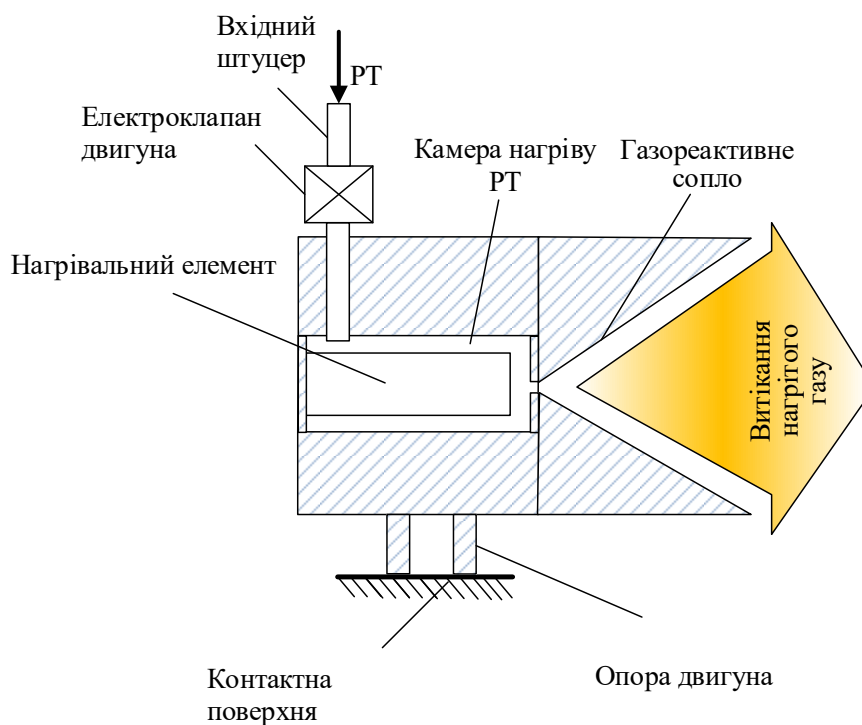


Рис. 2.13. Схема ЕНД: елементи, процеси, потоки.

Узагальнено електронагрівний двигун складається з камери, електроклапана, трубопроводу. Відповідно нагрів, витікання РТ відбувається в камері двигуна. Робота відбувається наступним чином:

- до початку подачі РТ через двигун починається розігрів омичного нагрівача тепловиділяючого елемента;
- за командою блока керування двигуна відкривається електроклапан і робоче тіло подається на вхід двигуна.
- за командою блока керування на відключення двигуна електроклапан зачиняється та зупиняє РТ на вході двигуна.

Витратна характеристика двигуна має бути постійною та рівною 50 мН. Двигун кріпиться чотирма опорами до конструкції ЕНРУ.

Ресивер це ємність розташована між парогенератором і двигуном. Він використовується для підтримання тиску в заздалегідь заданому діапазоні. Ресивер має три режими роботи, а саме:

- підняття тиску в ресивері, вхідний електроклапан відчинено, вихідний зачинено;
- початковий витратний режим роботи ресивера, вхідний електроклапан зачинено, вихідний відчинено;
- витратний режим роботи ресивера, вхідний електроклапан відчинено та вихідний електроклапан також відчинено.

Схема роботи ресивера наведено на рисунку 2.14.

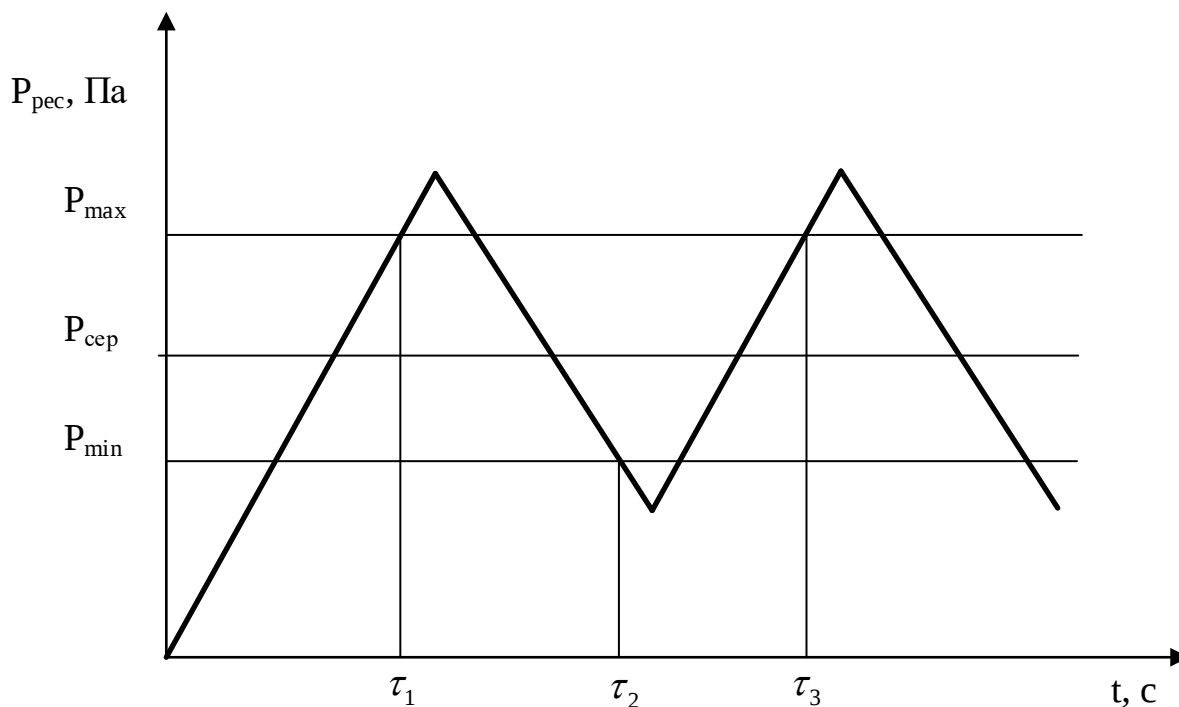


Рис. 2.14. Схема роботи ресивера в режимі роботи ЕНРУ

Згідно рисунка 2.14 до початку роботи ЕНРУ в витратному режимі, ресивер заповнюється РТ за час τ_1 . Після початку роботи тиск в ресивері падає до мінімальної позначки за час τ_2 , після чого відчиняється електроклапан парогенератора та тиск підіймається до максимальної відмітки за час τ_3 . Потім блок керування ЕНРУ зачиняє електроклапан парогенератора та в ресивері знову починає втрачатися тиск. Щоб уникнути падіння тиску нижче мінімальної відмітки, та закидання тиску вище максимальної за рахунок затримки відчинення та зачинення електроклапанів треба це врахувати. Для цього мінімальне та максимальне значення тиску, при яких блок керування відчиняє та зачиняє подачу РТ з ПГ необхідно змістити ближче до середнього тиску в ресивері, тим самим створюючи діапазон роботи ресивера в межах $\pm 2\%$. Ресивер кріпиться чотирма опорами до конструкції ЕНРУ. На рисунку 2.15 зображено схему ресивера.

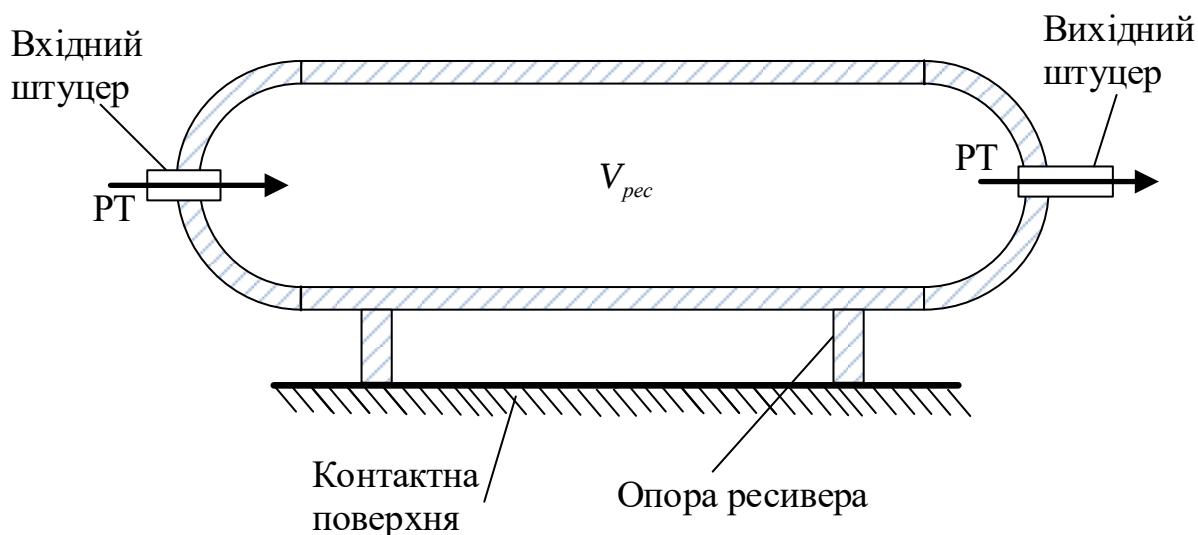


Рис. 2.15. Схема ресивера

Електроклапани необхідні для керування подачею РТ в каналі ЕНРУ. Робота електроклапана (рис. 2.16) здійснюється наступним чином: при подачі напруги на електромагнітну котушку 5 в ній з'являється магнітне поле, яке відтягує якір 6, що кріпиться на мембрані та відводить ущільнювач 2 від сидла 1, положення «відкрито». При відключенні електроживлення мембрана 3 повертає якір в положення «закрито».

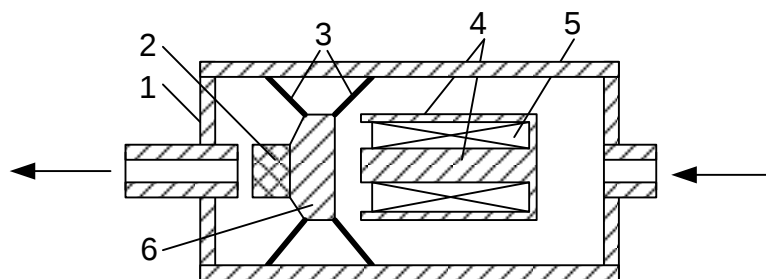


Рис. 2.16. Електроклапан,

де 1 – сидло, 2 – ущільнювач, 3 – мембрана, 4 – магнітопровід, 5 – електромагнітна котушка, 6 – якір.

Система енергозабезпечення забезпечує живлення всіх елементів ЕНРУ. СЕЗ реалізується безпосередньою взаємодією батареї фотоелектричної (БФ) та батареї хімічної (БХ), так, що вихідна напруга визначається поточною напругою на БХ.

Вольт амперна характеристика фотоелектричної батареї за стандартних [34] умов наведена на рисунку 2.17, а зарядно розрядна характеристика хімічної батареї наведена на рисунку 2.18.

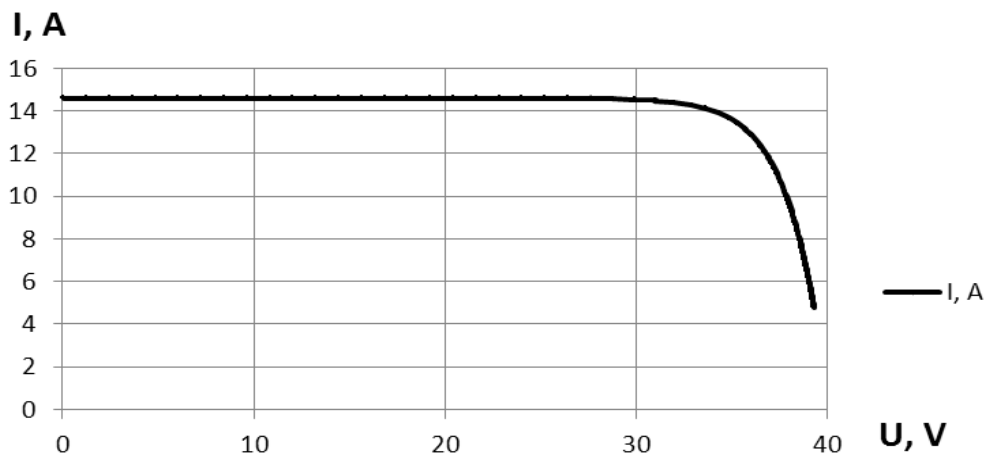


Рис. 2.17. Вольт амперна характеристика батареї фотоелектричної [35]

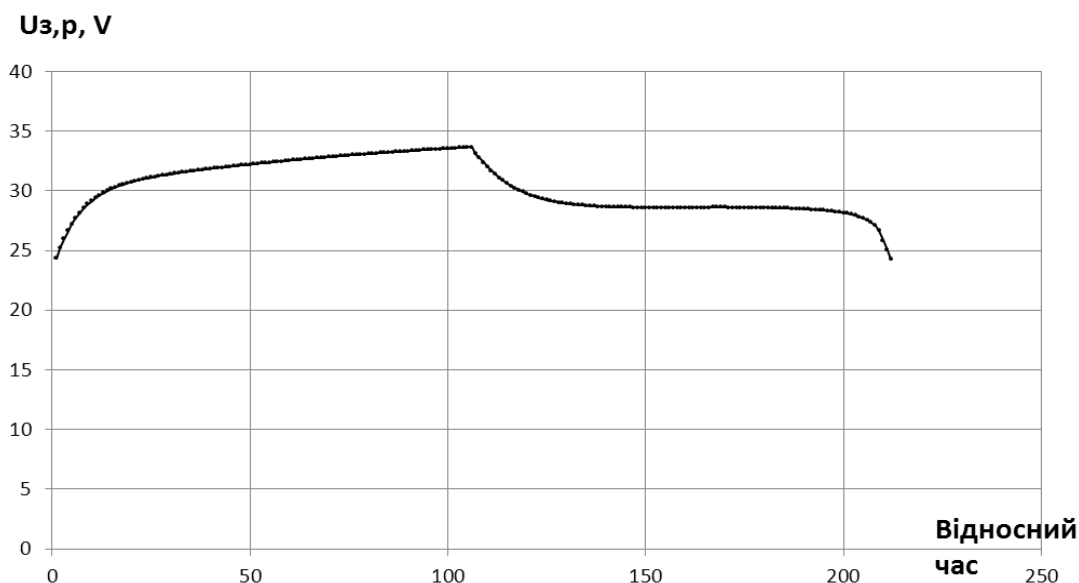


Рис. 2.18. Зарядно розрядна характеристика хімічної батареї [35]

Як бачимо з рис. 2.17 в діапазоні роботи ЕНРУ від 24 В до 34 В зміна сили струму незначна і в реальних умовах залежить від величини сонячного опромінювання і робочої температури що визначається багатьма факторами (початкове положення КБ на орбіті, нахил орбіти, що характеризує положення БФ відносно сонця, тощо). На той час як зарядно-розрядна характеристика БХ є ще більш складною в діапазоні роботи ЕНРУ і визначається величиною струму,

робочою температурою, залишковою ємністю, ступенем деградації електрохімічної системи, тощо. Погодження зарядного та розрядного струмів БХ з характеристиками БФ та ЕНРУ, як навантаження СЕЗ, здійснюється регулятором потужності генерування, що забезпечує постійну потужність споживання. Значення поточної ємності БХ визначається лічильником ампер-годин, що підраховує кількість електрики накопиченої чи відданої за час роботи.

Згідно структурної схеми БРУ побудована пневмогідравлічна схема [36] рис. 2.19.

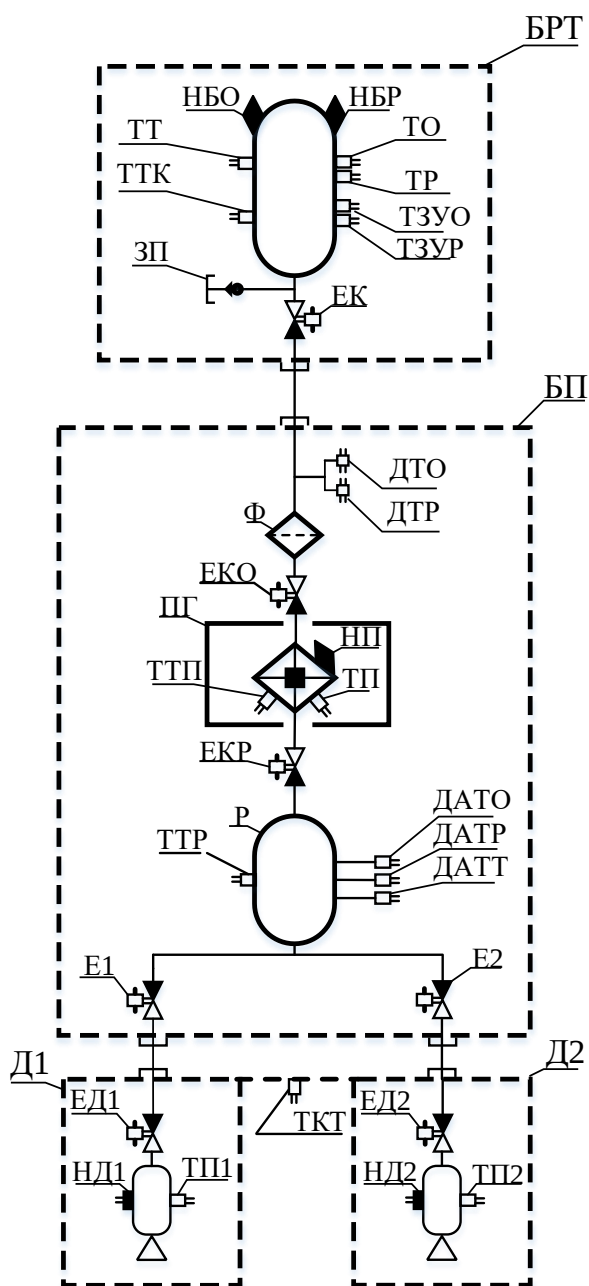


Рис. 2.19. Пневмогідравлічна схема БРУ

де БРТ – блок робочого тіла, БП – блок подачі, Д1, Д2 – двигуни, Б – бак, НБО(Р) – нагрівачі бака основний (резервний), ЗП – заправний пристрій, Ф – фільтр, ЕК, ЕКО, ЕКР, Е1, Е2, ЕД1, ЕД2 – електроклапани відповідно, ПГ – парогенератор, НП – нагрівач парогенератора, Р – ресивер, НД1(2) – нагрівачі двигунів Д1 та Д2, ДТО(Р) – датчики тиску основний (резервний), ДАТО(Р, Т) – датчик абсолютного тиску основний (резервний, телеметричний), ТО(Р), ТЗПО(Р), ТТ, ТТК, ТКТ, ТТР, ТТП – датчики температури, ТП1, ТП2 – термопари.

- датчик температури ТТ, ТТК, ТТП, ТТР – для телеметричного контролю температури бака Б, заправного пристрою Б, парогенератора ПГ, ресивера Р відповідно.

- датчики температури ТЗПО(Р), ТП, ТКТ – для видачі інформації в БК БРУ про температуру заправного пристрою Б основного (резервного), про температуру парогенератора ПГ, телеметричного контролю температури кронштейнів кріплення двигунів Д1 и Д2;

Крім цього до складу кожного двигуна входить термопара для видачі інформації в БК БРУ про температуру нагрівача двигуна.

Опис роботи БРУ. На основі структурної схеми побудуємо принципову пневмогідравлічну схему БРУ (рис. 3.2). Відмінність схеми полягає в тому, що використовуються два ЕНД, перший з яких є двигуном розгону, а другий - гальмування.

Призначення датчиків:

- датчики абсолютного тиску ДАТО(Р) – для видачі інформації в БК БРУ про тиск в ресивері Р основний (резервний);
- датчик абсолютного тиску ДАТТ – для телеметричного контролю тиску в ресивері Р;
- датчики температури ТО(Р) – датчик температури бака Б основний (резервний) для видачі інформації в БК БРУ;

Принцип роботи БРУ. Аміак зберігається в баку Б в зрідженому стані. Витіснення рідкої фази аміаку з баків здійснюється тиском його насиченої пари, що з'являється під час нагріву. З бака Б аміак, нагрітий до температури 303 К,

надходить в парогенератор ПГ, де випаровується і перегрівається до температури 333 К з метою виключення конденсації рідкої фази в трактах БРУ.

З парогенератора аміак порціями надходить в ресивер Р так, щоб підтримувати тиск в ресивері в заданому діапазоні з точністю $\pm 2\%$. З ресивера перегрітий пар аміаку надходить на вхід задіяного двигуна Д1 або Д2.

БРУ може працювати в двох режимах - "гарячому" - з включеним електронагрівним елементом двигуна Д1 або Д2 і "холодному" - з вимкненим електронагрівним елементом двигуна Д1 або Д2. При роботі в "гарячому" режимі перед прискоренням в соплі Лавалля двигуна аміак розкладається в електронагрівному пристрої при температурі 1373К практично повністю на молекули азоту і водню. При роботі в "холодному" режимі електронагрівний пристрій не вмикається. Природно, що при роботі в "гарячому" режимі питомий імпульс тяги вище, ніж при роботі в "холодному".

Бак Б в складі блоків БРТ заправляється аміаком до установки БРТ на платформу БРУ. Перед заправкою бак Б вакуумують через ЗП для видалення наявного в ньому газу. Заправка бака проводиться через той же ЗП з попереднім очищенням аміаку методом дистиляції, контроль заправки здійснюється ваговим способом. Після заправки БРТ знаходиться в ампулізованому стані за рахунок надійно герметизованої ЗП.

Цикл підготовки БРУ до ввімкнення двигунів полягає в послідовному залученні каналів нагріву бака, нагріву парогенератора, підняття тиску в ресивері та нагріву двигунів. Розглянемо підготовку до включення двигуна.

Підготовка до включення двигуна Д.

Початковий стан БРУ - всі виконавчі елементи знеструмлені, електроклапани зачинені.

Нагрів бака Б здійснюється ввімкненням нагрівача НБО(Р), підвищення тиску насичених парів аміаку контролюється датчиком тиску ДТО(Р). При досягненні необхідного тиску $12 \cdot 10^5$ Па нагрівачі вимикаються, а при зниженні тиску до величини $10 \cdot 10^5$ Па нагрівачі вмикаються.

Нагрів конструкції парогенератора ПГ здійснюється за допомогою нагрівача НП за сигналом функціонального датчика температури ТП. При температурі менш 295К нагрівач вмикається, а при температурі більш 333 К вимикається.

Підняття тиску в ресивері забезпечується електроклапаном ЕКР при відкритому електроклапані ЕКО за сигналами функціонального датчика ДАТО.

При тиску нижче $1.8 \cdot 10^5$ Па електроклапан ЕКР відчиняється. При тиску $2.0 \cdot 10^5$ Па – зачиняється.

Нагрів двигуна Д1(Д2). Температура в середині двигуна підтримується в діапазоні від 1373 К до 1473 К за допомогою нагрівача НД1 за сигналами термопари ТП1. Вимкнення двигуна Д1 і перехід на двигун Д2 двигун гальмування (двигун Д2, нагрівач НД2, термопара ТП2) здійснюється за командою БК.

При роботі двигуна Д1(Д2) рідкий аміак через відкритий електроклапан ЕК надходить до входу зачиненого електроклапана ЕКО, який відчиняється при нагріві ПГ до 333 К і далі донагрівається в ПГ до 333 К. Потім перегрітий пар аміаку через електроклапан ЕКР порціями подається до ресивера Р, в якому підтримується заданий діапазон тиску. З ресивера пар аміаку через електроклапан Е1(Е2) направляється в двигун Д1(Д2), який працює в "гарячому" або "холодному" режимі, прискорюється в соплі Лавалю і створює тягове зусилля.

За командою зупинки, або в разі відмови БРУ вимикається електроживлення від всіх її елементів.

2.7 Висновки до другого розділу

Основні висновки до другого розділу полягають у такому:

а) проведено аналіз вимог до ЕРД і визначені характеристики ЕРРУ для МКА з масами від 50 до 500 кг в залежності від вимог до орієнтації точності корекції МКА типу виконавчих органів, логіки керування;

б) проведено аналіз можливості застосування ЕРД на КБ, визначені найбільш ефективні типи ЕРД в залежності від поставленого завдання;

в) проведено огляд можливостей функціонування ЕРД, визначено їх переваги і слабкі сторони, обґрунтовано використання ЕНД як найближчих до ХРД серед ЕРД здатних в найкоротші терміни вирішувати задачу виведення за допомогою КБ;

г) проведено аналіз вимог до ЕНРУ, що накладаються на рушійну установку, поставлені завдання моделей керування ЕРРУ на КБ, поставлені завдання щодо аналізу ефективності застосування ЕНД встановленої на КБ;

е) проведено розрахунок робочих параметрів орбіти, аналіз траси КБ, чисельні обчислення висотної корекції орбіти, отримані залежності збільшення орбіти в залежності від маси КБ, отримана залежність часу роботи ЕНРУ від опорної орбіти КБ, отримана залежність зміни способу орбіти в рамках одного витка від маси КБ;

ж) розроблено концепцію використання ЕНРУ на космічному буксирі для виведення групи МКА;

з) наведено структурну та пневмогідравлічну схеми ЕНРУ, розкрито принцип її роботи, наведено опис елементів, що входять до складу ЕНРУ.

Основні наукові результати розділу опубліковано в працях автора [9, 11, 27, 29, 33, 36].

2.8 Література до другого розділу

1. Кульков, В. М., Обухов, В. А., Егоров, Ю. Г., Белик, А. А., & Крайнов, А. М. (2012). Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика СП Королёва (национального исследовательского университета)*, (3-1 (34)).

2. Mueller, J. (2000). Thruster options for microspacecraft: a review and evaluation of state-of-the-art and emerging technologies. *Micropropulsion for Small Spacecraft*, 187, 45-137.
3. Абгарян, В. К., & Круглов, К. И. (2015). Тепловая модель высокочастотных ионных двигателей и источников ионов. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, (11), 21-27.
4. Григорьев, П. А., & Ермошкин, Ю. М. (2017). Обзор состояния и тенденций развития электрореактивных двигателей за рубежом. *Решетневские чтения*, (21-1).
5. Anderson, G., & Rachul, L. (2016). NASA Works to Improve Solar Electric Propulsion for Deep Space Exploration. *NASA Release*, 16-044.
6. Васин, А. И., Коротеев, А. С., Ловцов, А. С., Муравлев, В. А., Шагайда, А. А., & Шутов, В. Н. (2012). Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша». *Электронный журнал "Труды МАИ"*, (60).
7. Максименко, Т. А., Лоян, А. В., & Кошелев, Н. Н. (2005). Холловский двигатель малой мощности для систем коррекции орбиты малых мини и микроспутников. *Авиационно-космическая техника и технология*, (9), 140-144.
8. Казеев, М. Н. (2012). Импульсные плазменные двигатели в России. *NOVA*, 1, 3.
9. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (78), 74-82.
10. Гусев, Ю. Г., & Пильников, А. В. (2012). Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе. *Труды МАИ*, (60), 22-22.
11. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.

12. Макриденко, Л. А., Геча, В. Я., Сидняев, Н. И., Онуфриев, В. В., & Говор, С. А. (2017). Определение высотных характеристик электрических ракетных двигателей космического аппарата методами планирования эксперимента. *Проблемы управления*, (1).
13. Morozov, A. I., & Savelyev, V. V. (2000). Fundamentals of stationary plasma thruster theory. In *Reviews of plasma physics* (pp. 203-391). Springer, Boston, MA.
14. Kim, V. P. (2015). Design features and operating procedures in advanced Morozov's stationary plasma thrusters. *Technical Physics*, 60(3), 362-375.
15. Garner, C., Brophy, J., Polk, J., Semenkin, S., Garkusha, V., Tverdokhlebov, S., & Marrese, C. (1994, June). Experimental evaluation of Russian anode layer thrusters. In *30th Joint Propulsion Conference and Exhibit* (p. 3010).
16. Славин, В. С., Данилов, В. В., Кузоватов, И. А., Финников, К. А., Литвинцев, К. Ю., Миловидова, Т. А., & Гаврилов, А. А. (2002). Космические энергетические и транспортные системы, основанные на МГД-методе преобразования энергии. *Теплофизика высоких температур*, 40(5), 810-825.
17. Антропов, Н. Н., Богатый, А. В., Дьяконов, Г. А., Любинская, Н. В., Попов, Г. А., Семенихин, С. А., ... & Яковлев, В. Н. (2011). Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ. *Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина*, (5), 30-40.
18. STONE, J. (1986, June). NASA electrothermal auxiliary propulsion technology. In *22nd Joint Propulsion Conference* (p. 1703).
19. Oleson, S. R., & Sankovic, J. M. (1997). Benefits of Low-Power Electrothermal Propulsion.
20. Wollenhaupt, B., Hammer, A., Herdrich, G., Fasoulas, S., & Roser, H. (2011, September). A very low power arcjet (velarc) for small satellite missions. In *32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany*.
21. Блинов, В. Н., Вавилов, И. С., Косицын, В. В., Лукьянчик, А. И., Рубан, В. И., & Шалай, В. В. (2017). Исследование энерговооруженности электротермической двигательной установки маневрирующей спутниковой платформы наноспутников. *Динамика систем, механизмов и машин*, 5(2).

22. Блинов, В. Н., Лукьянчик, А. И., & Шалай, В. В. (2018). Математическая модель для параметрического исследования аммиачной двигательной установки в составе микроспутниковой платформы методом случайного поиска. *Омский научный вестник. Серия «Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение»*, 2(3).
23. Tang, H. B., Zhang, X. A., Liu, Y., Wang, H. X., Shi, C. B., & Cai, B. (2011). Experimental Study of Startup Characteristics and Performance of Low-Power Arcjet. *Journal of Propulsion and Power*, 27(1), 218-226.
24. Staab, D., Frey, A., Garbayo, A., Shadbolt, L., Grubisic, A., Hoffman, D., ... & Lawrie, S. (2018). XMET: A Xenon Electrothermal Thruster using additive manufacturing.
25. Ehsani, M., Mahdavi, J., Pitel, I., Brandenburg, J. E., & Little, F. E. (1998). Efficient power supply for the microwave electrothermal thruster (MET). *IEEE aerospace and electronic systems magazine*, 13(5), 37-42.
26. Мартынов, М. Б., & Петухов, В. Г. (2011). Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, (2), 3-11.
27. Pohudin A. et al. Automation of the Manipulator //Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. – Springer, Cham, 2020. – С. 126-138. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
28. Баркова М. Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве //Труды МАИ. – 2018. – №. 103. – С. 14.
29. Kritskiy, D., Pohudina, O., Koba, S., Kritskaya, O., & Pohudin, A. (2020). Automation of the Manipulator. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 126-138). Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
30. Салмин, В. В., Ишков, С. А., Старинова, О. Л., Волоцуев, В. В., Гоголев, М. Ю., Коровкин, Г. А., ... & Четвериков, А. С. (2010). Методы оптимизации проектно-баллистических характеристик околоземных и межпланетных ка с

электрореактивными двигателями малой тяги. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика СП Королёва (национального исследовательского университета)*, (2).

31. Белан Н. В., Олендарев В. Д., & Степанушкин Н. П. (1986) К вопросу о выборе рабочих тел электроракетных двигателей. *Акад. наук СССР, Комис. по разработке науч. наследия Ф. А. Цандера*, 112.

32. Безручко К. В., Белан Н. В., & Тимчук С. А. (1989) Вопросы оптимального применения солнечной электроракетной двигательной установки в составе низкоорбитальных КА *XIII научные чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других советских ученых – пионеров освоения космического пространства*.

33. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки. *Авиационно-космическая техника и технология*, (3), 45-51.

34. Белан, Н. В., Безручко, К. В., Елисеев, В. Б., Ковалевский, В. В., Летин, В. А., Постаногов, В. П., & Федоровский, А. Н. (1992). Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей: Учеб. пособие. *Харьков: ХАИ*, 1-191.

35. Губин С. В. (2019). Визуализация процессов энергообмена в системе энергоснабжения малого космического аппарата. *7я Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.

36. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревного двигателя на этапе запуска. *Авиационно-космическая техника и технология*, (5), 4 - 11.

РОЗДІЛ 3. СИНТЕЗ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ЕЛЕКТРОНАГРІВНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ

Математична модель призначена для опису процесу розігріву елементів ЕНРУ з урахуванням можливостей системи енергоживлення. Математична модель включає в себе:

- вибір та обґрунтування робочого тіла;
- модель системи електроживлення;
- моделі розігріву елементів ЕНРУ:
 - модель розігріву бака;
 - модель розігріву парогенератора;
 - модель розігріву двигуна;
- загальна модель, що складається з повної системи рівнянь, початкових та граничних умов;
- вибір методу вирішення;
- результати моделювання.

В даній роботі буде реалізовано математичну модель елементів ЕНРУ в середовищі Matlab Simulink. Використовуючи метод декомпозиції, реалізуємо кожен елемент ЕНРУ окремо. Теплофізичні властивості матеріалів, що використано для розрахунків отримано з довідкових матеріалів [1, 2].

3.1 Вибір робочого тіла.

Вибір робочого тіла для використання в електронагрівній рушійній установці будемо здійснювати за наступними показниками:

- максимальна швидкість витікання газу;
- максимальний коефіцієнт складування;
- найкращі умови зберігання;
- мінімальна токсичність;

- мінімальна ціна.

Максимальна швидкість витікання газу в ЕРД залежить від середньої маси молекули стікаючих газів, температури та показника адіабати [3]:

$$V_{ict} = \sqrt{\frac{2\kappa_{adiaб} RT_{PT}}{\kappa_{adiaб} - 1} \frac{1}{\mu_{PT}}} \quad (3.1)$$

де $\kappa_{adiaб}$ - показник адіабати, T_{PT} - температура РТ, μ_{PT} - молекулярна маса РТ.

Згідно формули (3.1), чим менша молекулярна маса РТ тим більша вихідна швидкість. Тому в якості РТ доцільно використовувати наступні речовини: водень, гелій, метан, аміак, гідразин тощо [4].

Коефіцієнт складування в СЗПРТ показує у скільки разів маса заправленого баку більша маси порожнього, а саме:

$$\gamma_{склад} = \frac{M_{порБ} + M_{РТ}}{M_{порБ}} \quad (3.2),$$

де $M_{РТ}$ - маса робочого тіла, $M_{порБ}$ - маса порожнього бака.

В свою чергу маса РТ залежить від її щільності $M_{РТ} = \rho_{РТ} V_{Бак}$, підставляючи в (3.2):

$$\gamma_{склад} = \frac{M_{порБ} + \rho_{РТ} V_{Бак}}{M_{порБ}} \quad (3.3)$$

Як можна бачити з (3.3) коефіцієнт складування на пряму залежить від густини РТ. Тобто чим більша густина речовини, тим більший коефіцієнт складування. Серед представлених речовин найбільший коефіцієнт має гідразин, потім аміак, метан, гелій та водень.

Найкращі умови зберігання РТ можуть бути прості та складні. Під складними умовами розуміємо використання спеціальних засобів зберігання РТ. Це призводить до збільшення маси СЗПРТ. Температура кипіння водню близько 23 К, а кипіння гелію 4 К. Метан має температуру кипіння 111 К. Для їх зберігання необхідно використовувати додаткове терморегулюючі системи, що збільшує масу СЗПРТ та знижує надійність. Також ці речовини просочуються

крізь ущільнювачі вихідних пристроїв. Для зберігання аміаку та гідразину не треба використовувати додаткових систем та засобів.

Мінімальна ціна одного кілограму цих речовин також значно відрізняється. Найдорожчою речовиною є гідразин, водень, гелій, аміак та метан. (табл. 3.1).

Таблиця 3.1. Показники вибору робочого тіла для ЕНД

Показник	Назва робочого тіла				
	водень H	гелій He	метан CH ₄	гідразин N ₂ H ₄	аміак NH ₃
мінімальна маса молекули РТ, г/моль	2	4	16	32	17
щільність РТ, кг/м ³	70.8	130	420	1000	686
коефіцієнт складування	1,28	1,52	2,68	5	3,75
температура кипіння РТ, К	20	4	112	387	239
мінімальна токсичність, мг/л	-	-	0,716	0,1	0,02
мінімальна ціна, доллар /кг	9	6	0,8	19	1

Аналізуючи дані таблиці 3.1 бачимо, що найбільш доступний за ціною, найпростішими умовами зберігання, максимальним коефіцієнтом складування є аміак. Тому оберемо його в якості РТ. Основні характеристики аміаку наведені в додатку Б.

3.2 Математична модель системи електроживлення

В загальному вигляді розігрів бака, парогенератора та двигуна описується в вигляді рівняння збереження енергії:

$$C_{\Sigma} M_{\Sigma} \frac{dT_{Б,ПГ,Д}}{dt} = Q_{\Sigma} \quad (3.4)$$

де $C_{\Sigma}, \left[\frac{Дж}{K \cdot K^{\circ}} \right]$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції бака

включно з РТ, парогенератора, двигуна;

$M_{\Sigma} [кг]$ – сумарна маса всіх елементів бака включно з РТ, парогенератора, двигуна;

$Q_{\Sigma}, [Вт]$ – сумарна теплопровідність в бак, парогенератор, двигун.

Сумарна теплопровідність в бак, парогенератор, двигун являє собою:

$$Q_{\Sigma} = Q_{+} - Q_{-} \quad (3.5)$$

де $Q_{+} = Q_H, [Вт]$ – омичне тепловиділення у нагрівачі, Q_{-} – відвід тепла.

Вхідним параметром передавальної функції баку, є омичне тепловиділення у нагрівачі. Використовуючи закон Ома для ланцюга нагрівача баку, парогенератора, двигуна потік енергії через нагрівач:

$$Q_H = I_H U_H, \quad I_H = \frac{U_H}{R_H}, \quad (3.6)$$

де $I_H [А]$ – сила струму, $R_H [Ом]$ – електричний опір нагрівача, $U_H [В]$ – напруга у контурі нагрівача.

Напругу джерела електричного живлення визначаємо з урахуванням вольт-амперної характеристики акумулятора:

$$U_H = U_H(I_H, q_H), \quad (3.7)$$

де $q [Кл]$ – залишковий заряд в акумуляторі.

Згідно із законом збереження заряду:

$$\frac{d q_H}{d t} + I_H = 0. \quad (3.8)$$

Залежність електричного опору від температури можна представити так:

$$\frac{d R_H}{d T_H} = \alpha_R R_H, \quad (3.9)$$

де α_R – температурний коефіцієнт опору $[1 / K]$.

З урахуванням (3.6)-(3.9) можна у диференціальній формі записати:

$$\frac{dU_{\text{H}}}{dt} = \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial I_{\text{H}}} \frac{dI_{\text{H}}}{dt} + \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial q_{\text{H}}} \frac{dq_{\text{H}}}{dt},$$

$$\frac{dI_{\text{H}}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{H}}} \frac{dU_{\text{H}}}{dt} - \frac{U_{\text{H}}}{R_{\text{H}}^2} \frac{dR_{\text{H}}}{dt}$$

або:

$$\frac{dU_{\text{H}}}{dt} = \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial I_{\text{H}}} \frac{dI_{\text{H}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial q_{\text{H}}} I_{\text{H}}, \quad (3.13)$$

$$\frac{dI_{\text{H}}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{H}}} \frac{dU_{\text{H}}}{dt} - \alpha_{\text{R}} I_{\text{H}} \frac{dT_{\text{H}}}{dt}. \quad (3.14)$$

При цьому слід зробити зауваження, що стосується початкових умов розігріву елементів ЕНРУ. Початкові напруга та сила струму будуть залежати від того, в якій послідовності буде виконуватися розігрів елементів.

$$U_{\text{Б,ПГ,Д}}(0) = U_{\text{ПочБ,ПГ,Д}}(I_{\text{ПочБ,ПГ,Д}}, q), \quad I_{\text{Б,ПГ,Д}}(0) = \frac{U_{\text{ПочБ,ПГ,Д}}(I_{\text{ПочБ,ПГ,Д}}, q)}{R_{\text{ПочБ,ПГ,Д}}(T_0)}.$$

3.3 Математична модель бака.

Для моделювання бака конструкцію було спрощено. Вважатимемо, що бак має форму шара, з одним місцем кріплення до рами КБ. Також вважатимемо, що нагрівач бака повністю покриває всю поверхню бака. На рисунку 3.1 приведено спрощену схему бака.

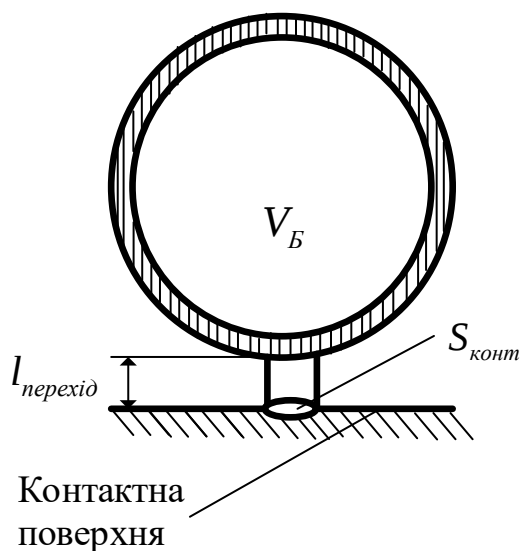


Рис. 3.1. Спрощена схема бака ЕНРУ

де $l_{\text{перехід}}$ - відстань від бака до контактної поверхні КБ, $S_{\text{конт}}$ - площа контактної поверхні, V_B - об'єм бака.

Зважаючи на малу товщину стінок бака і оболонки нагрівача температуру оболонки нагрівача $T_{\text{НБ}}$, нагрівача і стінок бака вважаємо однаковою.

В загальному вигляді розігрів бака описується в вигляді рівняння збереження енергії:

$$C_{B\Sigma} M_{B\Sigma} \frac{dT_B}{dt} = Q_{B\Sigma} \quad (3.15)$$

де $C_{B\Sigma}$, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{кг}} \right]$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції бака включно з РТ;

$M_{B\Sigma} [\text{кг}]$ – сумарна маса всіх елементів бака включно з РТ;

$Q_{B\Sigma} [\text{Вт}]$ – сумарна теплопровідність в бак.

Сумарна теплопровідність в бак являє собою:

$$Q_{B\Sigma} = Q_{\text{НБ}} + Q_{\text{опрБ}} - Q_{\text{теплБ}} - Q_{\text{випрБ}} - Q_B \quad (3.16)$$

де Q_B , $Q_{\text{теплБ}}$, $Q_{\text{випрБ}}$, $Q_{\text{опрБ}} [\text{Вт}]$ – теплопровідність в аміак, теплопровідністю у зовнішню конструкцію, теплопровідність назовні та опромінення сонцем;

$Q_{\text{НБ}} [\text{Вт}]$ – омічне тепловиділення у нагрівачі бака.

Використовуючи закон Ома для ланцюга нагрівача баку, омічне тепловиділення у нагрівачі матиме вигляд:

$$Q_{\text{НБ}} = I_{\text{НБ}} U_{\text{НБ}}, \quad (3.17)$$

Згідно (3.6-3.14) для бака отримаємо:

$$\frac{dU_{\text{НБ}}}{dt} = \frac{\partial U_{\text{НБ}}}{\partial I_{\text{НБ}}} \frac{dI_{\text{НБ}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{НБ}}}{\partial q_{\text{НБ}}} I_{\text{НБ}}, \quad (3.18)$$

$$\frac{dI_{\text{НБ}}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{НБ}}} \frac{dU_{\text{НБ}}}{dt} - \alpha_{\text{РБ}} I_{\text{НБ}} \frac{dT_{\text{НБ}}}{dt}. \quad (3.19)$$

Тепловіддача за рахунок теплопровідності в аміак можна визначити як теплопровідність від стінки бака до робочої речовини:

$$Q_{\text{Б}} = \alpha_{\text{НН}_3} S_{\text{Б}} (T_{\text{Б}} - T_{\text{НН}_3\text{Б}}), \quad (3.20)$$

де $\alpha_{\text{НН}_3} \left[\frac{\text{Вт}}{\text{К} \cdot \text{м}^2} \right]$ – коефіцієнти теплопровідності від стінки бака до аміаку;

$S_{\text{Б}} [\text{м}^2]$ – площа баку і контакту аміаку зі стінками баку;

$T_{\text{НН}_3\text{Б}}$ – температура аміаку у баці.

Тепловіддача за рахунок теплопровідності у зовнішню конструкцію бака дорівнює:

$$Q_{\text{теплБ}} = \kappa_{\text{Б}} (T_{\text{НБ}} - T_{\text{зов}}) \frac{S_{\text{контБ}}}{l_{\text{контБ}}}, \quad (3.21)$$

де $\kappa_{\text{Б}} \left[\frac{\text{Вт}}{\text{К} \cdot \text{м}} \right]$ – коефіцієнт теплопровідності опори баку, $l_{\text{контБ}}$ – відстань від бака

до контактної поверхні, $S_{\text{контБ}} [\text{м}^2]$ – площа контактної поверхні.

Теплопровідність випромінювання назовні визначається рівнянням Стефана-Больцмана:

$$Q_{\text{випрБ}} = \varepsilon_{\text{Б}} \sigma T_{\text{НБ}}^4, \quad (3.22)$$

де $\varepsilon_{\text{Б}}$ – ступінь чорноти зовнішньої поверхні баку;

$$\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{Вт}{м^2 K^4} \text{ – стала Стефана-Больцмана.}$$

При цьому перед початком нагрівання, коли $U_{HB}(0) = U_{ПочБ}(I_{ПочБ}, q)$ та $I_{HB}(0) = \frac{U_{ПочБ}(I_{ПочБ}, q)}{R_{ПочБ}(T_0)}$ температура баку, температура нагрівача, стінок баку і аміаку у баці дорівнюють температурі зовнішньої конструкції:

$$T_{Б(0)} = T_{HB(0)} = T_{NH_3Б(0)} = T_{зовнБ}.$$

Тоді з (3.20), (3.21) маємо початкові величини:

$$Q_{Б(0)} = 0, \quad Q_{теплБ(0)} = 0.$$

З рівняння (3.16) при цьому маємо:

$$Q_{опрБ} = Q_{выпрБ(0)} = \varepsilon_{Б} \sigma T_{зовнБ}^4. \quad (3.23)$$

Модель динамічних процесів, що протікають в баку може бути побудована на основі диференційних рівнянь, що має певні складності та громіздкість для задачі, що вирішується. Однак, в даній моделі для опису процесу розігріву бака використовуються експериментальні дані, отримані в ході випробувань. Опис експерименту, що складається зі схеми установки, вимірюваних параметрів, порядку проведення експерименту та обробки результатів наведено в розділі 3.8. В результаті отримаємо [4]:

$$T_{Б} = f(M_{Б\Sigma}, C_{Б\Sigma}, Q_{Б\Sigma}, \tau_{Б}) \quad (3.24)$$

Для отримання залежності $T_{Б}$ було використано експериментальні дані, що зв'язують динаміку зміни температури та часу роботи нагрівача баку, а всі інші параметри було зафіксовано. Потужність нагрівача баку було встановлено 30 Вт, а маса баку з робочим тілом всередині дорівнювала 4,5 кг. Результати експериментів зібрано в додатку В. По результатах проведеного експерименту було отримано графіки перехідних процесів зміни температури $T_{Б}$ рис. 3.2, червона лінія – 29,5 Вт, зелена лінія – 30,5 Вт, чорна лінія – 30 Вт.

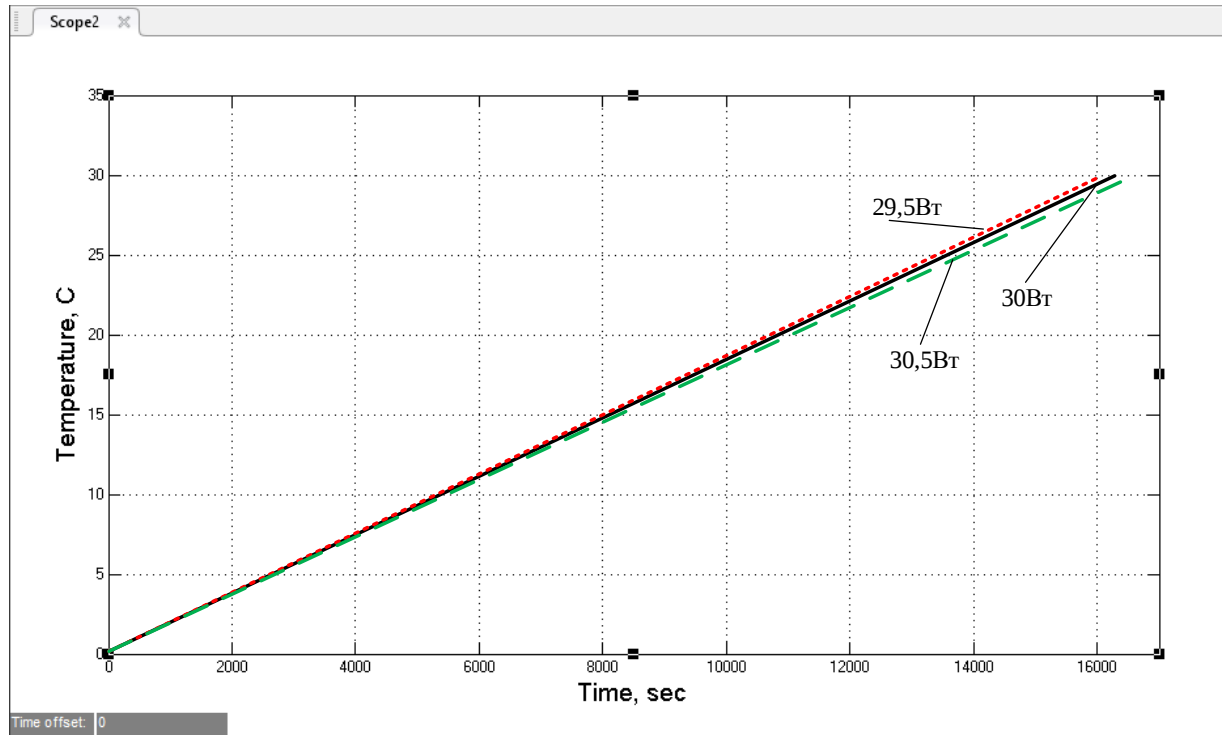


Рис. 3.2. Графіки залежності температури стінки бака від потужності нагрівача.

Для визначення передавальної функції бака використовується дійсний інтерполяційний метод (ДІМ) [5]. Цей метод базується на матеріальному інтегральному перетворенні

$$F(\delta) = \int_0^{\infty} f(t)e^{-\delta t} dt, \quad \delta \in [C, \infty], C \geq 0 \quad (3.25)$$

яке ставить в відповідність оригіналу $f(t)$ у вигляді функції речової змінної δ . Формулу прямого перетворення можна розглядати як окремий випадок прямого перетворення Лапласа при заміні комплексної змінної $p = \delta + j\omega$ на дійсну δ . Ще один крок, спрямований на розвиток інструментарію методу, - перехід від безперервних функцій $F(\delta)$ до їх дискретних аналогів з метою застосування засобів обчислювальної техніки і чисельних методів. Для цих цілей в ДІМ введені чисельні характеристики $\{F(\delta_i)\}_n$. Їх отримують як сукупність значень функції $F(\delta)$ в вузлах $\delta_i = 1, 2, \dots, n$.

В результаті була отримана передавальна функція, що пов'язує вхід та вихід у вигляді [6-8]:

$$W_B(p) = \frac{T_B(p)}{Q_{B\Sigma}(p)} = \frac{1}{C_{B\Sigma} M_{B\Sigma} p} \quad (3.26)$$

Звідки використовуючи зворотне перетворення Лапласа:

$$\frac{dT_B}{dt} = \frac{1}{C_{B\Sigma} M_{B\Sigma}} Q_{B\Sigma} \quad (3.27)$$

Задамо початкові величини та діапазон значень параметрів.

Початкові величини: $T_{HB}(0) = 273 \text{ K}$, $U_B(0) = U_{ПочБ}(I_{ПочБ}, q)$,

$$I_B(0) = \frac{U_{ПочБ}(I_{ПочБ}, q)}{R_{ПочБ}(T_0)}, M_{NH_3B} = 4 [\text{кг}].$$

Діапазон значень параметрів: $273 \text{ K} \leq T_{HB} \leq 308 \text{ K}$, $24 \text{ В} \leq U_{HB} \leq 34 \text{ В}$, $10,5 \text{ А} \leq I_{HB} \leq 16,3 \text{ А}$.

Маємо передавальну функцію однієї невідомої.

Отримана математична модель бака реалізована в середовищі Matlab Simulink у вигляді підсистеми, що показана на рис.3.3.

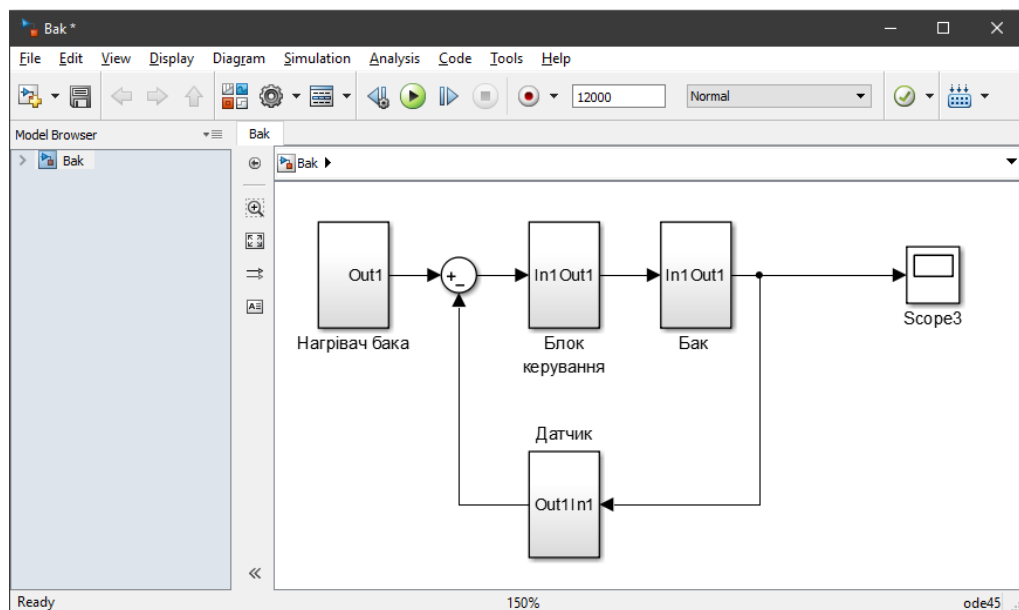


Рис.3.3. Підсистема моделювання бака в режимі нагріву

3.4 Математична модель парогенератора.

Для моделювання зробимо припущення, що конструкція парогенератора являє собою однорідний прямокутник закріплений на арматурі ЕНРУ, з

одиничним каналом посередині. Зробимо припущення, що рідкий аміак повністю перетворюється на газ проходячи крізь парогенератор без подальшого пароутворення. Припустимо, що парогенератор не випромінює енергію назовні. Маса парогенератора 0,2 кг, маса РТ, що протікає через ПГ $20 \cdot 10^{-6}$ кг, час проходження від початку до виходу з ПГ складає не більш 2с, тому рівняння енергії РТ в парогенераторі не враховуємо. Спрощена схема парогенератора наведена на рисунку 3.4.

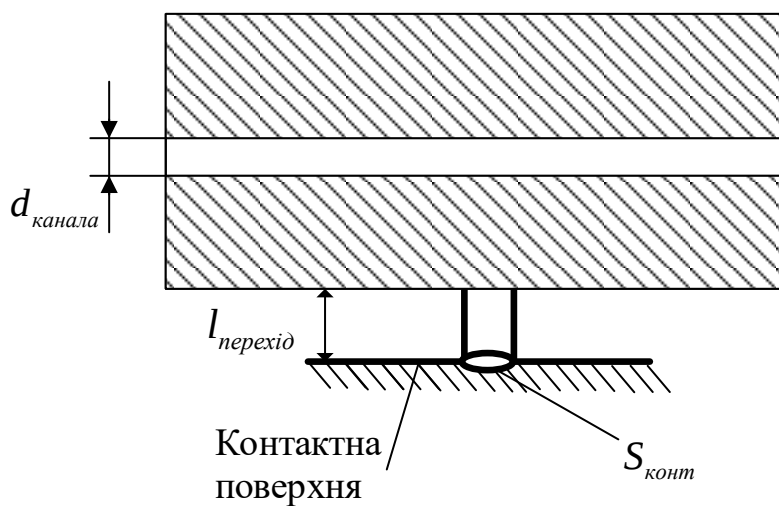


Рис. 3.4. Спрощена схема парогенератора

де $l_{\text{перехід}}$ - відстань від парогенератора до контактної поверхні КБ, $S_{\text{конт}}$ - площа контактної поверхні, $d_{\text{канала}}$ - діаметр каналу розігріву РТ.

В загальному вигляді розігрів бака описується в вигляді рівняння збереження енергії:

$$C_{\text{ПГ}\Sigma} M_{\text{ПГ}\Sigma} \frac{dT_{\text{ПГ}}}{dt} = Q_{\text{ПГ}\Sigma} \quad (3.28)$$

де $C_{\text{ПГ}\Sigma}, \left[\frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{кг}} \right]$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції ПГ;

$M_{\text{ПГ}\Sigma} [\text{кг}]$ – сумарна маса всіх елементів ПГ;

$Q_{\text{ПГ}\Sigma}, [\text{Вт}]$ – сумарна теплопровідність в ПГ.

Сумарна теплопровідність в ПГ являє собою:

$$Q_{\text{ПГ}\Sigma} = Q_{\text{НПГ}} + Q_{\text{опрПГ}} - Q_{\text{теплПГ}} - Q_{\text{випрПГ}} - Q_{\text{ПГ}} \quad (3.29)$$

де $Q_{\Pi\Gamma} [Bm]$ – здійснюється попередній розігрів ПГ без РТ, тому теплопровідність в аміак парогенератора дорівнює нулю, $Q_{\text{опр}\Pi\Gamma} [Bm]$ – опромінення сонцем для ПГ надмалі величини, то зробимо припущення, що вони дорівнюють нулю, $Q_{\text{тепл}\Pi\Gamma} [Bm]$ – теплопровідністю у зовнішню конструкцію; $Q_{\text{нппг}} [Bm]$ – омічне тепловиділення у нагрівачі ПГ. Згідно припущень маємо:

$$Q_{\Pi\Gamma\Sigma} = Q_{\text{нппг}} - Q_{\text{тепл}\Pi\Gamma} \quad (3.30)$$

Використовуючи закон Ома для ланцюга нагрівача ПГ, омічне тепловиділення у нагрівачі матиме вигляд:

$$Q_{\text{нппг}} = I_{\text{нппг}} U_{\text{нппг}}, \quad (3.31)$$

Згідно (3.6-3.14) для ПГ отримаємо:

$$\frac{dU_{\text{нппг}}}{dt} = \frac{\partial U_{\text{нппг}}}{\partial I_{\text{нппг}}} \frac{dI_{\text{нппг}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{нппг}}}{\partial q_{\text{нппг}}} I_{\text{нппг}}, \quad (3.32)$$

$$\frac{dI_{\text{нппг}}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{нппг}}} \frac{dU_{\text{нппг}}}{dt} - \alpha_{\text{рппг}} I_{\text{нппг}} \frac{dT_{\text{нппг}}}{dt}. \quad (3.33)$$

Тепловіддача за рахунок теплопровідності у зовнішню конструкцію дорівнює:

$$Q_{\text{тепл}\Pi\Gamma} = \kappa_{\Pi\Gamma} (T_{\text{нппг}} - T_{\text{зов}}) \frac{S_{\text{конт}\Pi\Gamma}}{l_{\text{конт}\Pi\Gamma}}, \quad (3.34)$$

де $\kappa_{\Pi\Gamma} \left[\frac{Bm}{K \cdot m} \right]$ – коефіцієнт теплопровідності опори ПГ, $l_{\text{конт}\Pi\Gamma}$ – відстань від ПГ до контактної поверхні, $S_{\text{конт}\Pi\Gamma} [m^2]$ – площа контактної поверхні ПГ з контактною поверхнею.

Теплопровідність випромінювання назовні визначається рівнянням Стефана-Больцмана:

$$Q_{\text{випр}\Pi\Gamma} = \varepsilon_{\Pi\Gamma} \sigma T_{\text{нппг}}^4,$$

де $\varepsilon_{\Pi\Gamma}$ – ступінь чорноти зовнішньої поверхні баку; $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{Bm}{m^2 K^4}$ – стала

Стефана-Больцмана.

При цьому перед початком нагрівання, коли $U_{\text{НПГ}}(0) = U_{\text{ПочПГ}}(I_{\text{ПочПГ}}, q)$ та $I_{\text{НПГ}}(0) = \frac{U_{\text{ПочПГ}}(I_{\text{ПочПГ}}, q)}{R_{\text{ПочПГ}}(T_0)}$ температура ПГ, температура нагрівача ПГ, стінок ПГ

дорівнюють температурі зовнішньої конструкції:

$$T_{\text{ПГ}(0)} = T_{\text{НПГ}(0)} = T_{\text{зовнПГ}}.$$

Тоді з (3.31), (3.34) маємо початкові величини:

$$Q_{\text{НПГ}(0)} = 0, \quad Q_{\text{теплПГ}(0)} = 0.$$

Модель динамічних процесів, що протікають в ПГ може бути побудована на основі диференційних рівнянь, але це має певні складнощі для задачі, що вирішується. Однак, в даній моделі для опису процесу розігріву ПГ використовуються експериментальні дані, отримані в ході випробувань. Опис експерименту, що складається зі схеми установки, вимірюваних параметрів, порядку проведення експерименту та обробки результатів наведено в розділі 3.8. В результаті отримаємо [4]:

$$T_{\text{ПГ}} = f(M_{\text{ПГ}\Sigma}, C_{\text{ПГ}\Sigma}, Q_{\text{ПГ}\Sigma}, \tau_{\text{ПГ}}) \quad (3.35)$$

Для отримання залежності $T_{\text{ПГ}}$ було використано експериментальні дані, що зв'язують динаміку зміни температури та часу роботи нагрівача ПГ, а всі інші параметри було зафіксовано. Потужність нагрівача ПГ було встановлено 120 Вт, а маса ПГ складає 0,2 кг. Результати експериментів зібрано в додатку В. По результатах проведеного експерименту було отримано графіки перехідних процесів зміни температури $T_{\text{ПГ}}$ рис. 3.5, червона лінія – 122 Вт, зелена лінія – 119 Вт, чорна лінія – 120 Вт.

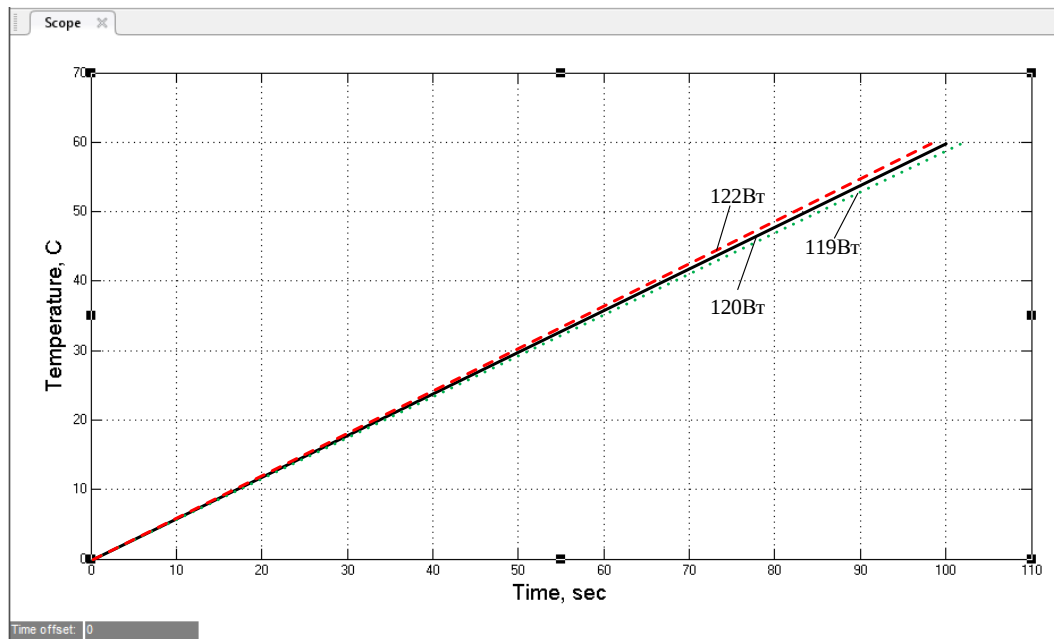


Рис. 3.5. Графіки залежності температури стінки ПГ від потужності нагрівача.

Для визначення передавальної функції ПГ використовується ДІМ [5], так саме як у випадку з баком.

В результаті була отримана передавальна функція ПГ, що пов'язує вхід та вихід у вигляді [6-8]:

$$W_{ПГ}(p) = \frac{T_{ПГ}(p)}{Q_{ПГ\Sigma}(p)} = \frac{1}{C_{ПГ\Sigma} M_{ПГ\Sigma} p} \quad (3.36)$$

Звідки використовуючи зворотне перетворення Лапласа:

$$\frac{dT_{ПГ}}{dt} = \frac{1}{C_{ПГ\Sigma} M_{ПГ\Sigma}} Q_{ПГ\Sigma} \quad (3.37)$$

Задамо початкові величини та діапазон значень параметрів.

Початкові величини: $T_{НПГ}(0) = 273\text{ K}$, $U_{ПГ}(0) = U_{ПочПГ}(I_{ПочПГ}, q)$,

$$I_{ПГ}(0) = \frac{U_{ПочПГ}(I_{ПочПГ}, q)}{R_{ПочПГ}(T_0)}.$$

Діапазон значень параметрів: $273\text{ K} \leq T_{НПГ} \leq 333\text{ K}$, $24\text{ В} \leq U_{НПГ} \leq 34\text{ В}$,
 $10,5\text{ А} \leq I_{НПГ} \leq 16,3\text{ А}$.

Маємо передавальну функцію однієї невідомої.

Отримана математична модель парогенератора реалізована в середовищі Matlab Simulink у вигляді підсистеми, що показана на рис.3.6. Потужність нагрівача при живленні напругою 24 - 34 В повинна бути 120 Вт.

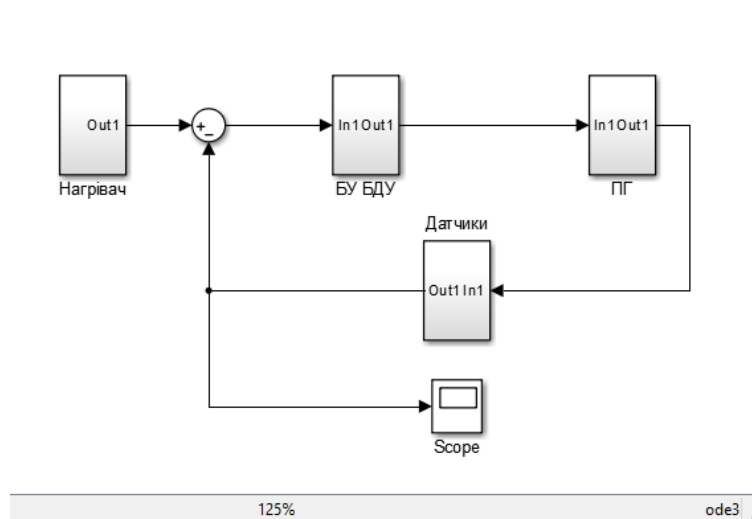


Рис. 3.6. Підсистема моделювання парогенератора

3.5 Математична модель двигуна.

Для моделювання зробимо припущення, що конструкція двигуна являє собою однорідний циліндр закріплений на арматурі ЕНРУ. Припустимо, що двигун не випромінює енергію назовні, внутрішні екрани повністю утримують енергію всередині конструкції. Маса двигуна 0,5 кг. Спрощена схема ЕНД для розігріву наведено на рисунку 3.7.

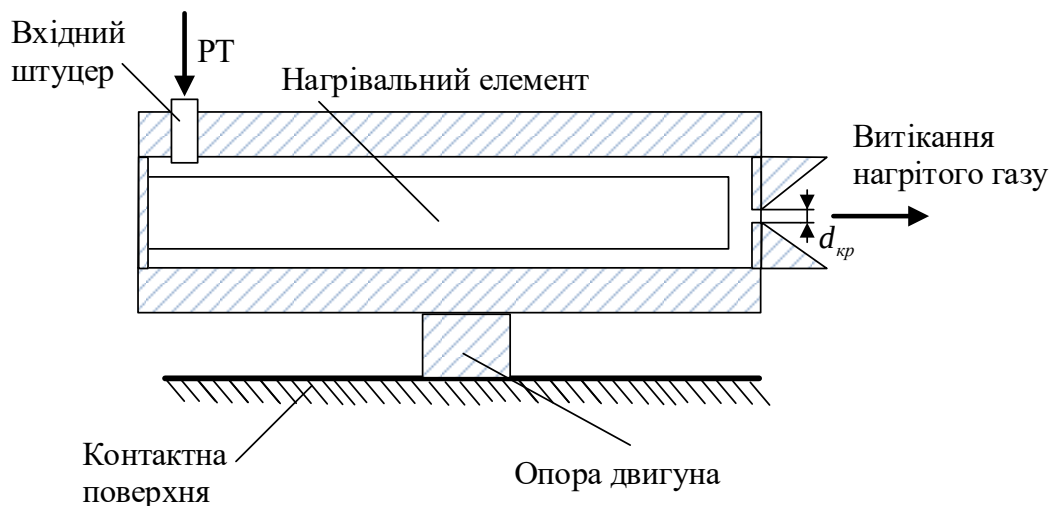


Рис. 3.7. Спрощена схема ЕНД

В загальному вигляді розігрів бака описується в вигляді рівняння збереження енергії:

$$C_{\Sigma} M_{\Sigma} \frac{dT_{\Sigma}}{dt} = Q_{\Sigma} \quad (3.38)$$

де C_{Σ} , $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{кг}} \right]$ – сумарна питома теплоємність всіх елементів конструкції двигуна;

M_{Σ} [кг] – сумарна маса всіх елементів двигуна;

Q_{Σ} , [Вт] – сумарна теплопровідність в двигуні.

Сумарна теплопровідність в двигуні:

$$Q_{\Sigma} = Q_{\text{нд}} + Q_{\text{опрд}} - Q_{\text{теплд}} - Q_{\text{випрд}} - Q_{\text{д}} \quad (3.39)$$

де $Q_{\text{д}}$ [Вт] – здійснюється попередній розігрів двигуна без РТ, так само як в випадку з ПГ теплопровідність в аміак дорівнює нулю, $Q_{\text{опрд}}$ [Вт] – опромінення сонцем для двигуна надмалі величини, то зробимо припущення, що вони дорівнюють нулю, $Q_{\text{теплд}}$ [Вт] – теплопровідністю у зовнішню конструкцію; $Q_{\text{нд}}$ [Вт] – омічне тепловиділення у нагрівачі двигуна. Згідно припущень маємо:

$$Q_{\Sigma} = Q_{\text{нд}} - Q_{\text{теплд}} \quad (3.40)$$

Використовуючи закон Ома для ланцюга нагрівача ПГ, омічне тепловиділення у нагрівачі матиме вигляд:

$$Q_{\text{нд}} = I_{\text{нд}} U_{\text{нд}}, \quad (3.41)$$

Згідно (3.6-3.14) для двигуна отримаємо:

$$\frac{dU_{\text{нд}}}{dt} = \frac{\partial U_{\text{нд}}}{\partial I_{\text{нд}}} \frac{dI_{\text{нд}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{нд}}}{\partial q_{\text{нд}}} I_{\text{нд}}, \quad (3.42)$$

$$\frac{dI_{\text{нд}}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{нд}}} \frac{dU_{\text{нд}}}{dt} - \alpha_{\text{рд}} I_{\text{нд}} \frac{dT_{\text{нд}}}{dt}. \quad (3.43)$$

Тепловіддача за рахунок теплопровідності у зовнішню конструкцію дорівнює:

$$Q_{\text{теплД}} = \kappa_{\text{Д}} (T_{\text{HD}} - T_{\text{зов}}) \frac{S_{\text{контД}}}{l_{\text{контД}}}, \quad (3.44)$$

де $\kappa_{\text{Д}} \left[\frac{\text{Вт}}{\text{К} \cdot \text{м}} \right]$ – коефіцієнт теплопровідності опори двигуна, $l_{\text{контД}}$ – відстань від двигуна до контактної поверхні, $S_{\text{контД}} [\text{м}^2]$ – площа контактної поверхні двигуна з контактною поверхнею.

Теплопровідність випромінювання назовні визначається рівнянням Стефана-Больцмана:

$$Q_{\text{випрД}} = \frac{\varepsilon_{\text{Д}}}{(n+1)_{\text{Д}}} \sigma T_{\text{HD}}^4$$

де $\varepsilon_{\text{Д}}$ – ступінь чорноти зовнішньої поверхні двигуна; $(n+1)_{\text{Д}}$ – каскадна екранно вакуумна ізоляція, n шарів якої знижує в $n+1$ разів теплопровідність випромінюванням назовні. $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4}$ – стала Стефана-Больцмана.

При цьому перед початком нагрівання, коли $U_{\text{HD}}(0) = U_{\text{ПочД}}(I_{\text{ПочД}}, q)$ та

$$I_{\text{HD}}(0) = \frac{U_{\text{ПочД}}(I_{\text{ПочД}}, q)}{R_{\text{ПочД}}(T_0)}$$

температура двигуна, температура нагрівача двигуна,

стінок двигуна дорівнюють температурі зовнішньої конструкції:

$$T_{\text{Д}(0)} = T_{\text{HD}(0)} = T_{\text{зовнД}}.$$

Тоді з (3.41), (3.44) маємо початкові величини:

$$Q_{\text{HD}(0)} = 0, \quad Q_{\text{теплД}(0)} = 0.$$

Модель динамічних процесів, що протікають в ПГ може бути побудована на основі диференційних рівнянь, але це має певні складнощі для задачі, що вирішується. Однак, в даній моделі для опису процесу розігріву двигуна використовуються експериментальні дані, отримані в ході випробувань. Опис експерименту, що складається зі схеми установки, вимірюваних параметрів, порядку проведення експерименту та обробки результатів наведено в розділі 3.8. В результаті отримаємо [4]:

$$T_d = f(M_{d\Sigma}, C_{d\Sigma}, Q_{d\Sigma}, \tau_d) \quad (3.45)$$

Для отримання залежності T_d було використано експериментальні дані, що зв'язують динаміку зміни температури та часу роботи нагрівача двигуна, а всі інші параметри було зафіксовано. Потужність нагрівача двигуна було встановлено в двох режимах, 150 Вт та 200 Вт, маса нагрівача складає 0,2 кг. Результати експериментів зібрано в додатку В. По результатах проведеного експерименту було отримано графіки перехідних процесів зміни температури T_d рис. 3.8, червона лінія – 154 Вт, зелена лінія – 152 Вт, чорна лінія – 150 Вт, лілова лінія – 199 Вт, світло-синя – 200 Вт, оранжева – 202 Вт.

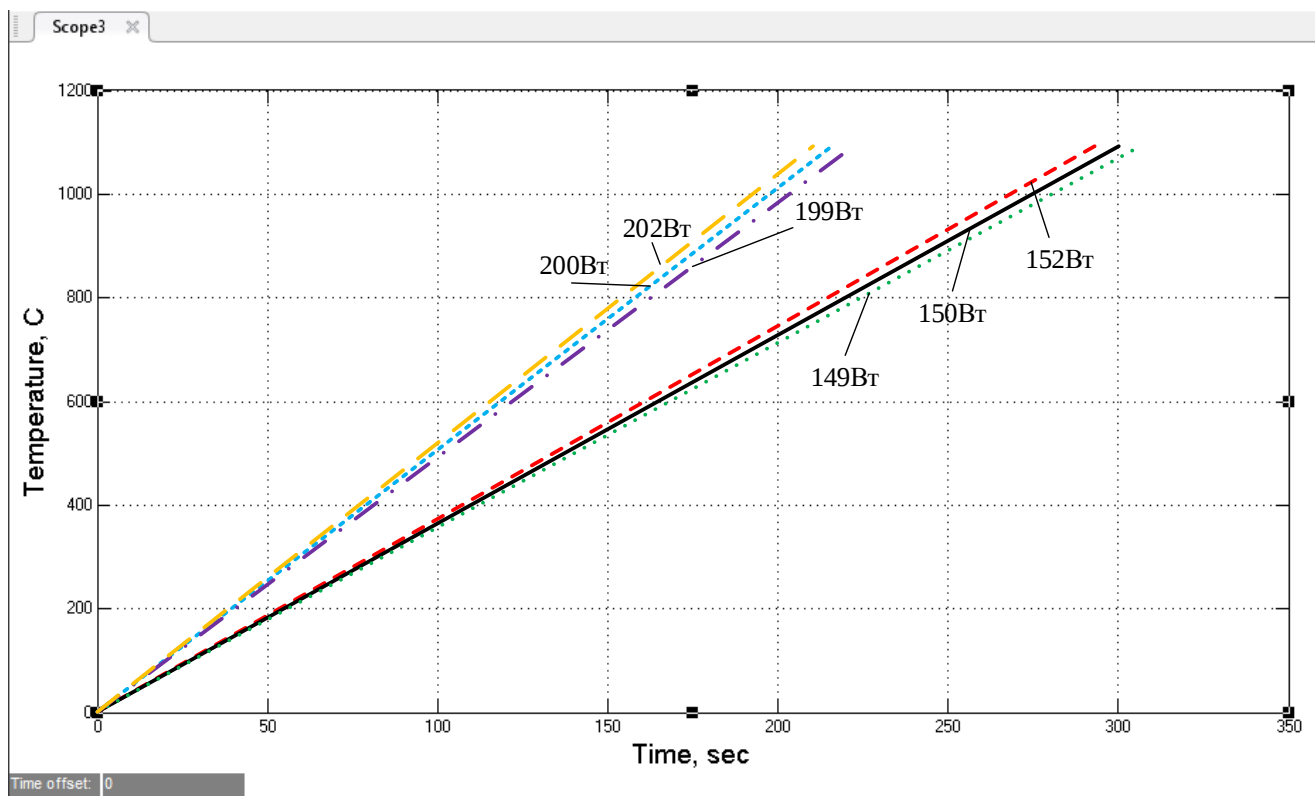


Рис. 3.8. Графіки залежності температури стінки двигуна від потужності нагрівача.

Для визначення передавальної функції двигуна використовується ДІМ [5], так саме як у випадку з баком та ПГ.

В результаті була отримана передавальна функція двигуна, що пов'язує вхід та вихід у вигляді [6-8]:

$$W_d(p) = \frac{T_d(p)}{Q_{d\Sigma}(p)} = \frac{1}{C_{d\Sigma} M_{d\Sigma} p} \quad (3.46)$$

Звідки використовуючи зворотне перетворення Лапласа:

$$\frac{dT_B}{dt} = \frac{1}{C_{\Sigma} M_{\Sigma}} Q_{\Sigma} \quad (3.47)$$

Задамо початкові величини та діапазон значень параметрів.

Початкові величини: $T_{HD}(0) = 273 K$, $U_D(0) = U_{ПочД}(I_{ПочД}, q)$,

$$I_D(0) = \frac{U_{ПочД}(I_{ПочД}, q)}{R_{ПочД}(T_0)}.$$

Діапазон значень параметрів: $273K \leq T_{HD} \leq 1375K$, $24V \leq U_{HD} \leq 34V$,
 $10,5A \leq I_{HD} \leq 16,3A$.

Маємо передавальну функцію однієї невідомої.

Отримана математична модель двигуна реалізована в середовищі Matlab Simulink у вигляді підсистеми, що показана на рис.3.9. Потужність нагрівача при живленні напругою 24 - 34 В повинна бути 200 Вт.

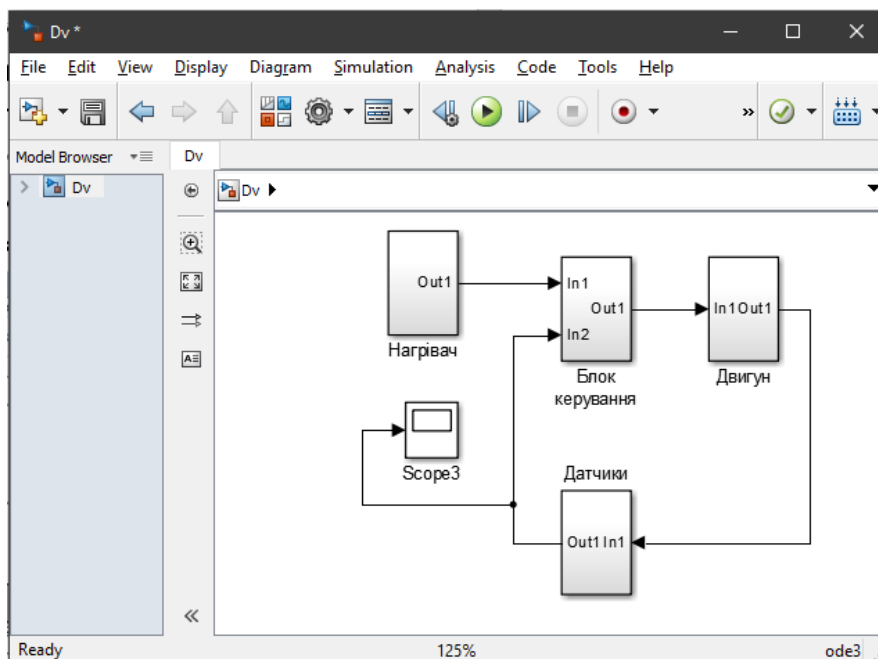


Рис. 3.9. Підсистема моделювання двигуна.

3.6 Загальна математична модель ЕНРУ.

Загальна математична модель включає в себе повну систему рівнянь, початкові умови, граничні умови. Так загальна математична модель ЕНРУ у вигляді передавальних функцій та диференціальних рівнянь має вигляд:

$$\begin{aligned}
 \frac{dU_{\text{H}}}{dt} &= \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial I_{\text{H}}} \frac{dI_{\text{H}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{H}}}{\partial q_{\text{H}}} I_{\text{H}} \\
 \frac{dI_{\text{H}}}{dt} &= \frac{1}{R_{\text{H}}} \frac{dU_{\text{H}}}{dt} - \alpha_{\text{R}} I_{\text{H}} \frac{dT_{\text{H}}}{dt} \\
 T_{\text{Б}} &= f(M_{\text{Б}\Sigma}, C_{\text{Б}\Sigma}, Q_{\text{Б}\Sigma}, \tau_{\text{Б}}) \\
 T_{\text{ПГ}} &= f(M_{\text{ПГ}\Sigma}, C_{\text{ПГ}\Sigma}, Q_{\text{ПГ}\Sigma}, \tau_{\text{ПГ}}) \\
 T_{\text{Д}} &= f(M_{\text{Д}\Sigma}, C_{\text{Д}\Sigma}, Q_{\text{Д}\Sigma}, \tau_{\text{Д}})
 \end{aligned} \tag{3.48}$$

Розкриваючи передавальні функції отримаємо:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \frac{dT_{\text{Б}}}{dt} &= \frac{1}{C_{\text{Б}\Sigma} M_{\text{Б}\Sigma}} \left(I_{\text{НБ}} U_{\text{НБ}} + \varepsilon_{\text{Б}} \sigma T_{\text{зовнБ}}^4 - \kappa_{\text{Б}} (T_{\text{НБ}} - T_{\text{зовнБ}}) \frac{S_{\text{контБ}}}{l_{\text{контБ}}} - \varepsilon_{\text{Б}} \sigma T_{\text{НБ}}^4 - \alpha_{\text{NH}_3} S_{\text{Б}} (T_{\text{Б}} - T_{\text{NH}_3\text{Б}}) \right) \\
 \frac{dU_{\text{НБ}}}{dt} &= \frac{\partial U_{\text{НБ}}}{\partial I_{\text{НБ}}} \frac{dI_{\text{НБ}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{НБ}}}{\partial q_{\text{НБ}}} I_{\text{НБ}} \\
 \frac{dI_{\text{НБ}}}{dt} &= \frac{1}{R_{\text{НБ}}} \frac{dU_{\text{НБ}}}{dt} - \alpha_{\text{R}} I_{\text{НБ}} \frac{dT_{\text{НБ}}}{dt} \\
 \frac{dT_{\text{ПГ}}}{dt} &= \frac{1}{C_{\text{ПГ}\Sigma} M_{\text{ПГ}\Sigma}} \left(I_{\text{НПГ}} U_{\text{НПГ}} - \varepsilon_{\text{ПГ}} \sigma T_{\text{НПГ}}^4 - \kappa_{\text{ПГ}} (T_{\text{НПГ}} - T_{\text{зовнПГ}}) \frac{S_{\text{контПГ}}}{l_{\text{контПГ}}} \right) \\
 \frac{dU_{\text{НПГ}}}{dt} &= \frac{\partial U_{\text{НПГ}}}{\partial I_{\text{НПГ}}} \frac{dI_{\text{НПГ}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{НПГ}}}{\partial q_{\text{НПГ}}} I_{\text{НПГ}} \\
 \frac{dI_{\text{НПГ}}}{dt} &= \frac{1}{R_{\text{НПГ}}} \frac{dU_{\text{НПГ}}}{dt} - \alpha_{\text{R}} I_{\text{НПГ}} \frac{dT_{\text{НПГ}}}{dt} \\
 \frac{dT_{\text{Д}}}{dt} &= \frac{1}{C_{\text{Д}\Sigma} M_{\text{Д}\Sigma}} \left(I_{\text{НД}} U_{\text{НД}} - \frac{\varepsilon_{\text{Д}}}{(n+1)_{\text{Д}}} \sigma T_{\text{НД}}^4 - \kappa_{\text{Д}} (T_{\text{НД}} - T_{\text{зовнД}}) \frac{S_{\text{контД}}}{l_{\text{контД}}} \right) \\
 \frac{dU_{\text{НД}}}{dt} &= \frac{\partial U_{\text{НД}}}{\partial I_{\text{НД}}} \frac{dI_{\text{НД}}}{dt} - \frac{\partial U_{\text{НД}}}{\partial q_{\text{НД}}} I_{\text{НД}} \\
 \frac{dI_{\text{НД}}}{dt} &= \frac{1}{R_{\text{НД}}} \frac{dU_{\text{НД}}}{dt} - \alpha_{\text{R}} I_{\text{НД}} \frac{dT_{\text{НД}}}{dt}
 \end{aligned} \right. \tag{3.49}$$

Початкові умови та обмеження:

$$\begin{cases}
 U_{Б,ПГ,Д}(0) = U_{ПочБ,ПГ,Д}(I_{ПочБ,ПГ,Д}, q) \\
 I_{Б,ПГ,Д}(0) = \frac{U_{ПочБ,ПГ,Д}(I_{ПочБ,ПГ,Д}, q)}{R_{ПочБ,ПГ,Д}(T_0)} \\
 M_{NH_3Б} = 4K_2 \\
 T_{НБ}(0) = 273 K \\
 273K \leq T_{НБ} \leq 308K \\
 24B \leq U_{НБ} \leq 34B \\
 10,5A \leq I_{НБ} \leq 16,3A \\
 T_{НПГ}(0) = 273 K \\
 273K \leq T_{НПГ} \leq 333K \\
 24B \leq U_{НПГ} \leq 34B \\
 10,5A \leq I_{НПГ} \leq 16,3A \\
 T_{НД}(0) = 273 K \\
 273K \leq T_{НД} \leq 1375K \\
 24B \leq U_{НД} \leq 34B \\
 10,5A \leq I_{НД} \leq 16,3A
 \end{cases} \quad (3.50)$$

Маємо рівну кількість невідомих 9 та рівнянь 9. Математична модель ЕНРУ є повністю розв'язуваною.

3.7 Метод вирішення математичної моделі

Розроблена математична модель може бути вирішена методом Рунге-Кутта, для задачі Коші :

$$\frac{du}{dt} = f(x, u) \quad \text{де } \tilde{\sigma} > x_0, u(x_0) = u_0. \quad (3.51)$$

Явний m-етапний метод Рунге–Кутта полягає в наступному. Нехай чисельне вирішення задачі Коші відомо в точці $\tilde{\sigma}_n - y_n = y(x_n)$. Задають деякі чисельні

коефіцієнти $a_i, b_{ij}, i = 2, 3, \dots, m, j = 1, 2, \dots, (m-1); \sigma_i, i = 1, 2, \dots, m$, та послідовно вираховуються наступні функції:

$$\begin{aligned} k_1 &= f(x_n, y_n); \\ k_2 &= f(x_n + a_2 h, y_n + b_{21} h k_1); \\ k_3 &= f(x_n + a_3 h, y_n + b_{31} h k_1 + b_{32} h k_2); \\ &\dots \\ k_m &= f(x_n + a_m h, y_n + b_{m1} h k_1 + \dots + b_{m,m-1} h k_{m-1}); \end{aligned}$$

далі з формули

$$\frac{y_{n+1} - y_n}{h} = \sum_{i=1}^m \sigma_i k_i \quad (3.52)$$

находять рішення задачі в наступній точці $x_{n+1} - y(x_{n+1})$. Коефіцієнти a_i, b_{ij}, σ_i вибирають з міркувань точності апроксимації різницеvim рівнянням (3.52) диференціального (3.51). Щоб рівняння (3.52) апроксимувало (3.51), необхідно, щоб $\sum_{i=1}^m \sigma_i = 1$. Використовуємо метод Рунге-Кута при $m = 4$ [9].

При використанні метода Рунге-Кута при досягненні сталої величини функції починається коливання навколо нуля.

3.8 Оцінка адекватності математичної моделі електронагрівної рушійної установки

Регресійна модель, побудована за результатами експерименту, дозволяє розрахувати значення відгуку в різних точках області варіювання факторів.

Перевірка адекватності математичної моделі дає можливість відповісти на питання, чи буде побудована модель передбачати значення вихідної величини з тією ж точністю, що і результати експерименту, що включає в себе:

- опис експериментальної установки для дослідження процесів в електронагрівній рушійній установці;

- порядок проведення експериментів та обробку експериментальних результатів;
- оцінку адекватності математичної моделі підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки та фізичних експериментів.

Таким чином використовуючи модель (3.49) призначену для опису процесу розігріву елементів ЕНРУ з урахуванням можливостей системи енергоживлення, та з урахуванням початкових й граничних умови моделі (3.50), отримані результати моделювання представлено в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 Результати математичного моделювання підготовки ЕНРУ

Параметр	Значення					
	1 мод	2 мод	3 мод	4 мод	5 мод	6 мод
Параметри нагріву бака (від 273 до 303)						
- тривалість, с	16200	16300	16150	16360	16100	16100
- середня споживана потужність, Вт	30	30,5	30,4	29,5	30,1	30
Параметри нагріву парогенератора (від 273 до 303)						
- тривалість, с	99	102	101	100	100	99
- середня споживана потужність, Вт	120	120	119	120	121	121
Параметри нагріву двигуна (150 Вт) (від 273 до 303)						
- тривалість, с	302	300	298	301	300	295
- середня споживана потужність, Вт	149	150	152	150	151	152
Параметри нагріву двигуна (200 Вт) (від 273 до 303)						
- тривалість, с	221	218	220	222	217	223
- середня споживана потужність, Вт	200	201	200	199	200	202

3.8.1 Експериментальна установка для дослідження процесів в електронагрівній рушійній установці

На базі Міжгалузевого науково-технічного центру «Космічна енергетика та двигуни» побудовано стенд СВ-10К. Стенд побудовано таким чином, що дозволяє при випробуваннях ЕНРУ розмістити в вакуум камері будь які елементи окремо, чи ЕНРУ цілком. Це дає можливість дослідити характеристики ЕНРУ методом декомпозиції. Далі на рис 3.10 представлена пневматична схема стенда СВ-10К

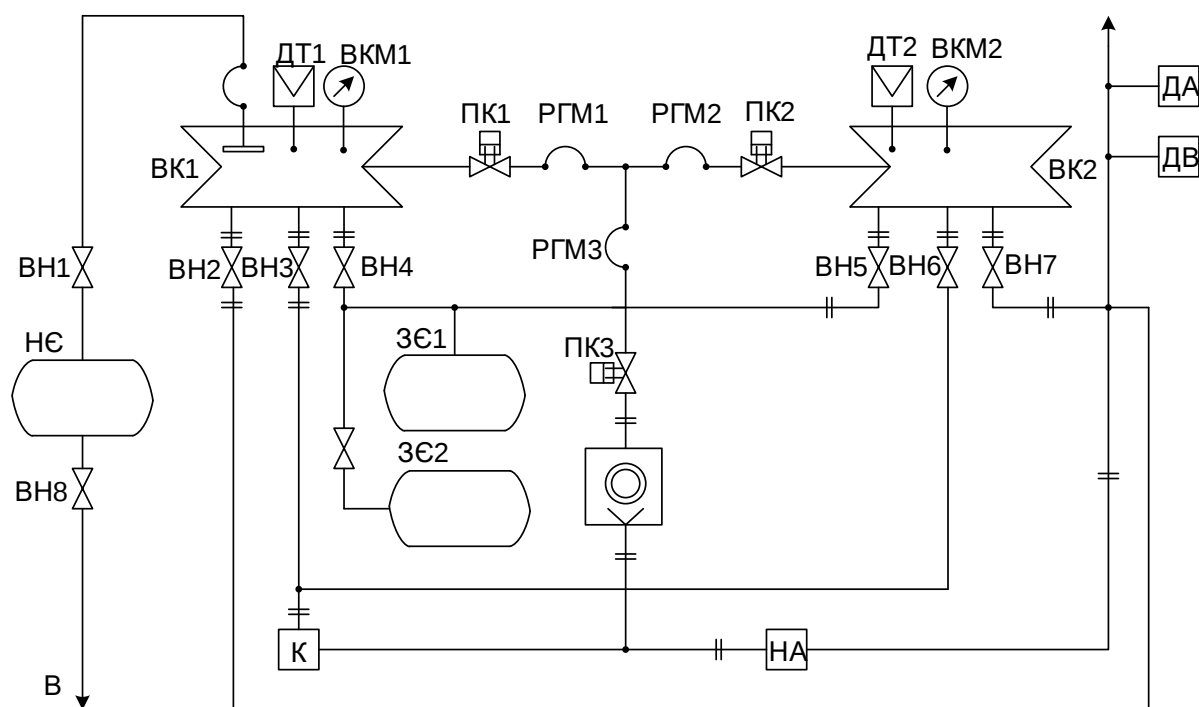


Рис. 3.10. Пневматична схема станда СВ-10К

де НЄ – накопичувальна ємність для води; ЗЄ1 – зливна ємність для аміаку; ЗЄ2 – зливна ємність для аміачної води; В – водопровід; ВК1, ВК2 – вакуумна камера; К – компресор; ДТ1, ДТ2 – датчик температури; ВКМ1, ВКМ2 – вакуумметр; НА – нейтралізатор аміаку; ДА – датчик аміаку; ДВ – датчик водню; РГМ1, РГМ2, РГМ3 – гнучкий металевий рукав; ВН1, ВН2, ВН3, ВН4, ВН5, ВН6, ВН7, ВН8, ВН9 – вентиль; ПК1, ПК2, ПК3 – пневматичний клапан.

Далі на рис. 3.11 приведена електрична схема станду СВ-10К.

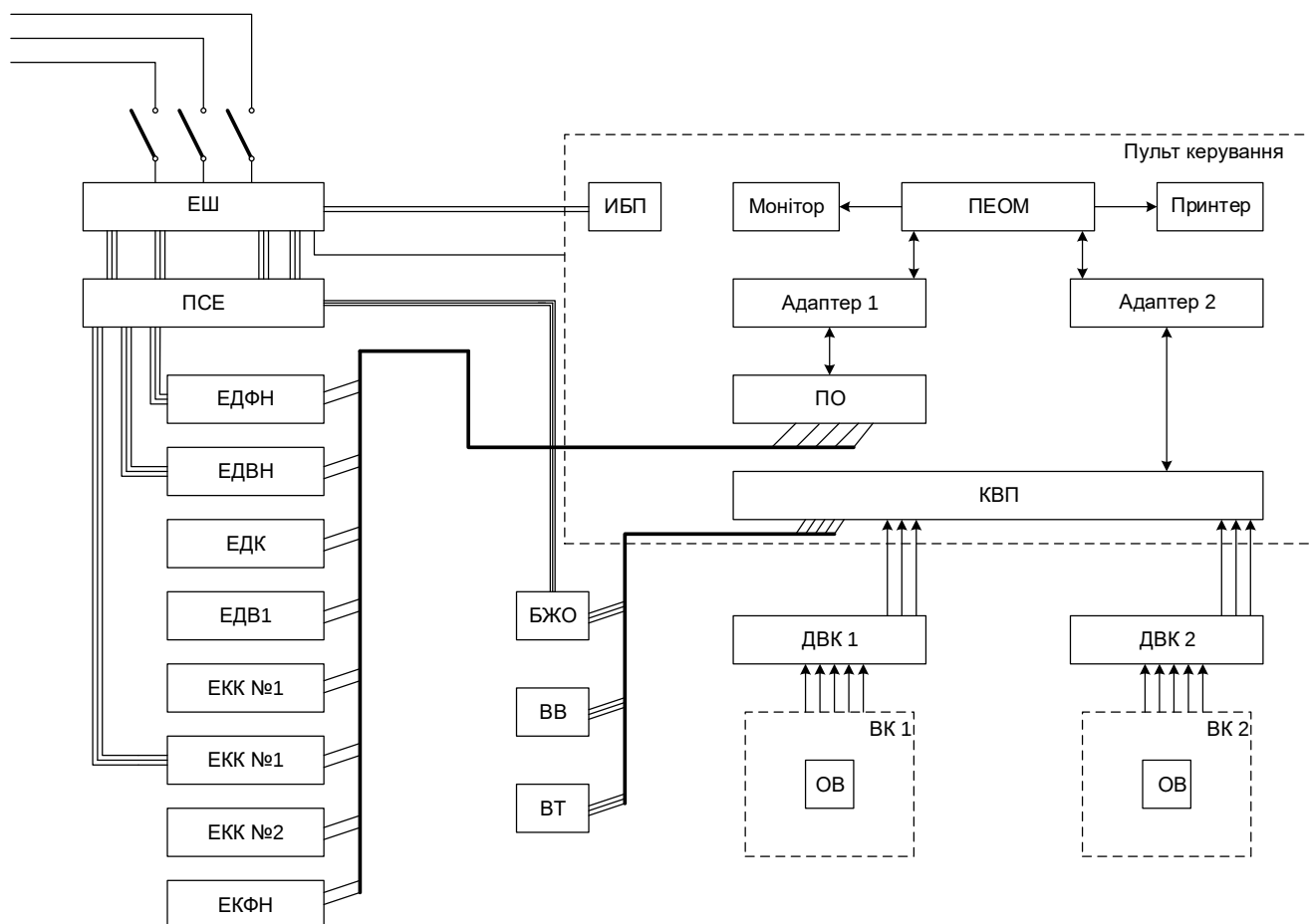


Рис. 3.11. Електрична схема стенду СВ-10К

Де ЕШ – електрична шина; ПСЕ – пульт силового електропостачання; ЕДФН – електродвигун форвакуумного насоса; ЕДВН – електродвигун водяного насоса; ЕДК – електродвигун компресора; ЕДВ – електродвигун вентилятору; ЕКК – електроклапан камери; ЕКФН – електроклапан форвакуумного насоса; ІБП – імпульсний блок живлення; ПЕОМ – персональна електронно-обчислювальна машина; ПО – пульт оператора; КВП – контролер вимірювання параметрів; ВК – вакуумна камера; ДВК – датчик вакуумної камери; БЖО – блок живлення об’єкта; ВВ – вимірювач витрати; ВТ – вимірювач тяги; ОВ – об’єкт випробувань.

На рис.3.12 приведена **пневматична схема** випробувань ЕНРУ. Пневматична схема стенду відрізняється від пневматичної схеми БРУ таким чином, що дозволяє при випробуваннях ЕНРУ розмістити в вакуум камері будь які елементи окремо, чи ЕНРУ цілком. Це дає можливість дослідити характеристики ЕНРУ методом декомпозиції.

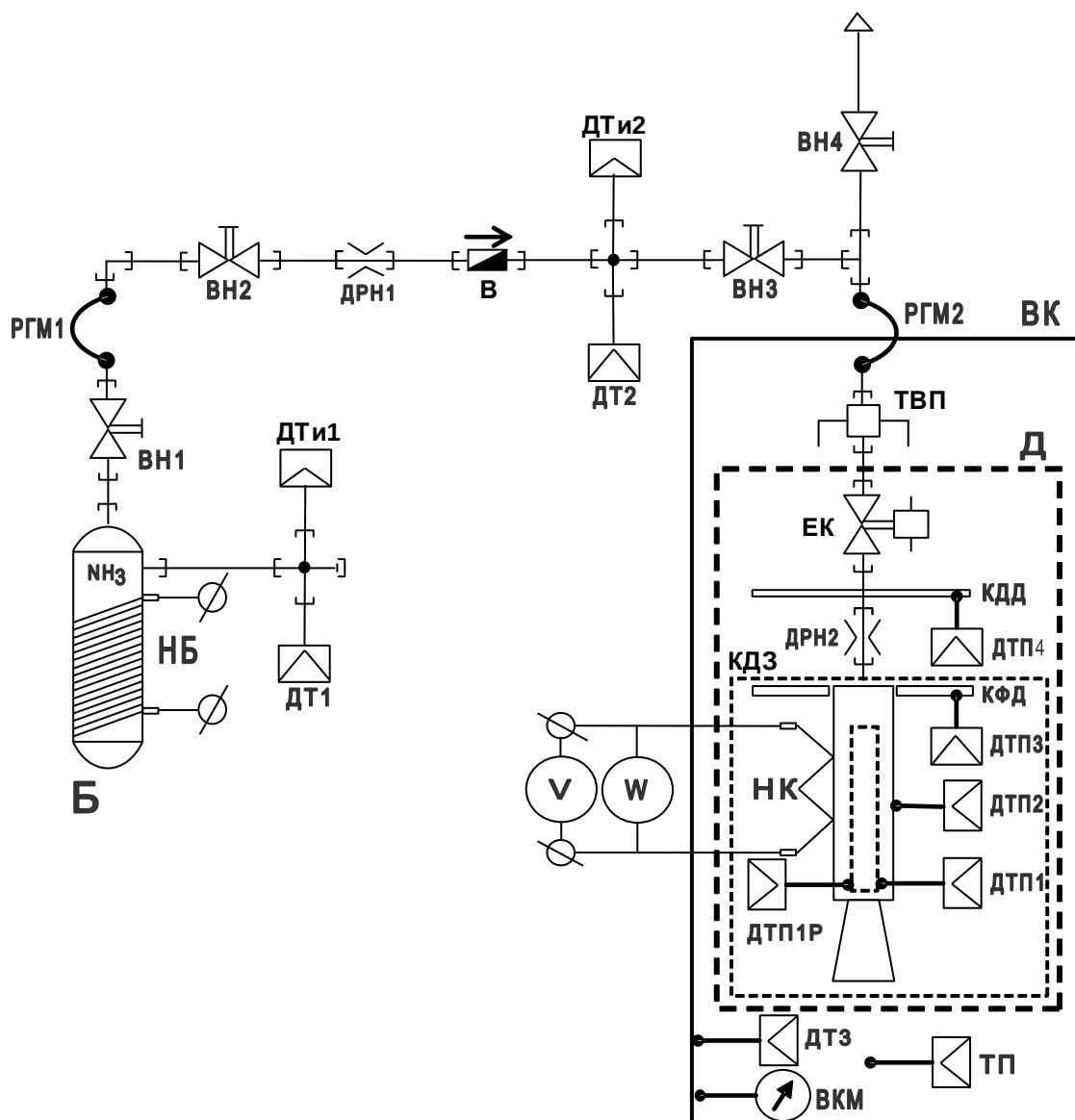


Рис. 3.12. Пневматична схема випробувань ЕНРУ

Б – бак; НБ – нагрівач бака; ВН1, ВН2, ВН3, ВН4 – вентиль; РГМ1, РГМ2 – гнучкий металевий рукав; ДТи1, ДТи2 – датчик тиску; ДТ1, ДТ2 – датчик температури аміаку; ДРН1 (в складі випробувальної збірки), ДРН2 (в складі двигуна) – дросель нерегульований; В – витратомір; ВК – вакуумна камера; ТВП – тяго вимірюючий пристрій; Д – двигун; ЕК – електроклапан (в складі двигуна); КДД – кронштейн двигуна додатковий (в складі двигуна); КФД – кронштейн фланця двигуна (у складі випробувальної збірки); КДЗ – камера двигуна в зборі; ДТП1 (в складі двигуна), ДТП1Р (в складі двигуна), ДТП2, ДТП3, ДТП4 – датчик температури поверхневий; НК – нагрівач камери двигуна в зборі; ТП – термопара; ВКМ – вакуумметр; ДТ3 – датчик температури середовища в вакуумкамері.

ЕНРУ цілком, чи окремі її блоки, згідно методу декомпозиції встановлюється в вакуум-камері стенду СВ-10К, що представлена на рис. 3.13.



Рис. 3.13. Вакуум-камера

Інтерфейс програми для роботи оператора СВ-10К представлений на рис. 3.14. Через датчики розташовані в ключових точках систем БДУ інформація надходить в СКУ де формується керуючий вплив.

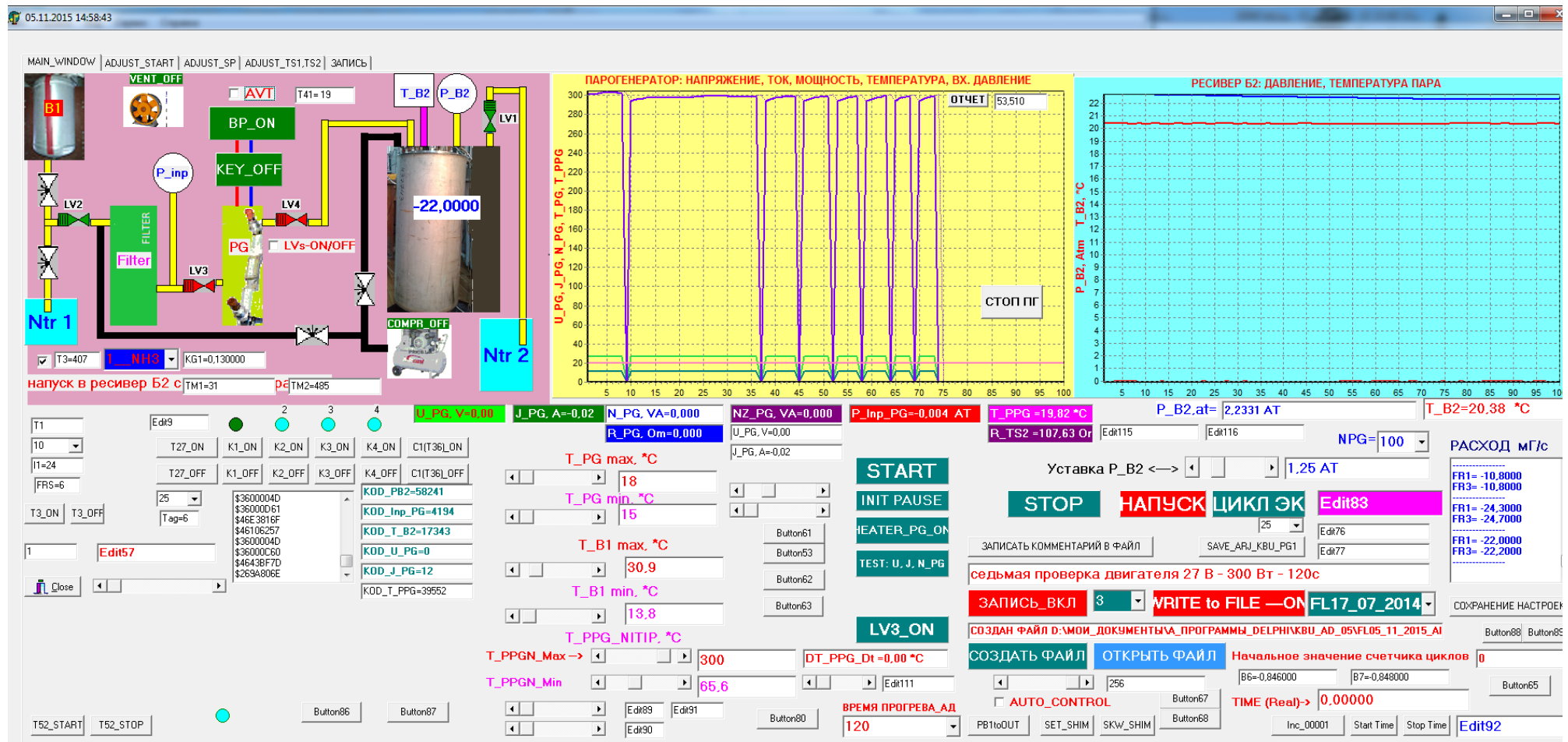


Рис 3.14. Интерфейс программы, використовуваної для керування елементами стенда

3.8.2 Порядок проведення експериментів та обробка експериментальних результатів

Основним завданням експериментальних досліджень електронагрівної рушійної установки [10] є отримання масиву даних взаємопов'язаних за основними параметрами. Це необхідно для оцінки адекватності математичної моделі за якістю функціонування рушійної установки, встановлення взаємозв'язку з характеристиками електроживлення з урахуванням зовнішніх умов, наближених до реальних. Основне завдання може бути розділено на ряд підзадач, вирішення яких дозволить провести не тільки оцінку окремих параметрів, а й їх взаємозв'язок як в статичному процесі роботи РУ, так і в динаміці запуску і відсічення, що важливо для математичного моделювання роботи і відпрацювання алгоритмів функціонування.

Таким чином, постановка експерименту полягає в формуванні засобів і методів, що входять в інформаційно-керуючу систему дослідження і випробування електронагрівної рушійної установки з поділом на такі, принципово різні підзадачі:

- вимірювання тяги двигуна, як основну характеристику в сталому і перехідному режимі; визначення витрати робочого тіла, що корелює з тягою; вимірювання параметрів електроспоживання - струмів, напруги, потужності в статичі і динаміці;
- вимірювання витрат РТ в процесі запуску, роботи та зупинки ЕНРУ;
- вимірювання потужності, що подається на нагрівачі двигуна, парогенератора і бака ЕНРУ
- вимір зовнішніх умов імітації космічного простору, а саме вакууму в випробувальній камері.

При вирішенні перерахованих підзадач необхідно встановити граничні похибки проведення експерименту і обґрунтувати відповідний вибір датчиків і методів вимірювання.

Для визначення інструментальної похибки використаємо метод переносу похибок [11]. Цей метод використовується в тому випадку, коли вимірювані прямо не залежно одна від іншої величини $x, y, z, \dots$, що є аргументами функції f , утворюють вибірки $\{x'\}, \{y'\}, \{z'\}, \dots$.

$$\Delta f = \frac{\partial f}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial f}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial f}{\partial z} \Delta z + \dots$$

$a_x = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{\bar{x}', \bar{y}', \bar{z}'}, a_y = \left. \frac{\partial f}{\partial y} \right|_{\bar{x}', \bar{y}', \bar{z}'}, a_z = \left. \frac{\partial f}{\partial z} \right|_{\bar{x}', \bar{y}', \bar{z}'}, \dots$ приватні похідні функції, обчислені в точці $(\bar{x}', \bar{y}', \bar{z}')$.

$$\Delta f = \sqrt{\Delta f_x^2 + \Delta f_y^2 + \Delta f_z^2},$$

де $\Delta f_x = a_x \Delta x, \Delta f_y = a_y \Delta y, \Delta f_z = a_z \Delta z$ - приватні випадкові похибки функції.

Таким чином, **об'єкт експерименту** це теплові процеси в елементах електронагрівної рушійної установки з урахуванням впливу системи електроживлення, що визначають динамічні характеристики запуску, зупинки та роботи у витратному режимі. **Предмет дослідження:** закономірності теплових та електродинамічних процесів у елементах електронагрівної рушійної установки, динамічні характеристики запуску, зупинки та її роботи у витратному режимі. **Метою роботи** є формування динамічних теплових та електричних характеристик, пов'язаних з запуском, зупинкою і роботою у витратному режимі рушійної установки на базі електронагрівного двигуна, що використовується на космічному буксирі для виведення групи супутників.

Рішення основного завдання будемо розглядати в послідовності виконання підзадач. Експериментальна установка для зняття характеристик ЕНРУ включає елементи, які вирішують поставлені підзадачі. Структурна схема представлена на рис. 3.15, де СЕЖ - система електричного живлення ЕНРУ, СЗПРТ - система зберігання і подачі робочого тіла, В - витратомір, ТД - тягоміри двигуна, Д - двигун, ВК - вакуумна камера, ДВ - датчик вакууму в

складі складних пристроїв переміщення з пружними або квазіпружними елементами і з відповідними демпферами [12]. Також для них не обов'язково застосування потужних тензометричних вузлів як для РРД. Основним технічним рішенням був вибір тензометричного датчика з безпосереднім закріпленням на ньому рушія з наступним таруванням.

В основу побудови покладено метод, заснований на використанні тензометричного датчика BCL-600GM (додаток Г). Цей датчик на відміну від своїх аналогів, які мають власну частоту 20-60 Гц, має власну частоту 100 Гц, що дає можливість використовувати його при вимірюванні тяги з часом дискретизації 0,01 с.

Схема включення датчика заснована на методі з мостовою комутацією чутливого елемента, що дозволяє виключити вплив зміни напруги електроживлення датчика на результати вимірювань. Даний вид тензометричного датчика відноситься до резисторного, тобто в основу покладено резистор, опір якого змінюється в залежності від його деформації [13, 14]. При цьому величина деформації перетворюється в зручний для вимірювання електричний сигнал. Для підключення тензометра до АЦП застосована схема з екранованої крученою парою (рис. 3.16), що усуває вплив зовнішніх електромагнітних наведень.

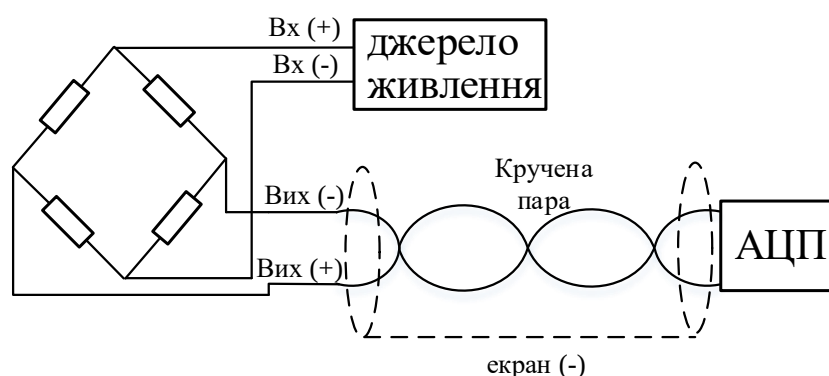


Рис. 3.16. Схема включення тензометричного датчика

Конструктивно датчик встановлюється всередині вакуумної камери з закріпленням на ньому підвісі з ЕНД (рис. 3.17)

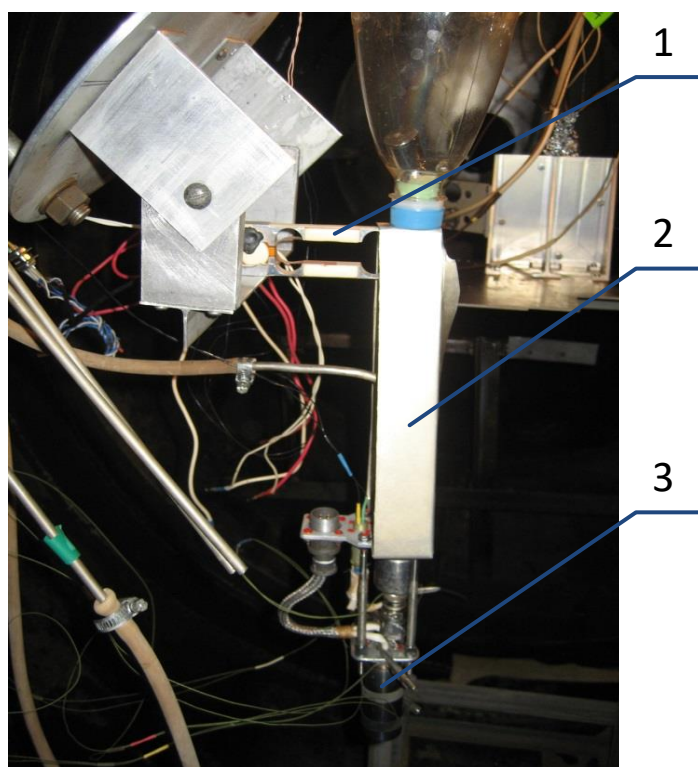


Рис. 3.17. Тензометричний датчик BCL-600GM з підвісом і ЕНД
де 1 - тензометричний датчик BCL-600GM, 2 – підвіс, 3 – двигун.

Вимірювання тяги ЕНД проводиться в моменти включення і виключення двигуна. Тензометричний датчик підключений до 16 розрядному сигма-дельта аналого-цифрового перетворювача (АЦП) на основі AD7705BRZ-REEL [15], який в свою чергу підключений до вимірника. Для отримання достовірних значень виробляється 10 вимірювань і обчислюється середньоарифметичне значення тяги за включення. У таблиці 3.3 вказані похибки елементів, які використовуються в методі визначення тяги ЕНД для визначення інструментальної похибки, згідно додатку Г.

Таблиця 3.3 Діапазони вимірювань і приведена похибка елементів

Найменування датчика	Діапазон вимірювань	Відносна похибка, δ	Абсолютна похибка, Δ
Тензометричний датчик BCL-600GM-C3	345..450 Ом	0,06%	-
Сигма-дельта АЦП AD 7705BRZ-REEL	10 мВ .. 2 В	0,038%	-
Прибор тягомір	0 – 0,6 кг	0,072%.	-

Наведена похибка тензометричного датчика складається з похибок:

δ_{NI} - похибки нелінійності, δ_H - похибки гестирезису, δ_R - похибки стабільності, δ_C - похибки повзучості, δ_{CR} - похибки повзучого відновлення, δ_Z - похибки балансу нуля, δ_{TEZ} - похибки нуля від впливу температури та δ_{TEO} - похибки вихідного сигналу від впливу температури. Похибка тензометричного датчика BCL-600GM-C3 являє собою

$$\delta_{Тенз} = \sqrt{\delta_{NI}^2 + \delta_H^2 + \delta_R^2 + \delta_C^2 + \delta_{CR}^2 + \delta_Z^2 + \delta_{TEZ}^2 + \delta_{TEO}^2}$$
, що в відсотковому еквіваленті $\delta_{Тенз} = 0,06\%$

Інструментальну похибку визначимо методом переносу похибки при непрямих вимірюваннях $\delta_{тяги} = \sqrt{\delta_{Тенз}^2 + \delta_{АЦП_{тяги}}^2}$. У відсотковому еквіваленті отримаємо інструментальну похибку $\delta_{тяги} = 0,072\%$.

Тягомір має два процеси роботи, а саме процес таріровки та процес вимірювання.

Для таріровки тягоміра було створено програмний продукт, інтерфейс якого наведено на рис. 3.18. Таріровки тягоміра включає:

- а) визначення нуля приладу з установленим двигуном;
- б) тарування шкали приладу, підвішування еталонних калібрувальних гирь, вагою від трьох до семи з шагом один грам, кількість замірів з кожною гирею складає 100 разів, після чого згідно нормального Гаусового розподілу визначається точка для лінії тарування.

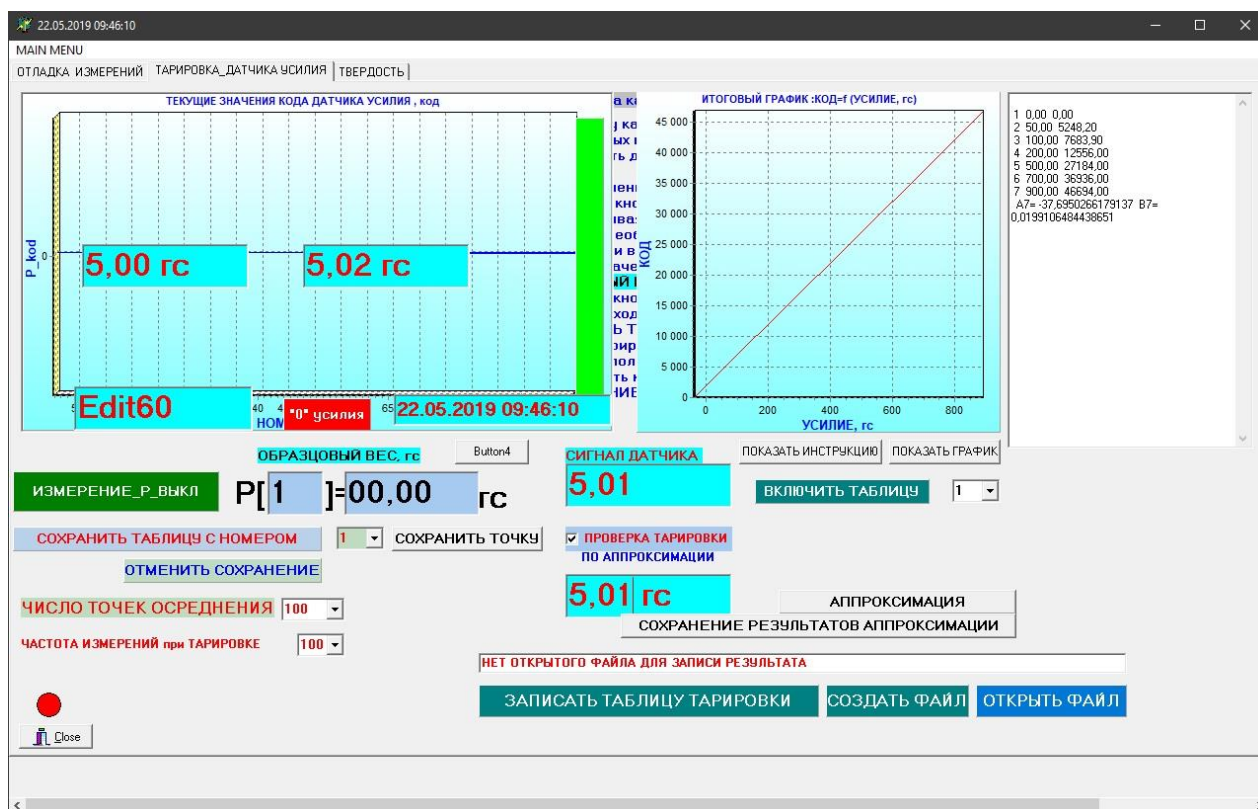


Рис. 3.18. Интерфейс програми таріровки тензOMETричного датчика

а) Діапазон вимірювань тензOMETричного датчика становить від 0 грам до 600 грам. Так само в програмі встановлюється число точок осереднення і частота вимірів при таруванні. В якості зразкових засобів таріровки використовуються еталонні калібрувальні гирі згідно з кодом МГ-10-1100-10, які застосовуються відповідно до OIML R 111-1:2008. На АЦП для подальшої роботи передається відповідний код, який відповідає рівню вхідного сигналу, що надходить з тензOMETричного датчика.

В процесі вимірювання тяги ЕНД є особливість, а саме необхідність вимірювання перехідних процесів при запуску і зупинці двигуна. Такі вимірювання вимагають зменшення апертурного часу (протягом якого зберігається невизначеність між значенням вибірки та часом, до якого вона належить) АЦП і зменшення інерції датчика. Прийнята схема вимірювань дозволяє реалізувати одиничний відлік в 10 мілі секунд, що на перехідному процесі в 0,3...0,8 секунди дає можливість реалізувати до сотні точок динаміки зміни тяги.

Метод вимірювання витрат РТ. Витрати — це фізична величина, яка визначається кількістю рідини або газу, що проходить через перетин в одиницю часу. Розрізняють об'ємну витрату, коли кількість речовини вимірюється в об'ємних одиницях, і масовий, коли воно вимірюється в одиницях маси. В роботі розглядається масова витрата. Застосуємо метод вимірювання витрати по падінню тиску в ємності. Метод заснований на законах газової динаміки, а саме на рівнянні Клапейрона Менделєєва для ідеального газу, яке доцільно використовувати при тиску в ресивері до $2 \cdot 10^5$ Па, та температурі 333К [16].

$$P_{\text{випр}} V_{\text{випр}} = M_{\text{випр}} R_{\text{NH}_3} T_{\text{випр}},$$

де $P_{\text{випр}}$ [Па] - тиск аміаку, $V_{\text{випр}}$ [м³] - об'єм займаний аміаком; R_{NH_3} - газова постійна аміаку, $T_{\text{випр}}$ - температура газу, $M_{\text{випр}}$ - маса аміаку.

Таким чином, на початок експерименту вимірюючи тиск $P_{1\text{випр}}$ і температуру $T_{1\text{випр}}$ на початку експерименту $M_{1\text{випр}} = \frac{V_{\text{випр}}}{R_{\text{NH}_3} T_{1\text{випр}}} P_{1\text{випр}}$ за час τ_1 . Та тиск $P_{2\text{випр}}$ і температуру $T_{2\text{випр}}$ в кінці експерименту $M_{2\text{випр}} = \frac{V_{\text{випр}}}{R_{\text{NH}_3} T_{2\text{випр}}} P_{2\text{випр}}$ за час τ_2 . Коли вже зачинено вхідний та вихідний отвори ресивера, слід дочекатися, доки температура всередині ресивера буде рівна температурі зовнішньої стінки ресивера $T_1 = T_2$ через час $\Delta t = \tau_1 - \tau_2$.

Можна визначити масову витрату $\dot{m}_{\text{випр}}$:

$$\dot{m}_{\text{випр}} = \frac{V_{\text{випр}}}{R_{\text{NH}_3} T_{\text{випр}}} \frac{P_{\text{випр}1} - P_{\text{випр}2}}{\Delta t}$$

Для даного методу застосовується ресивер об'ємом 111 літрів (рис. 3.19).



Рис. 3.19. Стендовий ресивер для визначення витрати РТ

Стенд вимірювання витрат РТ складається зі стендового ресивера об'ємом 111 літрів, датчиків температури ТМР-36 та прецизійного датчика тиску mpx-4250.

Стендовий ресивер об'ємом 111 літрів таровано в інституті метрології м. Харкова згідно з актом таріровки з кодом ДК 021-2015:71630000-3, з точністю 100 міліграм. Ресивер, що встановлено в ЕНРУ має об'єм 1,4 літри, що при таруванні також має похибку в 100 міліграм, але при різності об'ємів в сотню разів дасть похибку в десятки разів більшу ніж стендовий ресивер.

Для вимірювання тиску всередині ресивера застосовується прецизійний датчик тиску mpx-4250 (додаток Г), а для вимірювання температури застосовується датчик TMP-36 (додаток Г).

Тарування датчика температури проводиться розрахунковим шляхом за даними зразкового термометра згідно OIML 84 2003 в необхідному робочому діапазоні температур от 0°C до 40 °C.

Тарування датчика тиску, так само, як і датчика температури, проводиться розрахунковим шляхом за даними манометра зразкового OIML R 109:2009.

Таким чином, завдання вимірювання витрати РТ і тяги ЕНД вирішується в повному обсязі.

Далі наведена таблиця 3.4 похибок елементів, які використовуються в методі визначення витрати РТ в ЕНД для визначення інструментальної похибки, згідно додатку Г.

Таблиця 3.4 Діапазони вимірювань і приведена похибка елементів

Найменування датчика	Діапазон вимірювань	Відносна похибка, δ	Абсолютна похибка, Δ
Датчик температури TMP-36	-40°C..+125°C	-	± 2 °C
Датчик тиску MPX4250	20..250*10 ⁵ Па	$\pm 1,5\%$	-
Стендовий ресивер	111 літрів	-	0,1 літра
АЦП AD7680BRMZ	0,1 В .. 2 В	0,05%	-
Стенд вимірювання витрат РТ		4,3%	-

Виразуємо відносну похибку тиску, температури та об'єму ресивера згідно $\delta = \frac{\Delta}{X_d} 100\%$, де X_d - дійсне значення величини, маємо:

$$\delta_{P_{випр}} = \frac{4}{125} 100\% = 3,2\%, \quad \delta_{V_{випр}} = \frac{0,1}{111} 100\% = 0,09\%$$

Час вважається тактами машинного часу персонального комп'ютера (приведена похибка менше 0,1 нс) похибкою так само можна знехтувати. Інструментальну похибку визначимо методом переносу похибки при

непрямих вимірюваннях.
$$\delta_{расх} = \sqrt{\delta_{P_{випр}}^2 + \delta_{T_{випр}}^2 + \delta_{V_{випр}}^2 + \delta_{АЦП_{випр}}^2}. \quad \text{У}$$

відсотковому еквіваленті отримаємо інструментальну похибку: $\delta_{випр} = 4,3\%$

Метод вимірювання потужності, що подається на нагрівачі двигуна, парогенератора і бака ЕНРУ. Особливість полягає в використанні окремих відводів безпосередньо на клеммах нагрівача для вимірювання напруги і струму, що виключає вплив силових ланцюгів на вимірювання. Схема датчика потужності представлена на рис. 3.20.

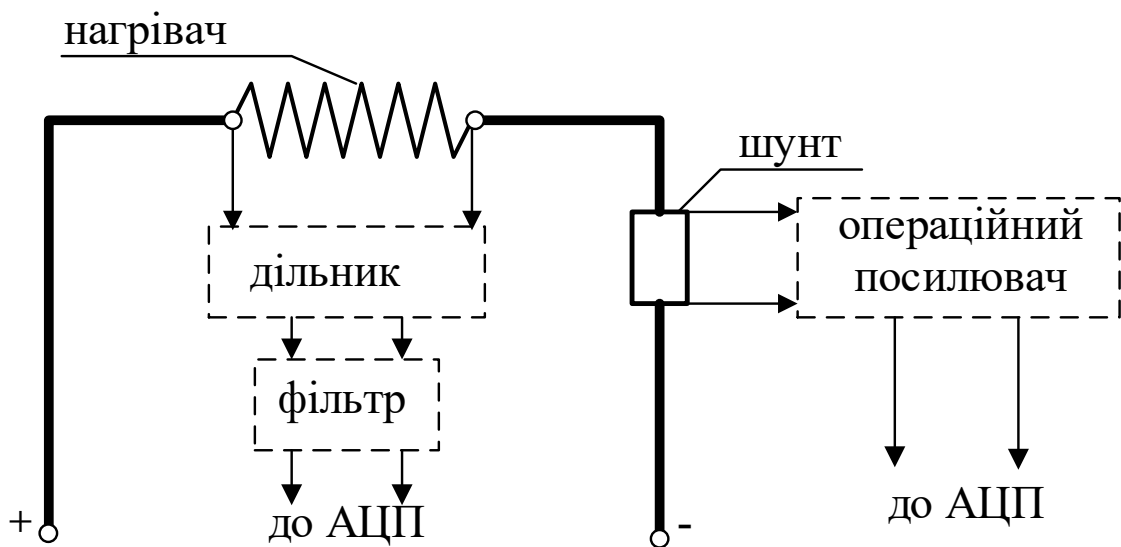


Рис. 3.20. Схема датчика потужності, що подається на бак, парогенератор, двигун

Де, дільник напруги являє собою резисторний дільник з двома плечима на основі високоточних стабільних резисторів. Верхній, на основі резистора С5-25В 1 Вт – 24 кОм і нижній, на основі резистора С5-25 В 1 Вт – 2 кОм, з мінімальним тепловим коефіцієнтом опору (ТКС). Фільтр являє собою опір, на основі резистора С5-25В 1 Вт – 1 кОм і ємність, на основі конденсатора SMD2220 1 мкФ (uF) 50 В (V) підключені послідовно, тому він не привносить похибку в прибор (рис. 3.21). Дана частина схеми призначена, щоб знизити напругу, що заміряється з 24 В, до необхідного порога чутливості АЦП рівного 2 В.

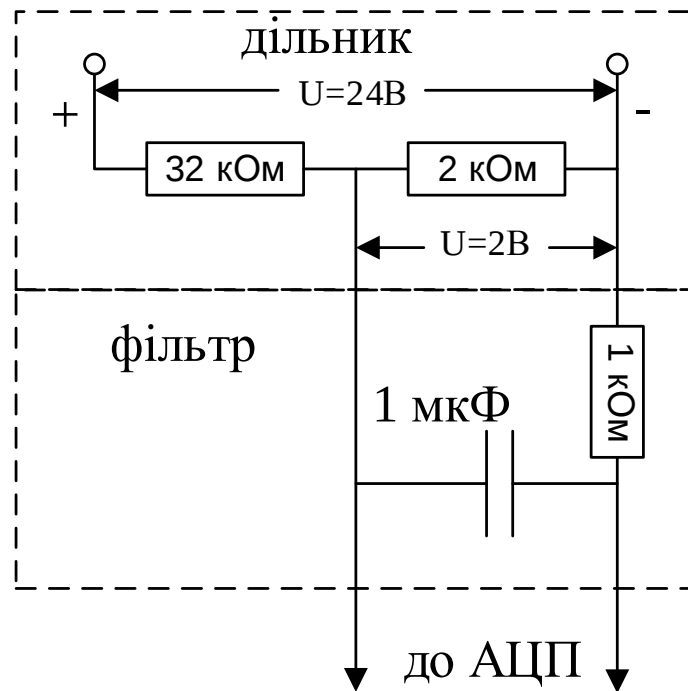


Рис. 3.21. Схема підключення дільника напруги та фільтра

Шунт FL-2 100 А 75мВ необхідний для вимірювання сили струму в ланцюзі, але його вихідна напруга дорівнює 75мВ, що є недостатнім для подальшої передачі його в АЦП. Операційний посилювач МСР607 піднімає напругу шунта з 0,75 мВ до 2 В, зони чутливості АЦП. Похибкою конденсатора можна знехтувати, тому що він встановлений як фільтр що згладжує і не вносить похибки в роботу системи.

Далі наведена таблиця 3.5 похибок елементів, які використовуються в методі вимірювання потужності, яка подається на нагрівачі двигуна, парогенератора і бака ЕНРУ, згідно додатку Г.

Таблиця 3.5

Діапазони вимірювань і приведена похибка елементів

Найменування датчика	Діапазон вимірювань	Відносна похибка, δ
Резистор С5-25В 1Вт - 24 кОм	32 кОм	0,5%
Резистор С5-25В 1Вт - 2 кОм	2 кОм	0,5%
Резистор С5-25В 1Вт - 1 кОм	1 кОм	0,5%
АЦП AD7680BRMZ	0,1 В .. 2 В	0,05%
Електричний шунт FL-2 100А 75мВ	100 А	0,5%
Операційний підсилювач МСР607	0,25 В..2,5В	0,1%
АЦП AD7680BRMZ	0,1 В .. 2 В	0,05%
Прибор вимірювання потужності		$\delta_{U_{нагр}} = 0,86\%$ $\delta_{I_{нагр}} = 0,53\%$ $\delta_{нагр} = 1\%$

Інструментальну похибку по напрузі визначимо методом переносу похибки при непрямих вимірюваннях.

$\delta_{U_{нагр}} = \sqrt{\delta_{R_{верх}}^2 + \delta_{R_{низ}}^2 + \delta_{R_{филт}}^2 + \delta_{АЦП U_{нагр}}^2}$. У відсотковому еквіваленті отримаємо інструментальну похибку $\delta_{U_{нагр}} = 0,86\%$

Інструментальну похибку по силі струму визначимо методом переносу похибки при непрямих вимірюваннях. $\delta_{I_{нагр}} = \sqrt{\delta_{I_{шунт}}^2 + \delta_{I_{підсил}}^2 + \delta_{АЦП I_{нагр}}^2}$. У відсотковому еквіваленті отримаємо інструментальну похибку $\delta_{I_{нагр}} = 0,53\%$.

Тоді повна інструментальна похибка складає $\delta_{нагр} = \sqrt{\delta_{I_{нагр}}^2 + \delta_{U_{нагр}}^2} = 1\%$.

Метод вимірювання вакууму в камері проведення експерименту.

Для вимірювання тиску всередині вакуумної камери експериментальної установки застосовується розроблений для цього вакуумметр, на основі

перетворювача манометричного термопарного ПМТ-2 таконтролера – на базі мікроконтролера ATmega128.

В таблиці 3.6 наведено похибка елементів, що входять до складу методу вимірювання вакууму в камері для проведення експерименту, згідно додатку Г.

Таблиця 3.6 Діапазони вимірювань і приведена похибка елементів

Найменування датчика	Діапазон вимірювань	Відносна похибка, δ
Перетворювач датчик ПМТ-2	0,133 Па .. 666,6 Па	30%
Сигма-дельта АЦП AD 7705BRZ-REEL	0-10 мВ .. 2 В	0,038%

Інструментальну похибку визначимо методом переносу похибки $\delta_{\text{вакуум}} = \sqrt{\delta_{\text{ПМТ}}^2 + \delta_{\text{АЦП вакуум}}^2}$. В відсотковому еквіваленті отримаємо інструментальну похибку $\delta_{\text{вакуум}} = 30\%$. Таким чином при визначенні вакууму в камері дослідження, показники повинні мати на 30% менші значення, що гарантовано надасть необхідні параметри тиску.

Для захисту елементів від перенапруги використовуються ключі на транзисторах. Електроклапан включається при 24В і 1А, тому в системі керування використовуються польові транзистори. На рис. 3.22 представлена схема підключення СК до об'єкта керування.

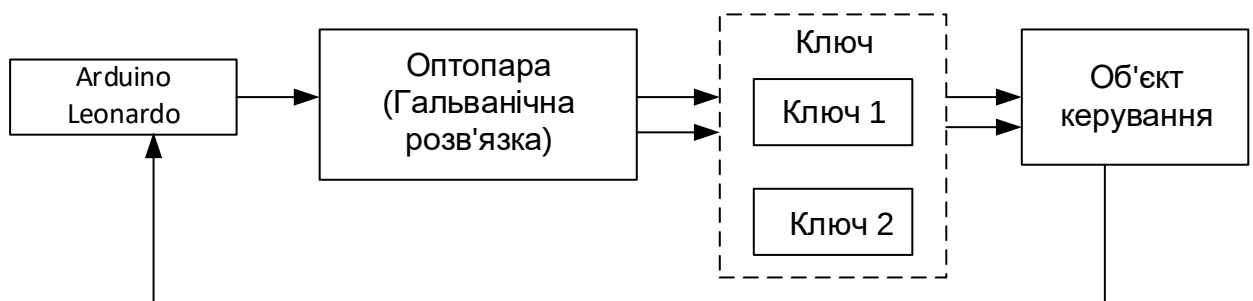


Рис 3.22. Схема підключення БК до БРУ

В якості елемента керування використовується контролер Arduino Leonardo [17] показаний на рис. 3.23.

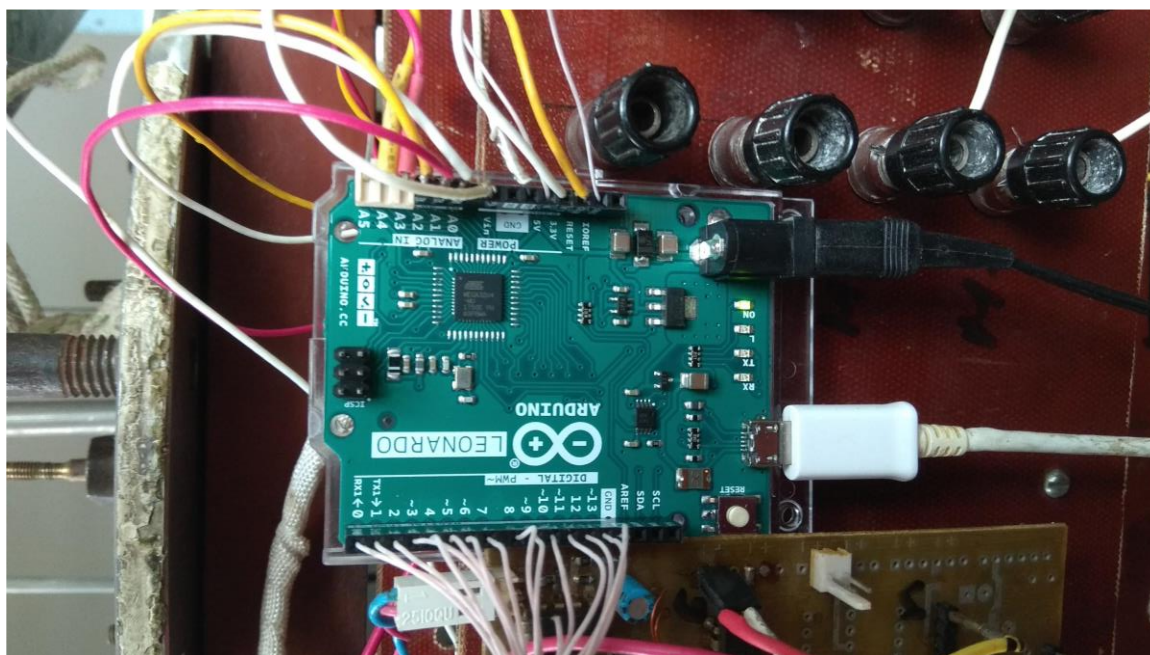


Рис 3.23. Arduino Leonardo підключений к БРУ

Для захисту мікроконтролера від перенапруги на електроклапанах використовуються транзисторні ключі і гальванічна розв'язка (оптопари). Транзисторний ключ є двокаскадним. З боку контролера підключається польовий транзистор КП505 (низьковольтна складова до 5В). У свою чергу КП505 відкриває польовий транзистор IRF9610 (до 200В і 1,8А). На кожен клапан встановлено два ключа, перший потужний, на основі IRF 9610, служить для відкриття електроклапана. Надалі, в режимі утримання, напруга знижується до 6В і в роботу вступає другий ключ, на основі польового транзистора КП507. Комбінація двох ключів забезпечує допустиму циклограму і температурний режим електроклапана, не допускаючи його перегріву.

Для живлення датчики підключаються до плати контролера з робочою напругою 5В відповідно. Підключення через ключі на основі польових транзисторів IRF9610 є стендових. На платі керування бортового блоку використовуються ключі на основі польових транзисторів IRF7342. Гальванічна розв'язка реалізована на основі оптопари PC817 Sharp.

Вакуумний датчик розташований в робочій камері і реалізований на основі ПМТ-2 (манометричний термопарний перетворювач). Робочий діапазон тисків: 666.6 - 1.33×10^{-1} Па (стендовий датчик).

Датчик зусилля - тягоміри вдає із себе Тензодатчик CAS SW-2L і електронний блок (міст з чотирьох тензорезисторів, перша діагональ моста є живленням, а друга діагоналі - сигнал (торировка)). Діапазон роботи від 0 до 3 Кг. Електронний блок заснований на сигма-дельта АЦП на 16 розрядному перетворювачі, що дає нам роздільну здатність в 0,05гр (стендовий датчик). Вимірювання тяги на борту МКА проводиться опосередковано за показниками сили струму, напруги та миттєвої витрати робочого тіла з наступним звірянням з ідеальними, що отримані у лабораторних випробуваннях. Далі слідує дискретна верифікація зі зміни траєкторії руху МКА.

Експерименти з ЕНРУ (РТ аміак) проводилися в рамках госп. договору №402-16-2018 «Проведення завершальній довідних випробувань двигунів и АРУ в цілому. Проведення ресурсних випробувань парогенератора, двигуна. Поставка МПЗС ».

Експерименти на робочому тілі проводилися в вакуум-камері, інші перевірки - при нормальних кліматичних умовах, наведених нижче:

- температура навколишнього середовища від плюс 15 до плюс 35 °С;
- відносна вологість повітря від 45 до 80 %;
- атмосферний тиск повітря від 630 до 800 мм рт.ст.

На початок випробувань температура навколишнього середовища плюс 16 °С, тиск навколишнього середовища 745 мм рт.ст.

У загальному випадку послідовність операцій при виконанні випробувань на робочому тілі наступна:

- проведення зовнішнього огляду двигуна;
- перевірка електричних характеристик;
- монтаж двигуна всередині вакуумної камери;
- проведення вакуумування і перевірка стабільності підтримки тиску в вакуум-камерах;
- запуск програм для керування елементами стенда і фіксування параметрів;

- створення файлу для автоматичного запису результатів випробувань;
- запуск програмного забезпечення БРУ і контрольної перевірконої апаратури (КПА);
- завдання значень предустановок (періоду початкового розігріву, підтримуваної потужності, інтервалу записи параметрів);
- запуск програм автоматичного керування елементами стенда;
- контроль показань приладів;
- зупинка програми випробувань;
- проведення вакуумування;
- проведення наступного випробування або відкриття вакуум-камер після зниження температури елементів двигуна в контрольованих точках до прийнятної температури;
- проведення зовнішнього огляду після вилучення двигуна з вакуум-камерах;
- перевірка електричних характеристик;
- нейтралізація аміаку.

Вимірювання витрати РТ через двигун виконувалось по зміні тиску в стендовому ресивері з автоматичним записом результатів розрахунку витрат в файл.

Виміряне значення електричного опору нагрівача ЕНД - 3,7 Ом. Значення опір ізоляції електричних ланцюгів двигуна - понад 20 МОм. Отримані в ході ресурсних випробувань значення робочих параметрів двигуна.

1) робота двигуна на потужності 150 Вт:

- споживана потужність - 150 Вт;
- тяга - (4,6...5,2) гс;
- витрата РТ - (24...30) мг/с.

2) робота двигуна на потужності 150 Вт:

- споживана потужність - 200 Вт;

- тяга – (4,95...5,05) гс;
- витрата РТ – (19,33...19,37) мг/с.

Експерименти з парогенератором мають відразу від експериментів з двигуном, а саме:

- до початку експерименту вакуумований парогенератор охолоджується до температури 273 К;
- після охолодження парогенератор вкривається шаром термостійкого покривала, що зменшує тепло поглинання навколишнім середовищем.

- встановлений до стенду СВ-10К парогенератор підключається до його обладнання та далі йде процедура як у випадку з двигуном.

Це обумовлено тим, що на відразу від двигуна температура роботи парогенератора складає від 273 К до 333 К, та різниця в 16К на початок експерименту складає 4,8%.

Експерименти з баком мають відразу від експериментів з двигуном, а саме:

- до початку експерименту заправлений бак з запечатаною горловиною охолоджується до температури 273 К;
- після охолодження бак вкривається шаром термостійкого покривала, що зменшує тепло поглинання навколишнім середовищем.

- встановлений до стенду СВ-10К бак підключається до його обладнання та далі йде процедура як у випадку з двигуном.

Це обумовлено тим, що на відразу від двигуна температура роботи парогенератора складає від 273 К до 303 К, та різниця в 16К на початок експерименту складає 5,2%.

3.8.3 Оцінка адекватності математичної моделі підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки та фізичних експериментів

Оцінка адекватності моделі - перевірка відповідності моделі реальної системи. Оцінка адекватності моделі реальному об'єкту оцінюється по близькості результатів розрахунків з експериментальними даними. Оцінку адекватності будемо проводити за допомогою дисперсії відхилень відгуків моделі від середнього значення відгуків систем. Існує багато критеріїв перевірки адекватності. А саме F критерій Фішера (перевіряють гіпотези про узгодженість), χ критерій Пірсона (при великих вибірках), критерій Колмагорова-Смирнова (при малих вибірках, коли відома дисперсія сукупності), G критерій Корхена (використовують при порівнянні трьох та більш вибірок) та інші. Нашій моделі та об'єкту дослідження задовольняє F критерій Фішера [18].

Позначимо через σ_1^2 і σ_2^2 дисперсії вибірок x^n і y^m . s_1^2 і s_2^2 - вибіркові оцінки дисперсій σ_1^2 і σ_2^2 .

$$S_1^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \quad \text{і} \quad S_2^2 = \frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (y_i - \bar{y})^2,$$

де $\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$; $\bar{y} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m y_i$ - вибіркові середні вибірки x^n і y^m .

$$\text{Критерій Фішера } F = \frac{S_1^2}{S_2^2}$$

Таблиця критичного критерію Фішера приведена в додатку Д.

Для експериментів з баком, при потужності нагрівача 30 Вт маємо:

$S_{\text{експБ}}^2 = S_1^2 = 0,004055$ і $S_{\text{модель}}^2 = S_2^2 = 0,002278$, таким чином, критерій Фішера буде $F = 1,78$. При цьому критичний критерій Фішера для $m = 6$ і $n = 30$ $F_{\text{крит}} = 2,42$ при $\alpha = 0,05$. Це означає що $F < F_{\text{крит}}$, а значить математична модель попереднього процесу розігріву бака при $W = 30$ Вт є адекватною експерименту, в межах похибки 5%.

Для експериментів з парогенератором, при потужності нагрівача **120 Вт** маємо: $S_{\text{експ}120}^2 = S_1^2 = 0,003861$ і $S_{\text{модель}120}^2 = S_2^2 = 0,002011$, таким чином, критерій Фішера буде $F = 1,92$. При цьому критичний критерій Фішера для $m = 6$ і $n = 30$ $F_{\text{крит}} = 2,42$ при $\alpha = 0,05$. Це означає що $F < F_{\text{крит}}$, а значить математична модель попереднього процесу розігріву парогенератора при $W = 120$ Вт є адекватною експерименту, в межах похибки 5%.

Для експериментів з двигуном при потужності **150 Вт** маємо: $S_{\text{експ}150}^2 = S_1^2 = 0,001577$ і $S_{\text{модель}150}^2 = S_2^2 = 0,00064105$, таким чином, критерій Фішера буде $F = 2,46$. При цьому критичний критерій Фішера для $m = 6$ і $n = 24$ $F_{\text{крит}} = 3,84$ при $\alpha = 0,05$. Це означає що $F < F_{\text{крит}}$, а значить математична модель попереднього розігріву двигуна при $W = 150$ Вт є адекватною експерименту, в межах похибки 5%.

Для експериментів з двигуном при потужності **200 Вт** маємо: $S_{\text{експ}200}^2 = S_1^2 = 0,001268$ і $S_{\text{модель}200}^2 = S_2^2 = 0,0004064$, таким чином, критерій Фішера буде $F = 3,12$. При цьому критичний критерій Фішера для $m = 6$ і $n = 6$ $F_{\text{крит}} = 4,28$ при $\alpha = 0,05$. Це означає що $F < F_{\text{крит}}$, а значить математична модель роботи двигуна при $W = 200$ Вт є адекватною експерименту, в межах похибки 5%.

3.9 Висновки до третього розділу

В результаті виконання робіт в розділі 3 отримано:

- а) проведено вибір робочого тіла для ЕНРУ, обрано аміак;
- б) побудовано математичну модель БРУ по кожному елементу окремо, а саме:
 - математична модель системи електроживлення;
 - математична модель бака;
 - математична модель парогенератора;

- математична модель двигуна;

г) обрано метод вирішення математичної моделі БРУ;

д) розглянуто експериментальну установку для дослідження процесів в електронагрівній рушійній установці;

ж) наведено порядок проведення експериментів та проведено обробку експериментальних результатів;

з)отримано оцінку адекватності математичної моделі підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки та фізичних експериментів

Основні наукові результати розділу опубліковано в працях автора [1, 10].

3.10 Література до третього розділу

1. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки. *Авиационно-космическая техника и технология*, (3), 45-51.
2. Чиркин, В. С. (2013). *Теплофизические свойства материалов*. Рипол Классик.
3. Лойцянский, Л. (1987). *Механика жидкости и газа*. Рипол Классик.
4. Варгафтик, Н. Б. (1963). *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. Рипол Классик.
5. Алексеев, А. С. (2009). Вещественный интерполяционный метод в задачах автоматического управления.
6. Ханнанова, В. Н. (2014). Математическая модель поддержания температуры воздуха в помещении с использованием метода количественно-качественного регулирования. *Вестник Казанского технологического университета*, 17(22).
7. Горячих, Е. В. (2013). ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОСТОЯННОЙ ВРЕМЕНИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ПЕЧИ

СОПРОТИВЛЕНИЯ. *Энерго-и ресурсосбережение XXI век.: материалы XI*, 121.

8. Ханнанова В. Н. Математическая модель системы регулирования температуры внутри помещения //Вестник Казанского технологического университета. – 2013. – Т. 16. – №. 18.

Мышенков, В. И., & Мышенков, Е. В. (2005). Численные методы часть вторая Численное решение обыкновенных дифференциальных уравнений/Издательство Московского государственного университета леса.

9. Мышенков, В. И., & Мышенков, Е. В. (2005). Численные методы часть вторая Численное решение обыкновенных дифференциальных уравнений/Издательство Московского государственного университета леса.

10. Pohudin, A., et al. (2020) Methods and means of the electrothermal arcjet thrusters of spacecraft. *Ukrainian metrological journal* (pp. 24-34).

DOI: 10.24027/2306-7039.1.2020.204197, відповідно до фахового видання України, категорія «А», згідно наказу МОН від 2.07.2020 №886.

11. Морозов, В. В., Соболевский, Б. Е., & Шейнман, И. Л. (2004). Методы обработки результатов физического эксперимента. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ».

12. Kokal, U., & Celik, M. (2017, June). Development of a mili-Newton level thrust stand for thrust measurements of electric propulsion systems. In *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)* (pp. 31-37). IEEE.

13. Lapkova, D., Pluhacek, M., & Adamek, M. (2014). Computer aided analysis of direct punch force using the tensometric sensor. In *Modern Trends and Techniques in Computer Science* (pp. 507-514). Springer, Cham.

14. Polzin, K. A., Markusic, T. E., Stanojev, B. J., DeHoyos, A., & Spaun, B. (2006). Thrust stand for electric propulsion performance evaluation. *Review of Scientific Instruments*, 77(10), 105108.

15. Boser, B. E., & Wooley, B. A. (1988). The design of sigma-delta modulation analog-to-digital converters. *IEEE Journal of solid-state circuits*, 23(6), 1298-1308.
16. Дубровский, А. В., Кузнецов, Н. М., & Фролов, С. М. (2015). Аппроксимация термодинамических свойств аммиака. *Горение и взрыв*, 8(1), 198-214.
17. Дарнопых, В. В., & Усовик, И. В. (2011). Автоматизация параметрического анализа целевого функционирования космических систем дистанционного зондирования Земли. *Труды МАИ*, (47), 10-10.
18. Шенк, Х. (1972). *Теория инженерного эксперимента*. Рипол Классик.

РОЗДІЛ 4. ЗАСТОСУВАННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДЛЯ РОЗРОБКИ АЛГОРИТМУ ПЕРШОГО ЗАПУСКА ЕЛЕКТРОНАГРІВНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ НА КОСМІЧНОМУ БУКСИРІ

4.1 Розробка алгоритму підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки

Об'єктом для створення алгоритмів є БРУ.

Умови функціонування БРУ за розробленим алгоритмом:

- 1) початкова температура конструкції БРУ і робочого тіла повинна бути в межах від 273 до плюс 313°C з точністю підтримки $\pm 2^\circ\text{K}$;
- 2) температура нагріву БРУ в паузах між включеннями:
 - мінімальна – 273;
 - максимальна - плюс 313°C;
- 3) початковий тиск в вакуум-камері - не більше 0,133 Па;
- 4) тиск в вакуум-камері при випробуваннях - не більше 13,3 Па;
- 5) електроживлення БК має здійснюватися некомутованою напругою, постійного струму в діапазоні від 24 до 34 В з точністю підтримки $\pm 0,1\text{В}$;
- 6) живлення контрольно перевірочної апаратури повинно здійснюватися від промислової мережі змінного струму напругою $(220\pm 22)\text{В}$ і частотою $50(60)\pm 1$ Гц;
- 7) аварійною ситуацією вважається порушення цілісності конструкції БРУ або пожежа на стенді.

Основні характеристики БРУ.

Як робоче тіло в ЕНРУ використовується газоподібний аміак (тягу створюють продукти його розкладання - азот і водень).

Час підготовки до запуску двигуна - до 7 год.

Кількість одночасно працюючих двигунів - 1

Сумарний імпульс тяги - 7000 Н · с

Тривалість одного включення - до 20 хв.

Напруга живлення постійним струмом від 24 до 34В

Температура нормального функціонування БРУ від 273К до 313К

Оскільки ЕНРУ встановлена на КБ, то спочатку не визначені точки запуску та зупинки рушійної установки (це пов'язано з розташування КБ на початковій орбіті, де ще не виявлено коли починається маневр виведення МКА). Це накладає ряд обмежень з потужності та поточної напруги на центральній шині СЕЗ ЕНРУ. В цьому випадку напруга та кількість електроенергії, що віддається джерелом (БФ) та накопичувачем (БХ) можна виразити в межах граничних значень разрядно\зарядних характеристик БХ. Які в свою чергу визначаються величиною струму разряду\заряду, температурою електрохімічної системи та поточною ємністю БХ. При цьому вихідна напруга БФ та відповідно його вихідний струм обмежуються рівнем освітлення, значенням температури та ступеня деградації елементів. Можна зробити висновок, що для КБ складно визначити необхідні динамічні характеристики БХ та БФ, тому використовують діапазони випадкових значень в діапазоні граничних значень БХ та БФ по напрузі $24B < V_{CE3} < 34B$, та

$10,5A < I_{CE3} < 16,3A$ силі струму відповідно.

Для електроживлення ЕНРУ наведемо динамічні характеристики, які буде описано за схемами заміщення БФ в вигляді моделі Шоклі [1], яку приведено на рис. 4.1.

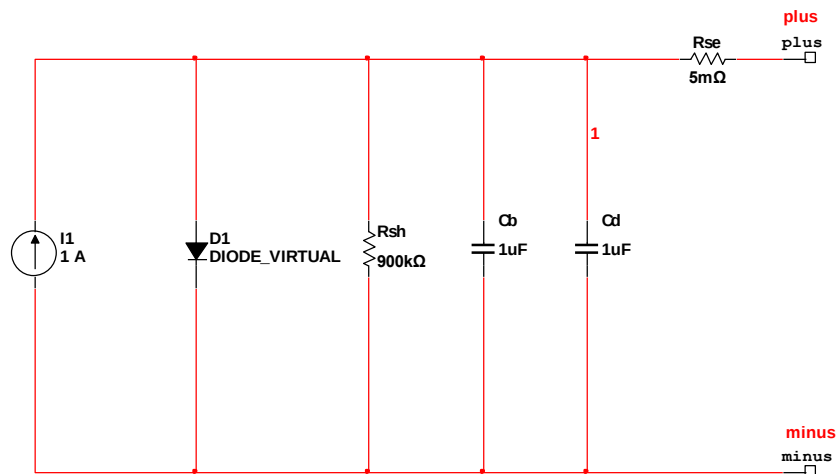


Рис. 4.1. Схема заміщення БФ в вигляді моделі Шоклі

де I_1 - генератор постійного струму, $D1$ - діод, працюючий в режимі прямого зміщення, характеризує діодні властивості $p - n$ переходу, R_{sh} - шунтуючий опір, R_{se} - послідовний опір, C_b , C_d – ємності бар'єрна та дифузійна відповідно, вони необхідні при великій швидкості комутації, в статичному режимі не працюють, plus, minus – виходи живлення з БФ.

Форма і розмір вольт-амперної характеристики залежать від параметра, що характеризує якість переходу, значень шунтуючого і послідовно опорів та від сумарної енергії випромінювання, перетвореної в електричну енергію незалежно від спектрального розподілу інтенсивності випромінювання.

При моделюванні схеми заміщення БФ в вигляді моделі Шоклі отримано граничні умови вольт амперних характеристик роботи БФ. На рис. 4.2 представлено характеристику по освітленню, та на рис. 4.3 представлено характеристику по температурі.

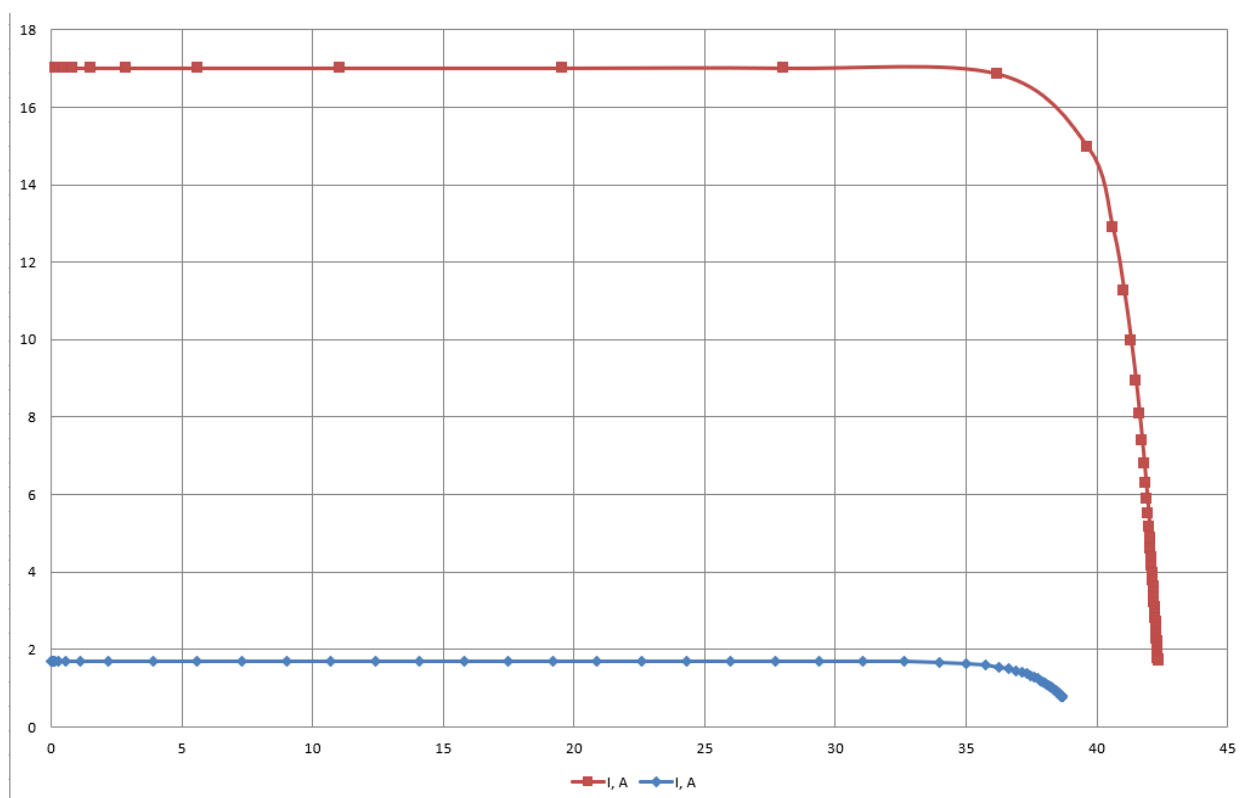


Рис. 4.2. Граничні значення ВАХ БФ по освітленню

Верхній край діапазону відповідає потужності, що віддається при максимальному освітленні 1360 Вт/м^2 . Нижній край діапазону відповідає

мінімальному освітленню, що є 10% від максимального значення, а саме 136 Вт/м^2 .

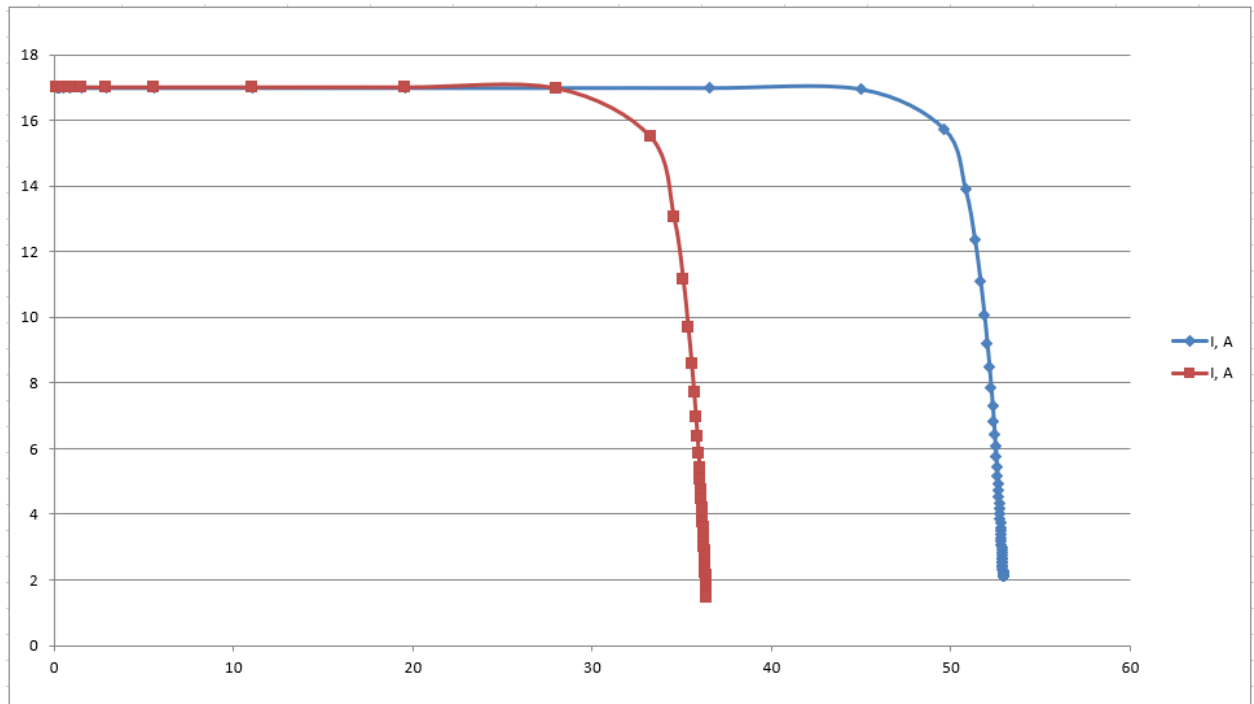


Рис. 4.3. Граничні значення ВАХ БФ по температурі

При максимальному розігріві БФ маємо червону область функціонування, відповідно при мінімальному розігріві – синя область функціонування.

Для забезпечення 34В необхідно послідовно комутувати 17 фото електричних панелей (ФЕП), бо кожна панель виробляє 2,5В. Для забезпечення 16,5А сили струму необхідно паралельно під'єднати 28 стрингів (лінійка ФЕП, що спаяна в довжину). Тобто БФ являє собою паралелограм зі сторонами 17 на 28 ФЕП. Кожен ФЕП має розмір 8x4 см, таким чином маємо ФЕП розміром 135x112 см.

Схема заміщення БХ (рис. 4.4) побудована на основі резистивно ємнісних комірок, що емулюють активаційну та концентраційну поляризацію. Окрім цього схема включає варистор (резистор опору який залежить від прикладеної напруги) для опису кінцевої концентрації поляризації, внутрішнього опору та базового джерела електрорушійної сили.

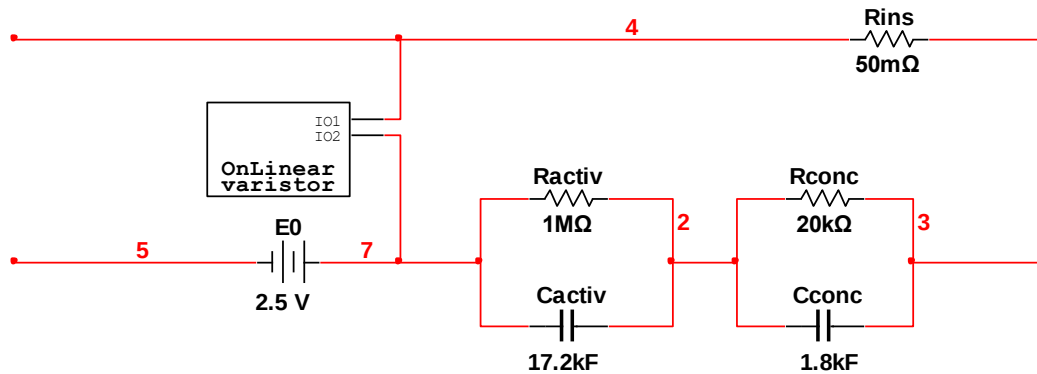


Рис. 4.4. Схема заміщення БХ

де OnLiner varistor - варистор (резистор опору), Ractiv – резистор комірки активаційної поляризації, Rconc - резистор комірки концентраційної поляризації, Rins – внутрішній опір БХ, Cactiv – конденсатор комірки активаційної поляризації, Cconc – конденсатор комірки концентраційної поляризації, E0 – елемент постійної напруги 2,5В.

При моделюванні схеми заміщення БХ отримано зарядні та розрядні характеристики. На рис. 4.5 представлено характеристику заряду БХ в залежності від сили струму, та на рис. 4.6 представлено розрядну характеристику БХ в залежності від сили струму розряду.

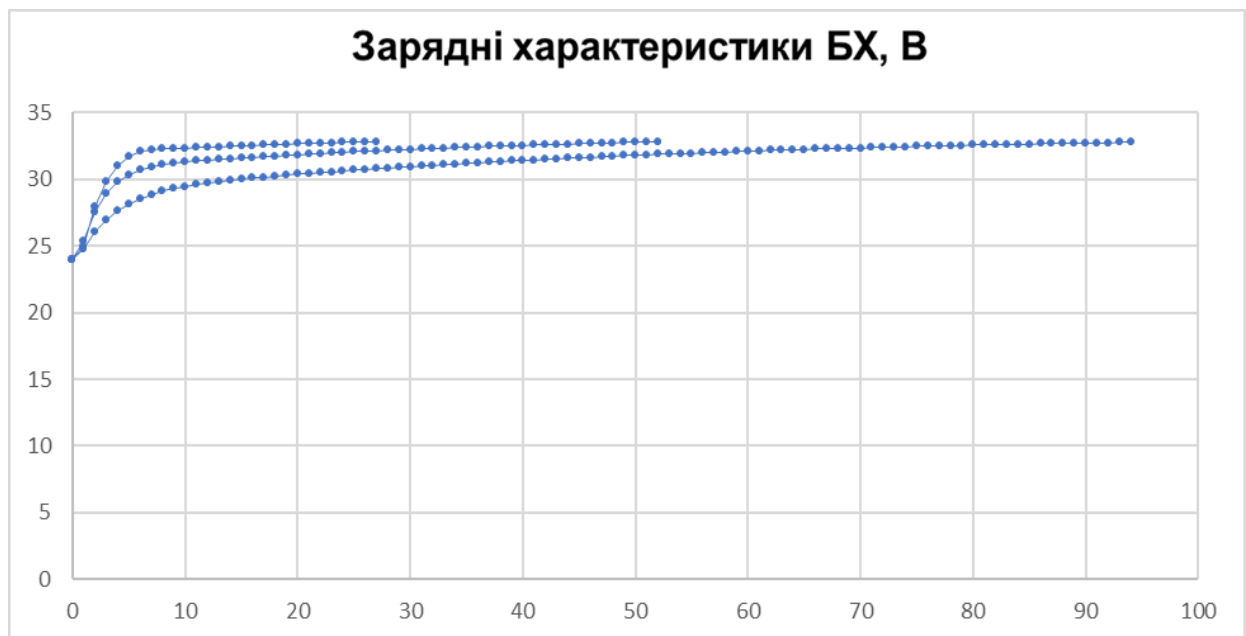


Рис. 4.5. Зарядні характеристики БХ

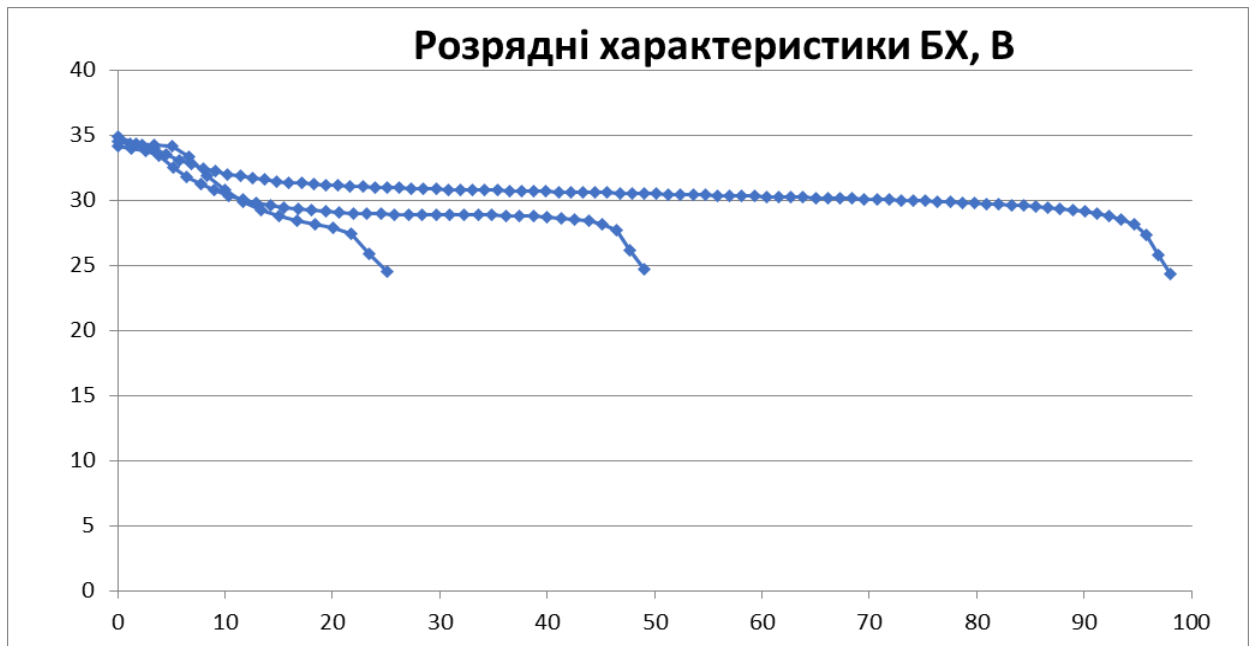


Рис. 4.6. Розрядні характеристики БХ

Для енергозабезпечення ЕНРУ на ділянці тіні, згідно динаміці польоту, достатньо ємності БХ рівної 7,5 ампер*годин. Для спрощення цього обираємо стандартний БХ на 8 ампер*годин. При цьому БФ формується таким чином, що в точці максимальної потужності забезпечується напруга більша ніж граничне значення.

Згідно розробленої математичної моделі процесу розігріву елементів ЕНРУ (розділ 3), та з урахуванням можливостей системи енергоживлення наведених вище пропонується створити алгоритм підготовки до запуску ЕНРУ. Почнемо з переліку команд БРУ, що представлено в таблиці 4.1:

Таблиця 4.1 Перелік команд БРУ

Позначення	Функціональне призначення команди
ВклБКБРУ	Включення живлення БК БРУ
ВідклБКБРУ	Відключення живлення БК БРУ
Інтерфейсні команди	
ВстМасПоперед	Задіяти масив попередніх
ВідклПП	Відключення всіх працюючих процедур
ВклППДР	Включення процедури підготовки та робота двигуна розгону
ВклППДТ	Включення процедури підготовки та роботи двигуна гальмування

Далі слід розробити процедури підготовки елементів ЕНРУ до запуску. Процедури роботи БРУ знаходяться в додатку Ж. Алгоритм підготовки до першого запуску БРУ матиме вигляд, представлений на рис. 4.7. Цей алгоритм представлений згідно уніфікованої мови моделювання UML (Unified Modeling Language) [2]

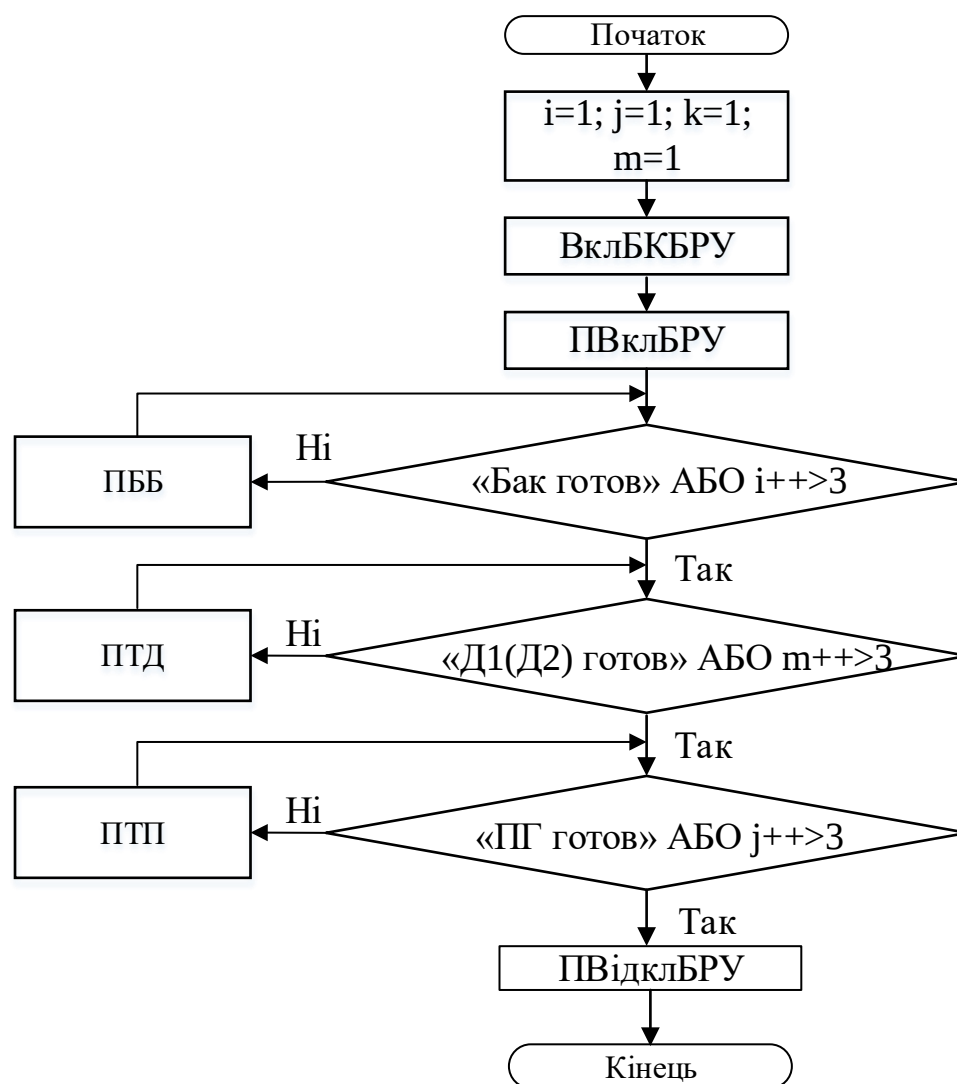


Рис. 4.7. Алгоритм підготовки до першого запуску БРУ

Час закінчення роботи алгоритму обумовлено завершенням нагріву бака, парогенератора та двигуна.

Згідно створеного алгоритму побудуємо циклограму роботи енергоспоживання БРУ реалізовану алгоритмом запуску. Циклограма попереднього розігріву елементів ЕНРУ в безвтратному режимі з моменту надходження команди від БК на включення представлена на рис. 4.8.

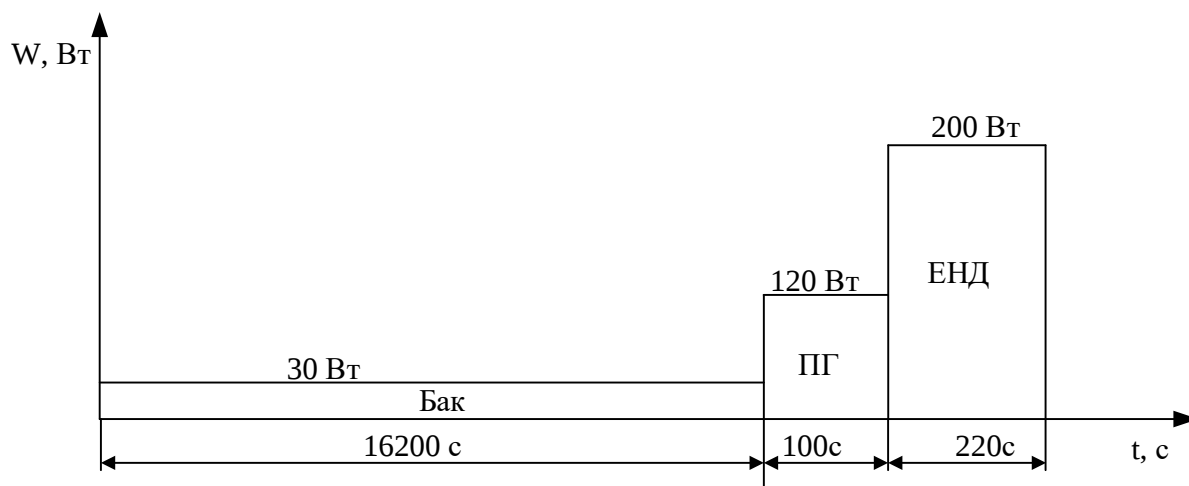


Рис 4.8. Циклограма нагріву елементів ЕНРУ та підняття тиску в ресивері.

Таким чином час підготовки ЕНРУ до запуску складає 16520 секунд.

Для роботи в витратному режимі алгоритм необхідно доповнити процедурами підготовки та роботи ресивера згідно додатку Ж. В витратному режимі нагрівач бака споживає 30Вт, при цьому нагрівач двигуна постійно споживає 200 Вт, а нагрівач парогенератора 120 Вт, 15 Вт витрачаються на роботу БК та електроклапанів. Пікове навантаження на СЕП космічного буксира з боку БРУ не перевищує 350 Вт.

4.2 Створення алгоритму підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску за мінімальний час

Для скорочення часу запуску ЕНРУ можна одночасно виконувати процеси, що протікають в вузлах БРУ. Так стає зрозуміло, що одночасно виконувати відкриття електроклапанів не має сенсу. Отже для зниження часу запуску необхідно одночасно виконувати розігрів бака, двигуна і парогенератора, що буде пред'являти до віддачі СЕП КБ підвищені вимоги [3]. Таким чином, маємо наступні варіанти:

- 1) бак і парогенератор нагріваються одночасно, потім нагрівається двигун;
- 2) бак і двигун нагріваються одночасно, потім розігрівається парогенератор;

3) бак, парогенератор, двигун гріються одночасно.

Із запропонованих варіантів найбільш ефективним є варіант №3, але він в свою чергу буде самим енерговитратним.

Далі слід зазначити, що нагрів парогенератора і двигуна в режимі нагріву необхідно починати з урахуванням нагріву бака, щоб до кінця нагріву бака парогенератор і двигун також були в робочому діапазоні температур.

Виходячи з вище запропонованого циклограма прийме вигляд, представлений на рис. 4.9.

Ще одним способом скорочення часу підготовки ЕНРУ до першого запуску є збільшення потужності нагрівача бака. Таким чином збільшуючи потужність, що подається на нагрівач бака. Не виходячи за межі споживання наданого СЕЖ 350Вт, необхідно подавати 130 Вт на нагрівач бака, водночас нагріваючи парогенератор та після цього двигун. Таким чином циклограма набуде вигляду, що представлено на рис. 4.10.

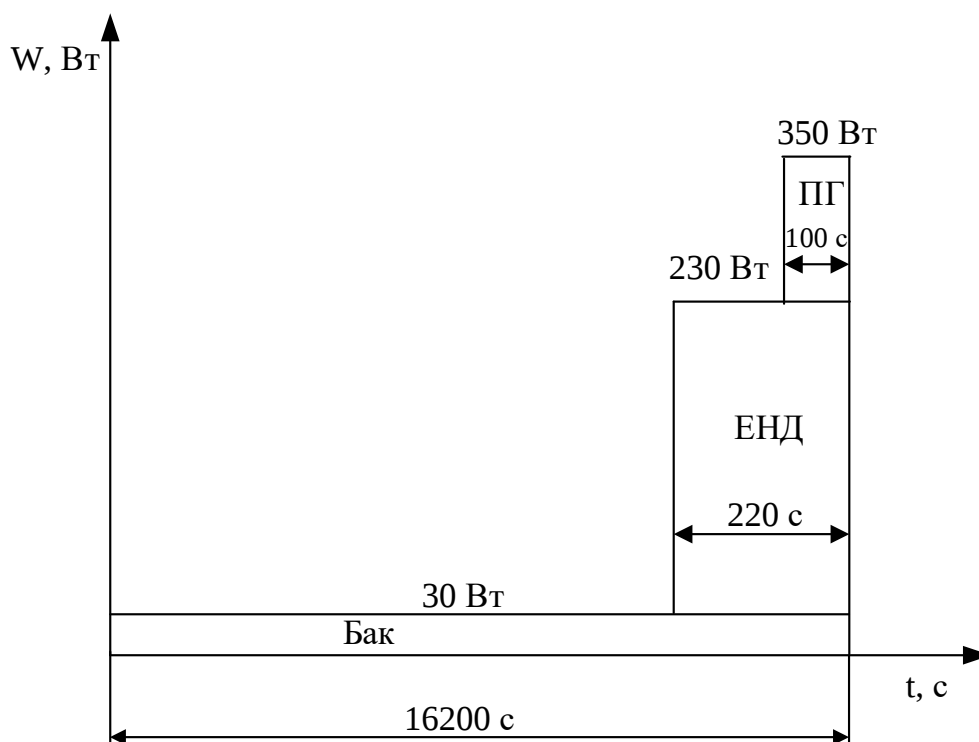


Рис. 4.9. Циклограма запуску БРУ з одночасним нагрівом елементів.

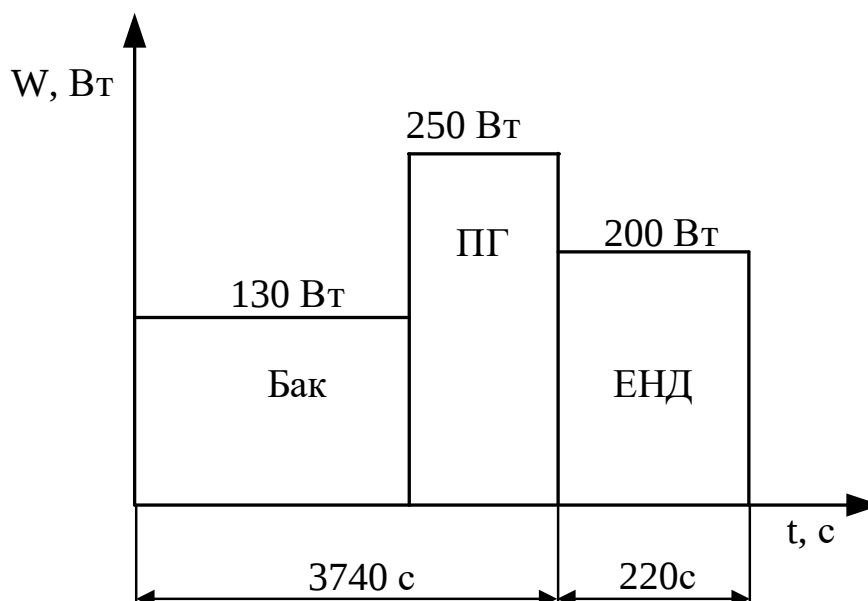


Рис. 4.10. Циклограма запуску БРУ з максимальною потужністю нагрівача бака

Але є ще один спосіб забезпечення мінімального часу запуску БРУ. Для цього всю потужність 350Вт, що виділяє СЕЖ можна подати на кожен з елементів ЕНРУ що попередньо розігріваються окремо. Самий важкий елемент розігріву це бак, тому спершу гріємо його. Після цього нагріваємо наступний по масі елемент, а саме двигун. В останню чергу нагріваємо парогенератор. Перевіримо вище сказане за допомогою математичної моделі, що розроблено в розділі 3. Будемо подавати 350 Вт на кожен елемент послідовно. Отримаємо графіки розігріву бака (рис. 4.11), парогенератора (рис. 4.12), двигуна (рис. 4.13).

Нагрів бака здійснюватимемо до заданої температури 308 К. На рис. 4.11 показаний нагрів бака нагрівачем при потужності 30 Вт - чорна лінія, 130 Вт - червона лінія, а також синя лінія – 350 Вт.

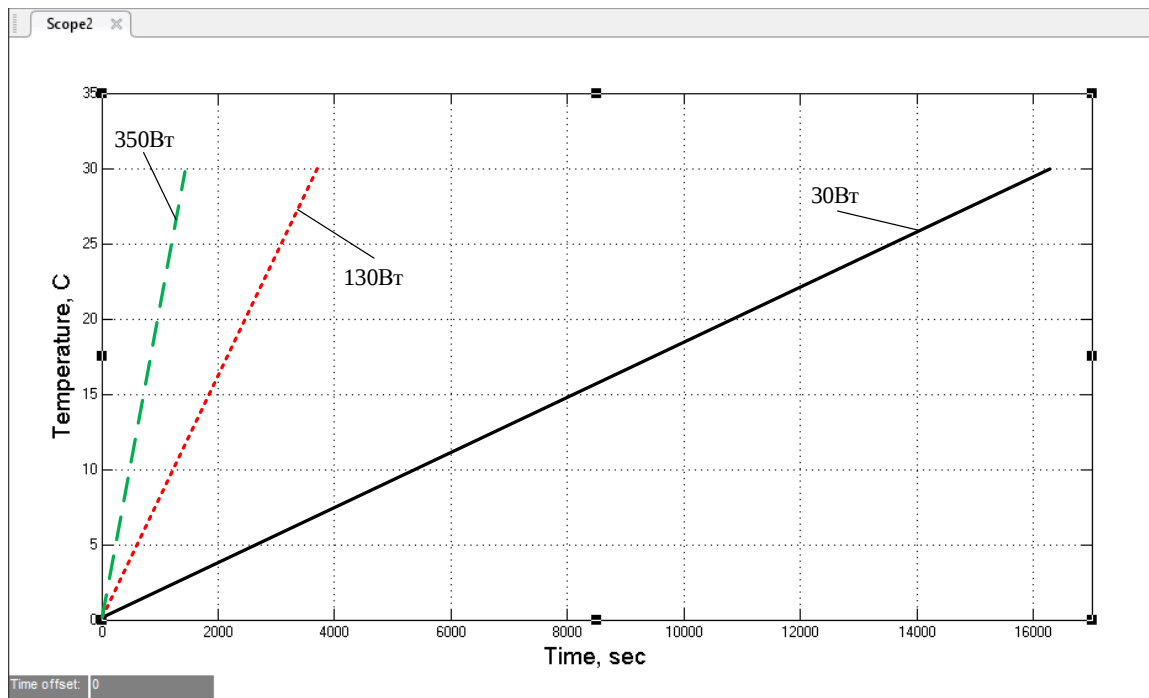


Рис. 4.11 Нагрівання бака

При підвищенні потужності, що подається на нагрівач бака, знижується час набору заданої температури в 308 K. При подані на нагрівач бака всієї енергії, що надається СЕЖ, час розігріву складає 1388 секунд.

Нагрів парогенератора здійснюватимемо до заданої температури 333 K. На рис. 4.12 показаний нагрів парогенератора нагрівачем при потужності 120 Вт - чорна лінія та нагрів 350 Вт - червона лінія.

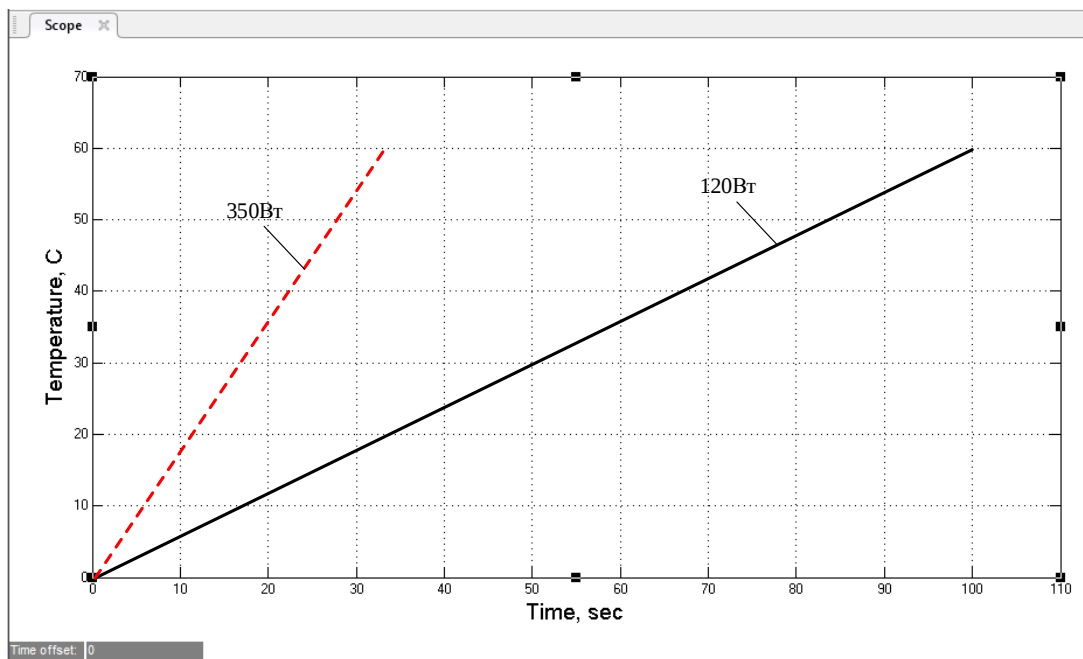


Рис.4.12. Нагрівання парогенератора.

При підвищенні потужності, що подається на парогенератор, знижується час набору заданої температури в 333 К. При подачі на парогенератор всієї енергії, що надається СЕЖ, час розігріву складає 34 секунд.

Нагрів двигуна здійснюватимемо до заданої температури 1373 К. На рис. 4.13 показаний нагрів двигуна нагрівачем при потужності 200 Вт - чорна лінія, 150 Вт – зелена лінія та нагрів 350 Вт - червона лінія.

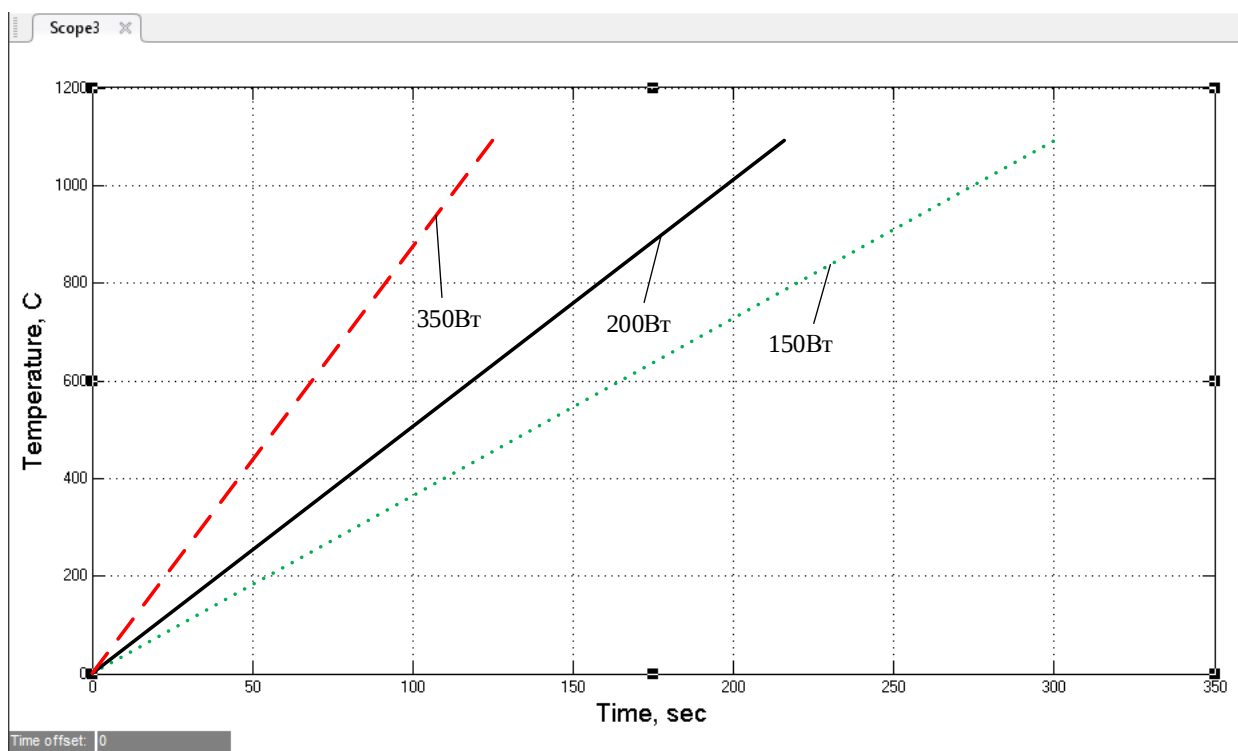


Рис. 4.13. Нагрів двигуна.

При підвищенні потужності, що подається на двигун, знижується час набору заданої температури в 1373 К. При подачі на двигун всієї енергії, що надається СЕЖ, час розігріву складає 125 секунд.

Згідно отриманих графіків побудуємо циклограму з мінімальним часом підготовки ЕНРУ. (рис. 4.14). Після того як всі елементи ЕНРУ готові до пуску переходимо до витратного режиму роботи.

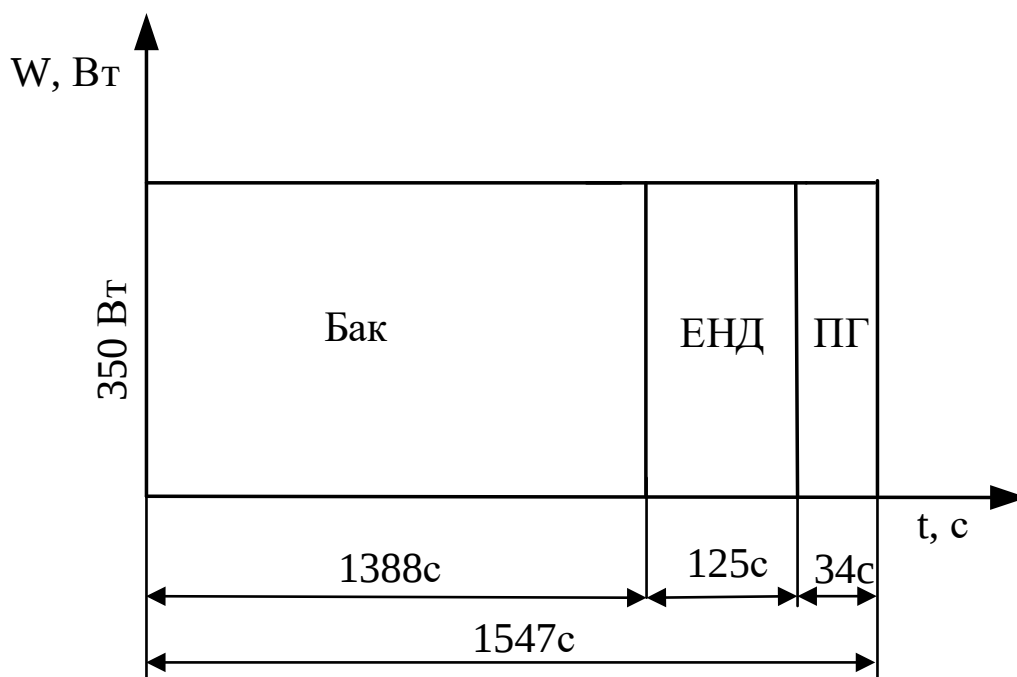


Рис 4.14. Циклограма нагріву кожного елемента ЕНРУ окремо

Після моделювання отримали, що час підготовки ЕНРУ до запуску скоротився з 16520 секунд до 1547 секунд, завдяки тому, що повна потужність що забезпечує СЕЖ подається в вибраній послідовності по масі від найважчого до найлегшого.

В витратному режимі потужність СЕЖ розподіляється наступним чином:

$$W_{\text{СЕЖ}} = W_{\text{Б}} + W_{\text{ПГ}} + W_{\text{Д}} = 30 + 120 + 200 = 350 \text{ Вт.}$$

Недоліком такого нагріву може бути те, що не вистачить потужності СЕЖ на виконання розігріву елементів ЕНРУ максимальною потужністю. За для цього необхідно попередній розрахунок орбіти, що забезпечить СЕЖ зарядкою з БФ.

Алгоритм підготовки ЕНРУ до запуску необхідно доповнити процедурами, що відповідають за ресивер тоді отримаємо алгоритм підготовки до запуску ЕНРУ (рис 4.15).

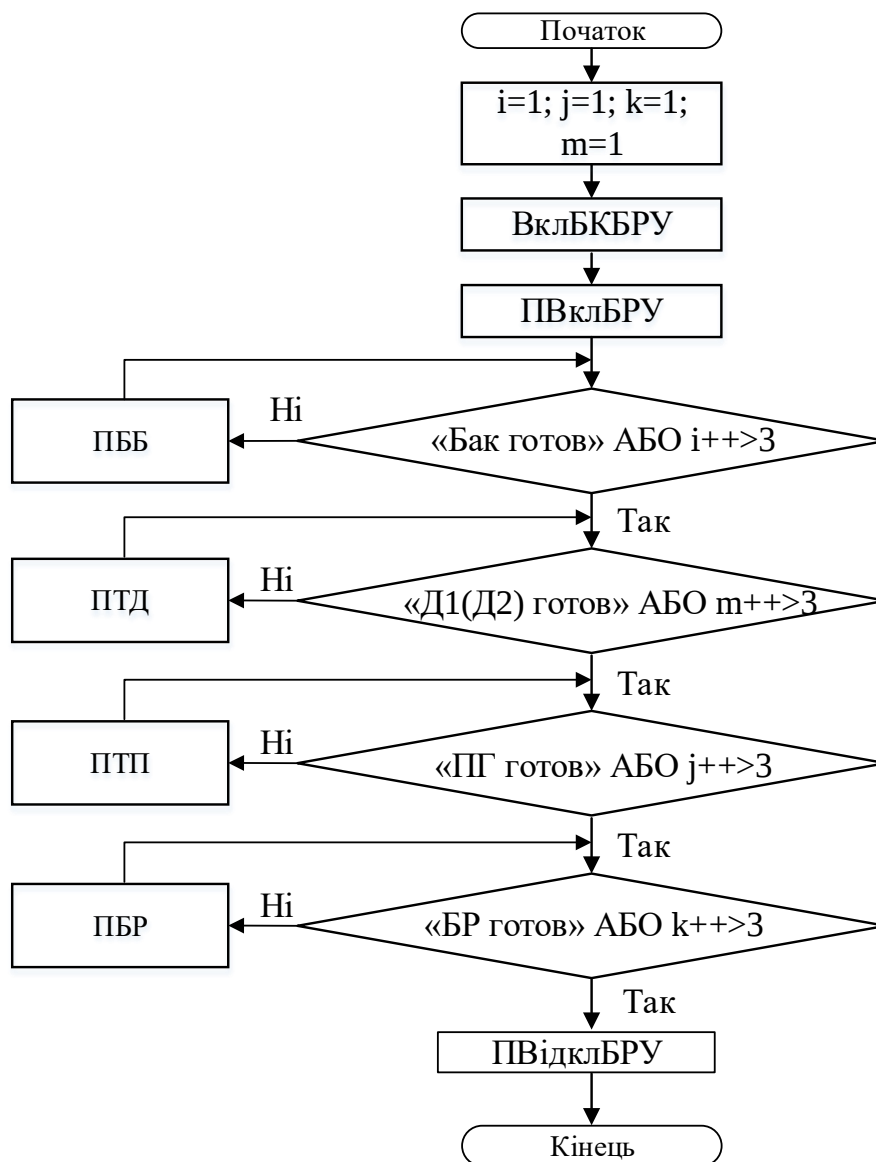


Рис. 4.15. Алгоритм підготовки до запуску ЕНРУ

Таким чином, отримано алгоритм першого запуску БРУ з перерозподілом потужності живлення серед елементів ЕНРУ. В алгоритмі ураховується частковий або повний вихід з ладу одного або всіх елементів нагріву. При відмові всіх нагрівачів, ЕНРУ переходить в режим газо реактивного двигуна, тобто РТ більше не розділяється на складові, а стікає через сопло двигуна. Це підвищує витрати робочого тіла, але КБ може надалі виконувати задачі в космічному просторі.

4.3 Рекомендації до застосування електронагрівної рушійної установки на космічному буксирі для вирішення завдань у космічному просторі

Провівши дослідження динамічних характеристик ЕНРУ можна дати наступні рекомендації до його застосування:

1) з метою скорочення часу підготовки ЕНРУ до першого запуску необхідно підвищувати вимоги до СЕП в складі КБ, а саме необхідно підвищувати потужність, що надається ЕНРУ понад 350 Вт;

2) з метою скорочення тривалості підготовки ЕНРУ до першого запуску, необхідно і надалі збільшувати потужність нагрівачів бака, ПГ та двигуна;

3) з метою збільшення часу функціонування КБ на орбіті необхідно збільшувати запас РТ;

4) для режиму повного або часткового виходу з ладу елементів ЕНРУ розробити і випробувати окремий алгоритми роботи БДУ з ціллю продовження виконання поставленого завдання.

4.4 Висновки до четвертого розділу

Основні висновки до четвертого розділу полягають у такому:

- а) відповідно до конструкції ЕНРУ розроблено алгоритм підготовки до першого запуску ЕНРУ, що включає в себе процедури нагріву бака, нагріву парогенератора, нагріву двигуна;
- б) після аналізу створеного алгоритму було запропоновано скоротити час запуску БРУ за рахунок підняття потужності, що подається на елементи нагріву бака, парогенератора та двигуна;
- в) побудовано циклограми підготовки БРУ до роботи, циклограма підняття потужності нагрівача бака, циклограма одночасного нагріву декількох

елементів конструкції БРУ і підвищення потужності нагрівача, при збереженні постійної потужності, що надається СЕЖ космічного буксира;
г) запропоновано рекомендації, що до вдосконалення ЕНРУ в складі КБ.
Основні наукові результати розділу опубліковано в працях автора [3].

4.5 Література до четвертого розділу

1. Бордина, Н. М., & Летин, В. А. (1986). Моделирование вольт-амперных характеристик солнечных элементов и солнечных батарей. *Электротехническая промышленность*. М, 2.
2. Буч, Г. (2004). Джеймс Рамбо, Айвар Джекобсон. Язык UML. Руководство пользователя. М., СПб.: ДМК Пресс, Питер.
3. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2020). Минимизация времени подготовки рабочего тела к запуску двигательной установки с электронагревным двигателем. *Авиационно-космическая техника и технология*, (1), 4-11.

ВИСНОВКИ

В дисертації одержано нові *науково-практичні обґрунтування*, які в сукупності вирішують важливе наукове завдання, що полягає в скороченні тривалості підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки при використанні на космічному буксирі.

Так, тривалість підготовки ЕНРУ до запуску скоротилася з 16520 секунд до 1547 секунд, завдяки тому, що повна потужність якою СЕЖ забезпечує ЕНРУ подається на нагрівачі її елементів послідовно, від найважчого до найлегшого за масою.

Здобуто нові наукові результати роботи, які мають істотні переваги перед існуючими і полягають в такому:

а) *вдосконалено* математичну модель процесу підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску, яка отримана на базі математичних рівнянь, що описують динамічні характеристики установки, з урахуванням теплообміну та динамічних характеристик системи електрозабезпечення; зазначена модель вперше дозволила виконати аналіз впливу діючих факторів на тривалість підготовки електронагрівної рушійної установки до запуску;

б) *набули подальшого розвитку* методи визначення витратно-тягових характеристик електронагрівної рушійної установки, які дозволили визначити та керувати тягою та витратою робочого тіла електронагрівної рушійної установки за рахунок застосування тензометричного тягоміра на підвісі з підвищеною дискретизацією і мінімальною апертурою, використання ресиверу великого об'єму, що підвищує точність вимірювання витрат робочого тіла, а також використання чотиризондового методу вимірювання вживаної потужності нагрівачів рушійної установки з високою швидкодією.

Практичне значення отриманих результатів роботи:

а) розроблено рекомендації щодо застосування електронагрівної рушійної установки зі скороченням тривалості підготовки бортової рушійної установки, для використання на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів шляхом орбітальних переходів від наперед заданої опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, ці рекомендації можуть бути застосовані для використання та підвищення якості проектів зі створення супутникових угруповань у доробках ДП «КБ «Південне»» за космічною програмою України;

б) розроблено концепцію використання електронагрівних рушійних установок на космічних буксирах для виведення груп малих космічних апаратів від опорної орбіти до необхідних орбітальних позицій, яка також може бути використана у зазначених проектних роботах;

в) на базі Міжгалузевого науково-технічного центру «Космічна енергетика та двигуни» розроблено експериментальне обладнання для вимірювання тяги електронагрівного двигуна у вакуумній камері, а також пристрої вимірювання витрат робочого тіла і визначення потужності, яка подається на нагрівальні елементи рушійної установки;

г) розроблено алгоритм підготовки до запуску електронагрівної рушійної установки для скорочення етапу запуску двигуна з урахуванням потужності системи електропостачання космічного буксира і з опробуванням до реалізації на універсальному контролері, поєднаному з експериментальною електронагрівної рушійної установки.

Таким чином була досягнута мета дослідження, а саме використання на космічному буксирі електронагрівної рушійної установки для скорочення тривалості підготовки до запуску, яка полягає в отриманні динамічних характеристик запуску ЕНРУ, за рахунок подачі всієї потужності, що надається від СЕЖ на нагрів кожного елемента ЕНРУ окремо, в послідовності бак, двигун, парогенератор. Ефективність результатів роботи доведено теоретично і підтверджено експериментально.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Гансвинд, И. Н. (2019). Малые космические аппараты в дистанционном зондировании Земли. *Исследование Земли из космоса*, (5), 82-88.
2. Волошин, В. И., & Левенко, А. С. (1996). Анализ тенденций развития рынка дистанционного зондирования Земли. *Время*, 1998, 2000-2002.
3. Гудзенко, А. В. (2013). Тенденции развития малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.
4. Палкин, М. В. (2015). Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета. *Машиностроение и компьютерные технологии*, (8).
5. Палкин, М. В. (2015). Баллистико-навигационное обеспечение группового полета космических аппаратов. *Вестник Московского государственного технического университета им. НЭ Баумана. Серия «Машиностроение»*, (6 (105)).).
6. Eickhoff, J. (2011). *Onboard computers, onboard software and satellite operations: an introduction*. Springer Science & Business Media.
7. Sidi, M. J. (1997). *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach* (Vol. 7). Cambridge university press.
8. Dunlop, M. W., & Woodward, T. I. (1998). Multi-spacecraft discontinuity analysis: Orientation and motion. *Analysis Methods for Multi-Spacecraft Data*, 271-306.
9. Wertz, J. R. (Ed.). (2012). *Spacecraft attitude determination and control* (Vol. 73). Springer Science & Business Media.
10. Kaplan, M. H. (1976). *Modern spacecraft dynamics and control*. nyjw.
11. Kechichian, J. A. (1997). Optimal low-earth-orbit-geostationary-earth-orbit intermediate acceleration orbit transfer. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 20(4), 803-811.

12. Budianto, I. A., & Olds, J. R. (2004). Design and deployment of a satellite constellation using collaborative optimization. *Journal of spacecraft and rockets*, 41(6), 956-963.
13. Sandau, R. (2010). Status and trends of small satellite missions for Earth observation. *Acta Astronautica*, 66(1-2), 1-12.
14. Aporta, C., Higgs, E., Hakken, D., Palmer, L., Palmer, M., Rundstrom, R., ... & Higgs, E. (2005). Satellite culture: global positioning systems, Inuit wayfinding, and the need for a new account of technology. *Current anthropology*, 46(5), 729-753.
15. Ulybyshev, Y. (1998). Long-term formation keeping of satellite constellation using linear-quadratic controller. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 21(1), 109-115.
16. Carrasco, J. M., Franquelo, L. G., Bialasiewicz, J. T., Galván, E., PortilloGuisado, R. C., Prats, M. M., ... & Moreno-Alfonso, N. (2006). Power-electronic systems for the grid integration of renewable energy sources: A survey. *IEEE Transactions on industrial electronics*, 53(4), 1002-1016.
17. Sarsfield, L. (1998). *The Cosmos on a Shoestring. Small Spacecraft for Space and Earth Science* (No. RAND-MR-864-OSTP). RAND CORP SANTA MONICA CA.
18. Santoni, F., Piergentili, F., & Ravaglia, R. (2013). Nanosatellite cluster launch collision analysis. *Journal of Aerospace Engineering*, 26(3), 618-627.
19. Овчинников, М. Ю. (2007). Малые мира сего. *Компьютерра*, (15), 37-43.
20. Watson, M. D. (2018). System exergy: system integrating physics of launch vehicles and spacecraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(2), 451-461.
21. Mohan, G., Rao, Y. N. S., Prakash, P., Subramanian, U. A., Purushothaman, P., Premdas, M., ... & Jayachandran, T. (2017). Development of RLV-TD Stage

Separation System. *Journal of The Institution of Engineers (India): Series C*, 98(6), 669-678.

22. Estevez, M. A., Flathom, J. D., Lemke, G. E., Nakasone, D. Y., Volk, C. P., & Silva, E. D. (2019). *U.S. Patent No. 10,351,268*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.

23. Brown, A. M., DeLessio, J. L., & Jacobs, P. W. (2019). Natural Frequency Testing and Model Correlation of Rocket Engine Structures in Liquid Hydrogen: Phase I, Cantilever Beam. In *Model Validation and Uncertainty Quantification, Volume 3* (pp. 291-299). Springer, Cham.

24. Parhi, A., Mahesh, V., Kalluru, K., Reshmi, S., Harikrishnan, R., Lakshmi, V. M., ... & Reddy, R. K. (2018). Development of slow-burning solid rocket booster for RLV-TD hypersonic experiment. *Curr. Sci*, 114, 74-83.

25. Swain, D., Biswal, S. K., Thomas, B. P., Babu, S. S., & Philip, J. (2019). Performance Characterization of a Flexible Nozzle System (FNS) of a Large Solid Rocket Booster Using 3-D DIC. *Experimental Techniques*, 43(4), 429-443.

26. Ruf, C. S., Chew, C., Lang, T., Morris, M. G., Nave, K., Ridley, A., & Balasubramaniam, R. (2018). A new paradigm in earth environmental monitoring with the CYGNSS small satellite constellation. *Scientific reports*, 8(1), 1-13.

27. Барабанов, А. А., Папченко, Б. П., Пичхадзе, К. М., Ребров, С. Г., Семенкин, А. В., Сысоев, В. К., & Янчур, С. В. (2015). Предложения по построению космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой. *Вестник НПО им. СА Лавочкина*, (1), 34-40.

28. Богуславский, А. А., Боровин, Г. К., Карташев, В. А., Павловский, В. Е., & Соколов, С. М. Модели и алгоритмы для интеллектуальных систем управления.

29. Cuco, A. P. C., de Sousa, F. L., & Neto, A. J. S. (2015). A multi-objective methodology for spacecraft equipment layouts. *Optimization and Engineering*, 16(1), 165-181.
30. Justo, J. J., Mwasilu, F., Lee, J., & Jung, J. W. (2013). AC-microgrids versus DC-microgrids with distributed energy resources: A review. *Renewable and sustainable energy reviews*, 24, 387-405.
30. Mustard, J. F., & Sunshine, J. M. (1999). Spectral analysis for earth science: investigations using remote sensing data. *Remote sensing for the earth sciences: Manual of remote sensing*, 3, 251-307.
31. Xu, C. K., Lonsdale, C. J., Shupe, D. L., Franceschini, A., Martin, C., & Schiminovich, D. (2003). Models for evolution of dusty and E/S0 galaxies seen in multiband surveys. *The Astrophysical Journal*, 587(1), 90.
32. Koposov, S. E., Glushkova, E. V., & Zolotukhin, I. Y. (2008). Automated search for Galactic star clusters in large multiband surveys-I. Discovery of 15 new open clusters in the Galactic anticenter region. *Astronomy & Astrophysics*, 486(3), 771-777.
33. Ellery, A., Kreisel, J., & Sommer, B. (2008). The case for robotic on-orbit servicing of spacecraft: Spacecraft reliability is a myth. *Acta Astronautica*, 63(5-6), 632-648.
34. Lim, B., Gilchrist, B., Meckel, N., Masse, R., & Williams, S. (2002). The use of electrodynamic tethers for orbit maintenance and deorbit of large spacecraft-A trade study of the NASA GLAST mission. In *38 th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN*.
35. Smith, L. A., & Thomson, S. J. (2005). GPS position latency determination and ground speed calibration for the SATLOC Airstar M3. *Applied Engineering in Agriculture*, 21(5), 769-776.

36. Scheel, W. A., & Conway, B. A. (1994). Optimization of very-low-thrust, many-revolution spacecraft trajectories. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 17(6), 1185-1192.
37. De Weck, O. L., De Neufville, R., & Chaize, M. (2004). Staged deployment of communications satellite constellations in low earth orbit. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 1(3), 119-136.
38. Севастьянов, Н. Н., Бранец, В. Н., Панченко, В. А., Казинский, Н. В., Кондранин, Т. В., & Негодяев, С. С. (2009). Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. *Труды Московского физико-технического института*, 1(3).
39. Martin, M. E., & Aber, J. D. (1997). High spectral resolution remote sensing of forest canopy lignin, nitrogen, and ecosystem processes. *Ecological applications*, 7(2), 431-443.
40. Черный, И. Н. (2017). Мечтатели из DARPA [Электронный ресурс]. *ИИ Черный–режим доступа* <http://novosti-kosmonavтики.ru/mag/2013/869/-.02.01>.
41. McInnes, C. R. (1995). Autonomous ring formation for a planar constellation of satellites. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 18(5), 1215-1217.
42. Боровин, Г. К., Захваткин, М. В., Степаньянц, В. А., & Тучин, А. Г. (2014). Определение и прогнозирование параметров движения космической миссии «Радиоастрон». *Mathematica Montisnigri*, 30, 76-98.
43. Палкин, М. В. (2012). Повышение эффективности летательных аппаратов путем перераспределения ресурсов штатных подсистем. *Машиностроение и компьютерные технологии*, (02).
44. Nacozy, P. E. (1981). Time elements in Keplerian orbital elements. *Celestial mechanics*, 23(2), 173-198.

45. Челноков, Ю. (2018). *Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением*. Litres.
46. Martel, F., Pal, P., & Psiaki, M. (1988). Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft.
47. Frye, W. E., & Stearns, E. V. (1959). Stabilization and attitude control of satellite vehicles. *ARS Journal*, 29(12), 927-931.
48. Li, L., Tan, L., Kong, L., Yang, H., & Wang, D. (2017). Flywheel micro-vibration characters of a high resolution optical satellite. *Journal of Vibroengineering*, 19(6), 3981-3993.
49. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.
50. Лисов, И. (2015). Наноспутники полетят строем. *Новости космонавтики*, (3), 59.
51. Лысенко, Л. Н., Бетанов, В. В., & Звягин, Ф. В. (2014). Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов.
52. Fraire, J. A., Madoery, P., Burleigh, S., Feldmann, M., Finochietto, J., Charif, A., ... & Velazco, R. (2017). Assessing contact graph routing performance and reliability in distributed satellite constellations. *Journal of Computer Networks and Communications*, 2017.
53. Gill, E., D'Amico, S., & Montenbruck, O. (2007). Autonomous formation flying for the PRISMA mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 671-681.
54. Jiang, J., & Yu, X. (2012). Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches. *Annual Reviews in control*, 36(1), 60-72.

55. Gill, E., Sundaramoorthy, P., Bouwmeester, J., Zandbergen, B., & Reinhard, R. (2013). Formation flying within a constellation of nano-satellites: The QB50 mission. *Acta Astronautica*, 82(1), 110-117.
56. Дворкин, Б. А. (2009). Группировка спутников ДЗЗ RapidEye: уникальные возможности для решения задач мониторинга. *Геоматика*, (3), 14-21.
57. Воробьева, И. А., & Шептун, А. Д. (2014). Проектно-баллистические исследования по групповым запускам спутников в одном пуске ракеты носителя на разнесенные базовые орбиты. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*, (3), 164-168.
58. Hoyt, R., & Forward, R. (2000, January). The Terminator Tether-Autonomous deorbit of LEO spacecraft for space debris mitigation. In *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 329).
59. Ahedo, E., & Sanmartin, J. R. (2002). Analysis of bare-tether systems for deorbiting low-earth-orbit satellites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39(2), 198-205.
60. Cho, B. H., Lee, J. R., & Lee, F. C. (1990). Large-signal stability analysis of spacecraft power processing systems. *IEEE Transactions on Power electronics*, 5(1), 110-116.
61. Bang, H., Tahk, M. J., & Choi, H. D. (2003). Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation. *Control engineering practice*, 11(9), 989-997.
62. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2020). Минимизация времени подготовки рабочего тела к запуску двигательной установки с электронагревным двигателем. *Авиационно-космическая техника и технология*, (1), 4-11.
63. Christian, H., Blakeslee, R., Goodman, S., Mach, D., Stewart, M., Buechler, D., ... & Vocippio, D. J. (1999, June). The lightning imaging sensor. In *NASA conference publication* (pp. 746-749). NASA.

64. Ishkov, S. A., Filippov, G. A., & Khramov, A. A. (2017). Autonomous Control Program for Special Spacecraft Debris Collector Rendezvous Transfer with Fragment of Space Debris with Low-thrust. *Procedia engineering*, 185, 388-395.
65. Агеева, Е. Г., & Губин С. В. (2012). Формирование структуры энергодвигательного модуля для малых космических аппаратов на базе стационарного плазменного двигателя. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (57), 153-159.
66. Лебедев, В. Н. (1968). Расчет движения космического аппарата с малой тягой. *М.: ВЦ АН СССР*, (5), 108.
67. Фадеенков, П. В. (2011). *Анализ и оптимизация перелётов космических аппаратов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями* (Doctoral dissertation, Самарский государственный аэрокосмический университет им. СП Королева).
68. Васкез, Б., & Кочиев, А. А. (2005). Промежуточная орбита точки в поле тяготения твердого тела. *Космические исследования*, 43(5), 395-398.
69. Салмин, В. В., Ишков, С. А., & Старинова, О. Л. (2006). Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой. *Самара: Издательство Самарского научного центра РАН*.
70. Алемасов, В. Е. (1962). *Теория ракетных двигателей*. Рипол Классик.
71. Драновский, В. И., & Анищенко В. М., & Доброгорский В. А., & Кошкин М. И. (1989). Газореактивные двигательные установки: учебное пособие, 245.
72. Коротеев, А. С., Пришлецов, А. Б., Мартишин, В. М., & Павельев, А. А. (2002). Ракетные двигатели и энергетические установки на основе газофазного ядерного реактора. *М.: Машиностроение*.
73. Ларионов, Б. И., & Кузьменко, А. В. (2016). Исследование пульсаций давления в камере твердотопливного ракетного двигателя на квазистационарном участке работы. *Горение и взрыв*, 9(4), 116-125.

74. Бондаренко, С. Г., Хорольский, П. Г., & Адамчик, Л. В. (2008). К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием. *Авиационно-космическая техника и технология*, (7), 148-150.
75. Добровольский, М. В. (2005). Жидкостные ракетные двигатели.
76. Дорофеев, А. А. (2010). Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование.
77. Егорычев, В. С., & Сулинов, А. В. (2010). Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. *Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет*.
78. Кульков, В. М., Обухов, В. А., Егоров, Ю. Г., Белик, А. А., & Крайнов, А. М. (2012). Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика СП Королёва (национального исследовательского университета)*, (3-1 (34)).
79. Mueller, J. (2000). Thruster options for microspacecraft: a review and evaluation of state-of-the-art and emerging technologies. *Micropropulsion for Small Spacecraft*, 187, 45-137.
80. Абгарян, В. К., & Круглов, К. И. (2015). Тепловая модель высокочастотных ионных двигателей и источников ионов. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, (11), 21-27.
81. Григорьев, П. А., & Ермошкин, Ю. М. (2017). Обзор состояния и тенденций развития электрореактивных двигателей за рубежом. *Решетневские чтения*, (21-1).
82. Anderson, G., & Rachul, L. (2016). NASA Works to Improve Solar Electric Propulsion for Deep Space Exploration. *NASA Release*, 16-044.
83. Васин, А. И., Коротеев, А. С., Ловцов, А. С., Муравлев, В. А., Шагайда, А. А., & Шутов, В. Н. (2012). Обзор работ по электроракетным двигателям в

Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша». *Электронный журнал "Труды МАИ"*, (60).

84. Максименко, Т. А., Лоян, А. В., & Кошелев, Н. Н. (2005). Холловский двигатель малой мощности для систем коррекции орбиты малых мини и микроспутников. *Авиационно-космическая техника и технология*, (9), 140-144.

85. Казеев, М. Н. (2012). Импульсные плазменные двигатели в России. *NOVA*, 1, 3.

86. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (78), 74-82.

87. Гусев, Ю. Г., & Пильников, А. В. (2012). Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе. *Труды МАИ*, (60), 22-22.

88. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.

89. Макриденко, Л. А., Геча, В. Я., Сидняев, Н. И., Онуфриев, В. В., & Говор, С. А. (2017). Определение высотных характеристик электрических ракетных двигателей космического аппарата методами планирования эксперимента. *Проблемы управления*, (1).

90. Morozov, A. I., & Savelyev, V. V. (2000). Fundamentals of stationary plasma thruster theory. In *Reviews of plasma physics* (pp. 203-391). Springer, Boston, MA.

91. Kim, V. P. (2015). Design features and operating procedures in advanced Morozov's stationary plasma thrusters. *Technical Physics*, 60(3), 362-375.

92. Garner, C., Brophy, J., Polk, J., Semenkin, S., Garkusha, V., Tverdokhlebov, S., & Marrese, C. (1994, June). Experimental evaluation of Russian anode layer thrusters. In *30th Joint Propulsion Conference and Exhibit* (p. 3010).

93. Славин, В. С., Данилов, В. В., Кузоватов, И. А., Финников, К. А., Литвинцев, К. Ю., Миловидова, Т. А., & Гаврилов, А. А. (2002). Космические энергетические и транспортные системы, основанные на МГД-методе преобразования энергии. *Теплофизика высоких температур*, 40(5), 810-825.
94. Антропов, Н. Н., Богатый, А. В., Дьяконов, Г. А., Любинская, Н. В., Попов, Г. А., Семенихин, С. А., ... & Яковлев, В. Н. (2011). Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ. *Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина*, (5), 30-40.
95. STONE, J. (1986, June). NASA electrothermal auxiliary propulsion technology. In *22nd Joint Propulsion Conference* (p. 1703).
96. Oleson, S. R., & Sankovic, J. M. (1997). Benefits of Low-Power Electrothermal Propulsion.
97. Wollenhaupt, B., Hammer, A., Herdrich, G., Fasoulas, S., & Roser, H. (2011, September). A very low power arcjet (velarc) for small satellite missions. In *32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany*.
98. Блинов, В. Н., Вавилов, И. С., Косицын, В. В., Лукьянчик, А. И., Рубан, В. И., & Шалай, В. В. (2017). Исследование энерговооруженности электротермической двигательной установки маневрирующей спутниковой платформы наноспутников. *Динамика систем, механизмов и машин*, 5(2).
99. Блинов, В. Н., Лукьянчик, А. И., & Шалай, В. В. (2018). Математическая модель для параметрического исследования аммиачной двигательной установки в составе микроспутниковой платформы методом случайного поиска. *Омский научный вестник. Серия «Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение»*, 2(3).
100. Tang, H. B., Zhang, X. A., Liu, Y., Wang, H. X., Shi, C. B., & Cai, B. (2011). Experimental Study of Startup Characteristics and Performance of Low-Power Arcjet. *Journal of Propulsion and Power*, 27(1), 218-226.
101. Staab, D., Frey, A., Garbayo, A., Shadbolt, L., Grubisic, A., Hoffman, D., ... & Lawrie, S. (2018). XMET: A Xenon Electrothermal Thruster using additive manufacturing.

102. Ehsani, M., Mahdavi, J., Pitel, I., Brandenburg, J. E., & Little, F. E. (1998). Efficient power supply for the microwave electrothermal thruster (MET). *IEEE aerospace and electronic systems magazine*, 13(5), 37-42.
103. Мартынов, М. Б., & Петухов, В. Г. (2011). Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, (2), 3-11.
104. Pohudin A. et al. Automation of the Manipulator //Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. – Springer, Cham, 2020. – С. 126-138. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
105. Баркова М. Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве //Труды МАИ. – 2018. – №. 103. – С. 14.
106. Kritskiy, D., Pohudina, O., Koba, S., Kritskaya, O., & Pohudin, A. (2020). Automation of the Manipulator. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 126-138). Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
107. Салмин, В. В., Ишков, С. А., Старинова, О. Л., Волоцуев, В. В., Гоголев, М. Ю., Коровкин, Г. А., ... & Четвериков, А. С. (2010). Методы оптимизации проектно-баллистических характеристик околоземных и межпланетных КА с электрореактивными двигателями малой тяги. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, (2).
108. Белан Н. В., Олендарев В. Д., & Степанушкин Н. П. (1986) К вопросу о выборе рабочих тел электроракетных двигателей. *Акад. наук СССР, Комис. по разработке науч. наследия Ф. А. Цандера*, 112.
109. Безручко К. В., Белан Н. В., & Тимчук С. А. (1989) Вопросы оптимального применения солнечной электроракетной двигательной установки в составе низкоорбитальных КА *XIII научные чтения по*

космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других советских ученых – пионеров освоения космического пространства.

110. Лойцянский, Л. (1987). *Механика жидкости и газа*. Рипол Классик.
111. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки. *Авиационно-космическая техника и технология*, (3), 45-51.
112. Варгафтик, Н. Б. (1963). *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. Рипол Классик.
113. Чиркин, В. С. (2013). *Теплофизические свойства материалов*. Рипол Классик.
114. Белан, Н. В., Безручко, К. В., Елисеев, В. Б., Ковалевский, В. В., Летин, В. А., Постановов, В. П., & Федоровский, А. Н. (1992). Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей: Учеб. пособие. *Харьков: ХАИ*, 1-191.
115. Губин С. В. (2019). Визуализация процессов энергообмена в системе энергоснабжения малого космического аппарата. *7я Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.
116. Бордина, Н. М., & Летин, В. А. (1986). Моделирование вольт-амперных характеристик солнечных элементов и солнечных батарей. *Электротехническая промышленность*. М, 2.
117. Алексеев, А. С. (2009). Вещественный интерполяционный метод в задачах автоматического управления.
118. Топчеев, Ю. И., & Цыпляков, А. П. (1977). *Задачник по теории автоматического регулирования*. Машиностроение.
119. Мышенков, В. И., & Мышенков, Е. В. (2005). Численные методы часть вторая Численное решение обыкновенных дифференциальных уравнений/Издательство Московского государственного университета леса.

120. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревного двигателя на этапе запуска. *Авиационно-космическая техника и технология*, (5), 4-11.
121. Pohudin, A., et al. (2020) Methods and means of the electrothermal arcjet thrusters of spacecraft. *Ukrainian metrological journal* (pp. 24-34).
DOI: 10.24027/2306-7039.1.2020.204197, відповідно до фахового видання України, категорія «А», згідно наказу МОН від 2.072020 №886.
122. Морозов, В. В., Собо́тковский, Б. Е., & Шейнман, И. Л. (2004). Методы обработки результатов физического эксперимента. *СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ»*.
123. Kokal, U., & Celik, M. (2017, June). Development of a mili-Newton level thrust stand for thrust measurements of electric propulsion systems. In *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)* (pp. 31-37). IEEE.
124. Lapkova, D., Pluhacek, M., & Adamek, M. (2014). Computer aided analysis of direct punch force using the tensometric sensor. In *Modern Trends and Techniques in Computer Science* (pp. 507-514). Springer, Cham.
125. Polzin, K. A., Markusic, T. E., Stanojev, B. J., DeHoyos, A., & Spaun, B. (2006). Thrust stand for electric propulsion performance evaluation. *Review of Scientific Instruments*, 77(10), 105108.
126. Boser, B. E., & Wooley, B. A. (1988). The design of sigma-delta modulation analog-to-digital converters. *IEEE Journal of solid-state circuits*, 23(6), 1298-1308.
127. Дубровский, А. В., Кузнецов, Н. М., & Фролов, С. М. (2015). Аппроксимация термодинамических свойств аммиака. *Горение и взрыв*, 8(1), 198-214.
128. Дарнопых, В. В., & Усовик, И. В. (2011). Автоматизация параметрического анализа целевого функционирования космических систем дистанционного зондирования Земли. *Труды МАИ*, (47), 10-10.
129. Шенк, Х. (1972). *Теория инженерного эксперимента*. Рипол Классик.

130. Буч, Г. (2004). Джеймс Рамбо, Айвар Джекобсон. Язык UML. Руководство пользователя. М., СПб.: ДМК Пресс, Питер.
131. Ханнанова, В. Н. (2014). Математическая модель поддержания температуры воздуха в помещении с использованием метода количественно-качественного регулирования. *Вестник Казанского технологического университета*, 17(22).
132. Горячих, Е. В. (2013). ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОСТОЯННОЙ ВРЕМЕНИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ПЕЧИ СОПРОТИВЛЕНИЯ. *Энерго-и ресурсосбережение XXI век.: материалы XI*, 121.
133. Ханнанова В. Н. Математическая модель системы регулирования температуры внутри помещения //Вестник Казанского технологического университета. – 2013. – Т. 16. – №. 18.

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (75), 57-67.
2. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2017). Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, (78), 74-82.
3. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки. *Авиационно-космическая техника и технология*, (3), 45-51.
4. Погудин, А. В. (2019). Математическое моделирование электронагревного двигателя на этапе запуска. *Авиационно-космическая техника и технология*, (5), 4-11.
5. Погудин, А. В., & Губин, С. В. (2020). Минимизация времени подготовки рабочего тела к запуску двигательной установки с электронагревным двигателем. *Авиационно-космическая техника и технология*, (1), 4-11.
6. Kritskiy, D., Pohudina, O., Koba, S., Kritskaya, O., & Pohudin, A. (2020). Automation of the Manipulator. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 126-138). Springer, Cham.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_12
7. Pohudina, O., Kritskiy, D., Koba, S., & Pohudin, A. (2020). Assessing Unmanned Traffic Bandwidth. In *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering* (pp. 447-458). Springer, Cham.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_38

8. Pohudin, A., et al. (2020) Methods and means of the electrothermal arcjet thrusters of spacecraft. *Ukrainian metrological journal* (pp. 24-34).

DOI: 10.24027/2306-7039.1.2020.204197, відповідно до фахового видання України, категорія «А», згідно наказу МОН від 2.07.2020 №886.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації.

9. Погудин, А. В. (2017) Обоснование выбора среды моделирования электропитания электронагревного двигателя малых космических аппаратов. *Збірник матеріалів конференції “Всеукраїнська науково-технічна конференція Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017”*, (1), 220.

10. Погудин А. В., & Губин С. В. (2017) Обзор характеристик и методов создания группировки малых космических аппаратов 6-я *Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.

11. Погудин А. В. (2019) Применение космического буксира с электронагревным двигателем для повышения эффективности формирования группировки малых космических аппаратов. 7-я *Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее*, 41.

Додаток Б

Властивості аміаку

Аміак (NH_3) - безбарвний газ з характерним різким запахом і лужним смаком, легший за повітря, добре розчинний у воді (34,2% по масі). Рідкий аміак являє собою безбарвну рідину, запалену на повітрі.

Як робоче тіло БДУ застосовується аміак рідкий синтетичний по ГОСТ 6221-90, марки А, який пройшов додаткове очищення методом дистиляції за спеціальною технологією. Показники якості аміаку, що застосовується в БДУ, наведені в таблиці.

Таблиця Б.1 Показники якості аміаку

Вид домішки	Од. виміру	Зміст домішки в аміаку по ГОСТ 6221-90 (Марка А)	Зміст домішки в аміаку, які пройшли спеціальну очистку
Вода	% маси	не більш 0,1	не більш 0,016
Масло	мг/дм ³	не більш 2	не більш 1
Залізо	мг/дм ³	не більш 1	не більш 0,3
Хлор	мг/кг	не лімітується	не більш 0,2

Аміак має наступні фізичними властивостями:

- молекулярна маса, а.е.м. - 17,030;
- склад,% мас - N-82,35, H-17,65;
- щільність при нормальних фізичних умовах, кг / м³ - 0,77;
- газова постійна, Дж / кг · К - 488,21;
- показник ізоентропа в ідеально-газовому стані - 1,32;
- температура кипіння при нормальному тиску, К - 239,81;
- температура замерзання при нормальному тиску, К - 195,42;
- теплота освіти при 25 °С, кДж / кг - 2709;
- теплота плавлення, кДж / кг - 3323;

Продовження додатка Б

- теплота пароутворення при 105 Па, кДж / кг - 1369,7;
- критична температура, К - 405,5;
- критичний тиск, Па - $113,53 \cdot 10^5$;
- критична щільність, кг / м³ - 235;
- теплоємність при температурі 20°C і тиску 105 Па, кДж / кг · К:
C_p - 2,168; C_v - 1,645;
- коефіцієнт теплопровідності при температурі 0°C і тиску
105 Па, Вт / м · К - 0,0226;
- коефіцієнт динамічної в'язкості при температурі 0°C і тиску 105 Па, Па · с -
0,968;
- діелектрична постійна при 16 °C - 1,0066;
- дипольний момент газоподібної молекули, Д - 1,46.

На рисунку наведені деякі термодинамічні властивості аміаку на лінії насичення, де Т - температура, Р - тиск, r - питома теплота пароутворення

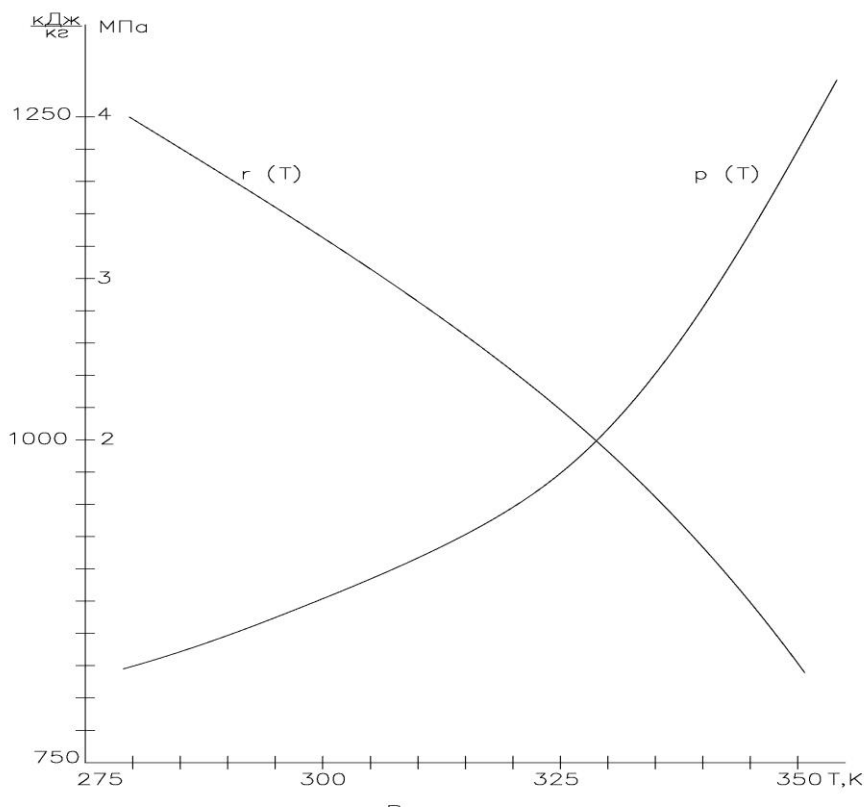


Рис. Термодинамічні властивості аміаку

Продовження додатка Б

Рідкий аміак є гарним розчинником для дуже великого числа органічних сполук, а також багатьох неорганічних.

З солей краще за інших розчинні у аміаку похідні амонію і лужних металів. Добре розчинні в ньому і багато нітрати. Оксиди, фториди, сульфати і карбонати в ньому нерозчинні. Особливістю рідкого аміаку є його здатність розчиняти найбільш активні метали.

Розчинення аміаку у воді супроводжується виділенням тепла (близько 1967 кДж / кг). Вплив температури на розчинність ілюструється наведеними в таблиці 2 даними, які показують число вагових частин аміаку, що поглинається однієї вагової частиною води (під тиском аміаку, рівним атмосферному).

Таблиця Б.2

°C	-30	0	10	30	50	80	100
	2,78	0,87	0,63	0,40	0,23	0,15	0,07

Підпалений в атмосфері кисню аміак згорає жовтим полум'ям з утворенням азоту і водяної пари.

У звичайних умовах газоподібний аміак досить стійкий, але при підвищенні температури він розкладається на складові його елементи. На швидкість розкладання аміаку впливає природа поверхні, з якої контактують пари аміаку. Метали - залізо, нікель, осмій, цинк, уран - є високоефективними каталізаторами розкладання аміаку. У присутності каталізаторів розкладання аміаку починається вже при 260 °C. Водний розчин аміаку при 110-120 °C розкладається з виділенням вільного водню.

Газоподібний аміак відноситься до горючих газів. Температура його самозаймання в сталевій бомбі, що володіє каталітичним дією, дорівнює 650 °C, в кварцовою бомбу - 850 °C, теплота згоряння - 18630 кДж/кг; мінімальна енергія запалювання 680 мДж. Суміші аміаку з повітрям вибухонебезпечні при концентрації аміаку від 15 до 28% обсягу, а суміші аміаку з киснем - від

Продовження додатка Б

13,5 до 79% обсягу. Зі збільшенням температури межі вибухонебезпечних концентрацій аміаку в суміші з повітрям розширюються і при 100 °С вони лежать в інтервалі від 14,5 до 29,5% об'ємних аміаку. Максимальний тиск вибуху повітряно-аміачної суміші в 6-7 разів перевищує початковий тиск. Вибух найбільшої сили дає суміш, яка містить 22% аміаку. Домішка горючих газів розширює область вибухонебезпечних концентрацій. Так, якщо в суміші аміаку і повітря міститься 2,2% водню, то нижня межа вибуховості такої суміші відповідає змісту аміаку 6,8%. Наявність водяної пари в повітряно-аміачної суміші, навпаки, значно звужує область вибухонебезпечних концентрацій.

Рідкий аміак відноситься до важких речовин. Теплового випромінювання палаючого пара аміаку над поверхнею рідкого аміаку, що знаходиться під атмосферним тиском, недостатньо для підтримки горіння. Горіння аміаку в суміші з продуктами нафтопереробки (пари бензину, дизельного палива) призводить до утворення ціанистоводневої (синильної) кислоти, яка є сильною отрутою і може бути причиною смертельних отруєнь.

Аміак відноситься до токсичних речовин. Аміак відноситься до 4-го класу небезпеки (поряд з бензином, газом, ацетоном).

Газоподібний аміак викликає гостре роздратування слизових оболонок, сльозотеча, задуха. Гранично допустима концентрація аміаку в повітрі робочої зони виробничих приміщень - 20 мг/м³; небезпечна для життя - 500 - 700 мг/м³.

Рідкий аміак при зіткненні зі шкірою викликає сильні опіки. Особливо небезпечне потрапляння його в очі.

При роботі з рідким аміаком необхідно використовувати індивідуальні засоби захисту: фільтруючий промисловий протигаз марок КД і М, захисний костюм або фартух. Для нейтралізації аміаку використовується вода, дані про розчинність аміаку у воді приведені в таблиці

Продовження додатка Б

Недисоційований аміак малоактивний по відношенню до багатьох конструкційних металевих матеріалів, однак за певних умов активність аміаку різко зростає. Такими умовами можуть бути каталітичні властивості поверхонь конструкційних матеріалів, що викликають дисоціацію аміаку на атомарні азот і водень. Навіть дуже мала ступінь такої дисоціації може досить сильно вплинути на конструкційні матеріали, оскільки атомарні азот і водень, адсорбуючись на металевих поверхнях, можуть викликати докорінні зміни в фізико-хімічні властивості цього металу. З ростом температури металевих поверхонь зростає інтенсивність каталітичного впливу поверхонь на аміак, внаслідок чого стійкість конструкційних матеріалів різко знижується. Тому питання стійкості конструкційних матеріалів повинні розглядатися з урахуванням температурних інтервалів.

У БРУ всі елементи гідравлічних трактів знаходяться під впливом аміаку при температурах від мінус 50 °С до плюс 50 °С за винятком парогенератора, електроклапанів і двигунів. Елементи парогенератора і електроклапанів знаходяться під впливом аміаку при температурах від мінус 50 до плюс 70 °С, а елементи двигунів в залежності від місця їх розташування по відношенню до нагрівача можуть перебувати під впливом аміаку в діапазоні температур від 0 до 1600 °С. Можна вважати, що вся конструкція БРУ за винятком двигуна знаходиться під впливом аміаку при низьких температурах, при яких каталітична дія поверхонь на аміак невелика.

Вуглецеві сталі, а також різні марки корозійностійких сплавів, є стійкими до аміаку при низьких температурах.

Взаємодія рідкого аміаку з алюмінієвими конструкційними матеріалами супроводжується незначною загальною рівномірної корозією. Поряд з цим практично всі алюмінієві сплави схильні до точкової корозії, як в рідкій, так і паровій фазі аміаку, причому в паровій фазі в порівняно меншому ступені. Інтенсивність ураження алюмінієвого сплаву залежить від

Продовження додатка Б

вмісту води в аміаку. Корозійного розтріскування алюмінієвих сплавів при контакті з аміаком не відбувається.

Мідь і мідні сплави абсолютно непридатні для використання в контакті з аміаком навіть при низьких температурах, оскільки інтенсивна кородують, особливо при наявності навіть малих концентрацій води.

Поверхні елементів, виконаних з корозійностійких сталей (трубопроводи, клапани, датчики тиску, вставки парогенератора, дросельні шайби і т.д.) практично не схильні до корозії при низьких температурах.

Більш ретельний підхід повинен бути виявлений при розгляді стійкості елементів, що входять до складу двигуна, оскільки вплив аміаку і продуктів його дисоціації при високих температурах виявляється досить сильним навіть для дуже стійких матеріалів.

Як показують дослідження, інтенсивне азотування вуглецевої і низьколегованої сталі може призводити до руйнування матеріалу вже при температурах, що не перевищують 430 ° С.

При більш високих температурах (500 ÷ 700) °С в середовищі газоподібного аміаку не є стійкими навіть корозійностійкі сталі, основу яких складає залізо. Так корозостійка сталь X18H10T при температурі 500 ° С і інтенсивному русі газоподібного аміаку може кородувати зі швидкістю кілька десятків мм / рік.

Сплави на нікелевій основі є більш стійкими до дії нагрітої аміачної середовища. Швидкість корозії їх при температурі 500 ° С становить частки міліметрів на рік, що на 2-3 порядки менше, ніж у корозійностійких сталей на залізній основі. Використання чистого нікелю не рекомендується, оскільки в ньому відбувається розтріскування під впливом аміаку вже при температурі 400 ° С.

Рекомендуються для використання наступні конструкційні матеріали:

до 300 °С - корозійностійкі сталі типу X18H10T;

до 600 °С - сплави типу XH78T на нікелевої основі.

Продовження додатка Б

Титан може бути використаний до температури 450 ° С.

Більш стійкими в порівнянні з перерахованими є жаростійкі сталі на нікелевої основі. Так, в інтервалі температур 700 ÷ 1200 °С можуть використовуватися для роботи в середовищі аміаку і продуктах його розкладання такі сплави, як EI-698 (XH73МБТЮ), ЕП-652 (XH70Ю), EI-437Б (XH77ТЮР), EI-868 (XM60БТ), ЕП-220, ЕП-199.

Важливим заходом із точки зору впливу аміаку є також електромагнітний клапан і, зокрема, входить до його складу ущільнювальний елемент. Для підтвердження працездатності клапана, що містить гуму марки 51-6001 ТУ 38005924-84, в умовах тривалого перебування в складі БДУ, були проведені спеціальні випробування в ННЕМ. За результатами проведених випробувань дається гарантія працездатності деталей клапана протягом 12 років, в тому числі 10 років в складальній одиниці в температурному інтервалі від мінус 10 °С до плюс 15 °С в атмосфері рідкого або газоподібного аміаку при тисках від $2,94 \cdot 10^5$ Па до $23 \cdot 10^5$ Па.

У вузлах БРУ рекомендується використовувати найбільш стійкі до впливу рідкого і газоподібного аміаку гуми наступних марок:

51-1677, 51-1481, ІРП-1185, ІРП-1375, 51-6001, ІРП-1118.

В якості матеріалу прокладки-ущільнювача матеріалу в контакт з аміаком при температурах від мінус 50 до плюс 50 °С рекомендується використовувати фторопласт-4.

Для роботи при тривалому контакт з газоподібним і рідким аміаком при температурах до плюс 50°С можуть використовуватися мастила ЦИАТИМ-205 ГОСТ 8551-74, ЦИАТИМ-221 ГОСТ 9433-80, ВНДІ НП-279 ГОСТ 4296-78, ВНДІ НП-282 ТУ 38.101274- 78, СК-2-06 ТУ 6-02-786-73. З наведеного переліку мастило СК-2-06 найменш газуючої.

Додаток В

Таблиця Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 150Вт.

Параметр	Похибка %	Значення					
		1 пуск	2 пуск	3 пуск	4 пуск	5 пуск	6 пуск
Тиск в вакуум-камерах на початку пуску, мм рт.ст.	30	$2,66 \cdot 10^{-2}$	$2,32 \cdot 10^{-2}$	$1,9 \cdot 10^{-2}$	$1,72 \cdot 10^{-2}$	$2,45 \cdot 10^{-3}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$
Тиск в вакуум-камерах в кінці пуску, мм рт.ст.	30	$1,84 \cdot 10^{-1}$	$1,81 \cdot 10^{-1}$	$2,4 \cdot 10^{-1}$	$2,25 \cdot 10^{-1}$	$1,96 \cdot 10^{-1}$	$1,8 \cdot 10^{-1}$
Діапазон тисків в стендовому ресивері під час роботи двигуна, кгс/см ²	3,25	от 1,88 до 1.64	от 1,85 до 1.62	от 1,81 до 1,69	от 1,86 до 1,67	от 1,80 до 1.65	от 1,81 до 1,66
Параметри нагріву бака (від 273К до 303К)							
- тривалість, с	-	16200	16175	16100	16250	16120	16100
- середня споживана потужність, Вт	1	30	30,2	30,1	30,3	30	29,9
Параметри нагріву парогенератора (від 273К до 333К)							
- тривалість, с	-	100	98	101	101	100	102
- середня споживана потужність, Вт	1	120	122	119	122	118	120
Параметри нагріву двигуна (від 273К до 1373К)							
- тривалість, с	-	300	295	304	302	300	298
- середня споживана потужність, Вт	1	150	153	148	150	151	151
Параметри при включенні двигуна в витратковому режимі:							
- тривалість, с	-	1140	1140	1140	1140	1140	1140
- середня споживана потужність, Вт	1	151	152	150	153	150	150
Середнє значення тяги за включення, мН	0,072	4,95	5.05	4,98	4.88	5,0	5,2
Середня витрата за включення, мг/с	3,25	27,53	27.8	28,06	28	27,71	27.76
Розрахункове значення питомої імпульсу за включення, м/с	-	1798	1817	1773	1741	1804	1873
Тривалість набору сталого значення тяги від моменту подачі команди на електроклапан ЕД1, с	-	0,91	0,89	0,90	0,92	0,91	0,90
Тривалість спаду сталого значення тяги від моменту відключення напруги на електроклапанів, с	-	0,42	0,39	0,40	0,40	0,38	0,41
Тривалість роботи парогенератора, с	-	1474	1658	1651	1790	1877	1636
Кількість включень нагрівача парогенератора	-	122	110	139	126	102	136

Продовження додатка В

Продовження таблиці Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 150Вт.

Параметр	Похибка %	Значення					
		7 пуск	8 пуск	9 пуск	10 пуск	11 пуск	12 пуск
Тиск в вакуум-камерах на початку пуску, мм рт.ст.	30	$2,91 \cdot 10^{-2}$	$2,25 \cdot 10^{-2}$	$1,7 \cdot 10^{-2}$	$2,09 \cdot 10^{-2}$	$2,05 \cdot 10^{-3}$	$2,74 \cdot 10^{-3}$
Тиск в вакуум-камерах в кінці пуску, мм рт.ст.	30	$1,91 \cdot 10^{-1}$	$1,82 \cdot 10^{-1}$	$1,34 \cdot 10^{-1}$	$1,76 \cdot 10^{-1}$	$1,83 \cdot 10^{-1}$	$2,4 \cdot 10^{-1}$
Діапазон тисків в стендовому ресивері під час роботи двигуна, кгс/см ²	3,25	от 2,02 до 1,87	от 1,92 до 1,76	от 1,82 до 1,67	от 1,81 до 1,68	от 1,82 до 1,68	от 1,82 до 1,69
Параметри нагріву бака (від 273К до 303К)							
- тривалість, с	-	16200	16110	16000	16250	16180	16110
- середня споживана потужність, Вт	1	30,2	30	30,1	29,8	30,3	29,9
Параметри нагріву парогенератора (від 273К до 333К)							
- тривалість, с	-	98	101	101	100	99	100
- середня споживана потужність, Вт	1	120	120	121	122	121	120
Параметри нагріву двигуна (від 273К до 1373К)							
- тривалість, с	-	302	298	299	303	301	302
- середня споживана потужність, Вт	1	150	151	152	149	150	152
Параметри при включенні двигуна в витратковому режимі:							
- тривалість, з	-	1140	1140	1140	1140	1140	1140
- середня споживана потужність, Вт	1	151	152	150	153	152	150
Середнє значення тяги за включення, мН	0,072	4,9	4,85	4,8	4,95	4,8	5,00
Середня витрата за включення, мг/с	3,25	27,62	27,04	28,05	28,38	28,06	26,03
Розрахункове значення питомої імпульсу за включення, м/с	-	1774	1794	1711	1744	1711	1901
Тривалість набору сталого значення тяги від моменту подачі команди на електроклапан ЕД1, с	-	0,92	0,90	0,91	0,90	0,89	0,90
Тривалість спаду до сталого значення тяги від моменту відключення напруги на електроклапанів, с	-	0,41	0,42	0,39	0,40	0,40	0,41
Тривалість роботи парогенератора, с	-	2027	1734	1691	1704	1857	1817
Кількість включень нагрівача парогенератора	-	146	119	111	89	101	113

Продовження додатка В

Продовження таблиці Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 150Вт.

Параметр	Похибка %	Значення					
		13 пуск	14 пуск	15 пуск	16 пуск	17 пуск	18 пуск
Тиск в вакуум-камерах на початку пуску, мм рт.ст.	30	$2,88 \cdot 10^{-2}$	$2,15 \cdot 10^{-2}$	$1,79 \cdot 10^{-2}$	$1,85 \cdot 10^{-2}$	$2,44 \cdot 10^{-3}$	$1,98 \cdot 10^{-3}$
Тиск в вакуум-камерах в кінці пуску, мм рт.ст.	30	$1,93 \cdot 10^{-1}$	$1,87 \cdot 10^{-1}$	$2,01 \cdot 10^{-1}$	$2,3 \cdot 10^{-1}$	$1,95 \cdot 10^{-1}$	$1,53 \cdot 10^{-1}$
Діапазон тисків в стендовому ресивері під час роботи двигуна, кгс/см ²	3,25	от 2,12 до 1,88	от 1,96 до 1,78	от 1,84 до 1,71	от 1,85 до 1,66	от 1,86 до 1,69	от 1,89 до 1,64
Параметри нагріву бака (від 273К до 303К)							
- тривалість, с	-	16130	16090	16310	16200	16190	16380
- середня споживана потужність, Вт	1	30	30,3	29,8	29,9	30,1	29,6
Параметри нагріву парогенератора (від 273К до 333К)							
- тривалість, с	-	100	101	99	100	98	102
- середня споживана потужність, Вт	1	119	121	120	122	120	120
Параметри нагріву двигуна (від 273К до 1373К)							
- тривалість, с	-	297	300	304	301	298	300
- середня споживана потужність, Вт	1	151	151	150	148	152	150
Параметри при включенні двигуна в витратковому режимі:							
- тривалість, з	-	1140	1140	1140	1140	1140	1140
- середня споживана потужність, Вт	1	152	153	150	151	150	151
Середнє значення тяги за включення, мН	0,072	4,89	4,94	5,00	5,23	5,00	4,85
Середня витрата за включення, мг/с	3,25	28	28	28	27,7	27,7	28,5
Розрахункове значення питомої імпульсу за включення, м/с	-	1747	1766	1784	1887	1803	1702
Тривалість набору сталого значення тяги від моменту подачі команди на електроклапан ЕД1, с	-	0,80	0,89	0,91	0,90	0,92	0,90
Тривалість спаду до сталого значення тяги від моменту відключення напруги на електроклапанів, с	-	0,42	0,41	0,39	0,39	0,40	0,41
Тривалість роботи парогенератора, с	-	1557	1782	1662	1780	1728	1718
Кількість включень нагрівача парогенератора	-	133	143	90	109	178	175

Продовження додатка В

Продовження таблиці Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 150Вт.

Параметр	Похибка %	Значення					
		19 пуск	20 пуск	21 пуск	22 пуск	23 пуск	24 пуск
Тиск в вакуум-камерах на початку пуску, мм рт.ст.	30	$2,9 \cdot 10^{-2}$	$2,05 \cdot 10^{-2}$	$1,7 \cdot 10^{-2}$	$1,79 \cdot 10^{-2}$	$2,04 \cdot 10^{-3}$	$1,74 \cdot 10^{-3}$
Тиск в вакуум-камерах в кінці пуску, мм рт.ст.	30	$1,9 \cdot 10^{-1}$	$1,8 \cdot 10^{-1}$	$2,1 \cdot 10^{-1}$	$2,2 \cdot 10^{-1}$	$1,9 \cdot 10^{-1}$	$1,88 \cdot 10^{-1}$
Діапазон тисків в стендовому ресивері під час роботи двигуна, кгс/см ²	3,25	от 2,02 до 1,87	от 1,92 до 1,76	от 1,82 до 1,67	от 1,81 до 1,68	от 1,82 до 1,68	от 1,82 до 1,69
Параметри нагріву бака (від 273К до 303К)							
- тривалість, с	-	16300	16250	16400	16115	16120	16220
- середня споживана потужність, Вт	1	30,2	30	29,7	30	30,2	30
Параметри нагріву парогенератора (від 273К до 333К)							
- тривалість, с	-	100	98	99	100	100	102
- середня споживана потужність, Вт	1	122	120	121	120	121	120
Параметри нагріву двигуна (від 273К до 1373К)							
- тривалість, с	-	305	300	300	297	298	305
- середня споживана потужність, Вт	1	148	152	150	151	153	150
Параметри при включенні двигуна в видатковому режимі:							
- тривалість, с	-	1140	1140	1140	1140	1140	1140
- середня споживана потужність, Вт	1	153	150	151	150	150	150
Середнє значення тяги за включення, мН	0,072	5,4	5,05	4,75	4,75	4,83	4,73
Середня витрата за включення, мг/с	3,25	30,99	30,32	28,62	26,22	28,03	26,67
Розрахункове значення питомої імпульсу за включення, м/с	-	1742	1665	1659	1811	1723	1775
Тривалість набору сталого значення тяги від моменту подачі команди на електроклапан ЕД1, с	-	0,91	0,90	0,90	0,92	0,91	0,90
Тривалість спаду до сталого значення тяги від моменту відключення напруги на електроклапанів, с	-	0,42	0,40	0,40	0,42	0,43	0,39
Тривалість роботи парогенератора, с	-	1691	1701	1857	1653	1557	1817
Кількість включень нагрівача парогенератора	-	111	104	101	150	163	113

Продовження додатка В

Продовження таблиці Результати випробування двигуна для перевірки витратно-тягових характеристик 200Вт.

Параметр	Похибка %	Значення					
		1 пуск	2 пуск	3 пуск	4 пуск	5 пуск	6 пуск
Тиск в вакуум-камерах на початку пуску, мм рт.ст.	30	$1,95 \cdot 10^{-2}$	$1,95 \cdot 10^{-2}$	$1,95 \cdot 10^{-2}$	$1,95 \cdot 10^{-2}$	$1,95 \cdot 10^{-2}$	$1,95 \cdot 10^{-2}$
Тиск в вакуум-камерах в кінці пуску, мм рт.ст.	30	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$
Діапазон тисків в стендовому ресивері під час роботи двигуна, кгс/см ²	3,25	от 1,85 до 1.66	от 1,88 до 1.69	от 1,87 до 1.68	от 1,86 до 1.69	от 1,85 до 1.68	от 1,87 до 1.67
Параметри нагріву бака (від 273К до 303К)							
- тривалість, с	-	16280	16340	16160	16200	16130	16080
- середня споживана потужність, Вт	5	30,1	29,8	29,9	30,4	30	30,2
Параметри нагріву парогенератора (від 273К до 333К)							
- тривалість, с	-	100	100	101	102	99	101
- середня споживана потужність, Вт	1	121	120	120	121	119	120
Параметри нагріву двигуна (від 273К до 1373К)							
- тривалість, с	-	215	220	222	221	220	223
- середня споживана потужність, Вт	1	205	200	201	197	198	201
Параметри при включенні двигуна в витратковому режимі:							
- тривалість, с	-	1140	1140	1140	1140	1140	1140
- середня споживана потужність, Вт	1	200	200	203	202	200	203
Середнє значення тяги за включення, мН	0,072	4,95	5,05	5,02	4,98	4,95	5,0
Середня витрата за включення, мг/с	3,25	19,35	19,37	19,36	19,33	19,35	19,35
Розрахункове значення питомої імпульсу за включення, м/с	-	2558	2607	2593	2593	2576	2584
Тривалість набору сталого значення тяги від моменту подачі команди на електроклапан ЕД1, с	-	0,72	0,71	0,69	0,72	0,70	0,70
Тривалість спаду до сталого значення тяги від моменту відключення напруги на електроклапанів, с	-	0,41	0,39	0,40	0,40	0,41	0,40
Тривалість роботи парогенератора, с	-	1100	1305	1320	1290	1200	1405
Кількість включень нагрівача парогенератора	-	105	120	110	100	118	117

Технічна специфікація елементів засобів експериментальних досліджень

Тензометричний датчик BCL-300GM:

Specifications						
OIML standard						
OIML accuracy class	C3					
Maximum scale interval	3,000					
Model No. (Capacity)	300GM	600GM	1.2K	1.5K	3K	4.5K
Rated capacity	300 g	600 g	1.2 kg	1.5 kg	3 kg	4.5 kg
Minimum detected scale (Vmin)	0.05 g	0.1 g	0.2 g	0.25 g	0.5 g	0.75 g
Safe overload	200 % R.C.					
Ultimate overload	300 % R.C.					
Rated output	0.9 mV/V $\pm$ 0.1 mV/V					
Non-linearity	0.015 % R.O.					
Hysteresis	0.015 % R.O.					
Repeatability	0.010 % R.O.					
Creep	0.016 % R.O./30 min					
Creep recovery	0.016 % R.O./30 min					
Excitation, recommended	$\leq$ 10 V					
Excitation, maximum	15 V					
Zero balance	$\pm$ 0.04 mV/V					
Input resistance	400 Ω ~ 450 Ω					
Output resistance	345 Ω ~ 355 Ω					
Insulation resistance	$\geq$ 2,000 M Ω or more(DC 50 V)					
Temp. range, compensated	-10 $^{\circ}$ C ~ 40 $^{\circ}$ C					
Temp. range, safe	-10 $^{\circ}$ C ~ 40 $^{\circ}$ C					
Temp. effect on zero	0.014 % R.O./10 $^{\circ}$ C					
Temp. effect on output	0.012 % LOAD/10 $^{\circ}$ C					
Cable	$\varnothing$ 3.2, 4-cores shielded 40 cm cable directly attached and cable ends is separated.					
Class of protection	IP40 or equivalent					
Material of element	Aluminium alloy					
Durability	1,000,000 times with rated load applied					
Effect of eccentric load	• BCL-300GM, 600GM – Size of loading plate is 200 mm x 200 mm at maximum. – The center of the loading plate and the center of the load cell should be the same position. – Error is within 0.02 % R.O. applied with 1/2 of rated capacity at the position of 50 mm of eccentricity. • BCL-1.2K, 1.5K, 3K, 4.5K – Size of loading plate is 300 mm x 300 mm at maximum. – The center of the loading plate and the center of the load cell should be the same position. – Error is within 0.02 % R.O. applied with 1/2 of rated capacity at the position of 75 mm of eccentricity.					

Table of P/N				
Parts No.	Rated capacity	Natural frequency	Rated displacement	Weight
BCL-300GM-C3	300 g	80 Hz	0.25 mm	Approx. 70 g
BCL-600GM-C3	600 g	100 Hz		
BCL-1.2K-C3	1.2 kg	200 Hz		
BCL-1.5K-C3	1.5 kg	210 Hz		
BCL-3K-C3	3 kg	400 Hz		
BCL-4.5K-C3	4.5 kg	450 Hz		

Сигма-дельта АЦП AD 7705BRZ-REEL

Specifications

Product Attribute	Attribute Value	Search Similar
Manufacturer:	Analog Devices Inc.	☐
Product Category:	Analog to Digital Converters - ADC	☒
RoHS:	 Details	
Series:	AD7705	☐
Mounting Style:	SMD/SMT	☐
Package/Case:	SOIC-16	☐
Resolution:	16 bit	☐
Number of Channels:	2 Channel	☐
Interface Type:	3-Wire, SPI	☐
Sampling Rate:	500 S/s	☐
Input Type:	Differential	☐
Architecture:	Sigma-Delta	☐
SNR - Signal to Noise Ratio:	116 dB	☐
Minimum Operating Temperature:	- 40 C	☐
Maximum Operating Temperature:	+ 85 C	☐
Packaging:	Cut Tape	☐
Packaging:	MouseReel	☐
Packaging:	Reel	☐
Height:	2.35 mm	
Input Voltage:	1.225 V/2.5 V, +/- 1.225 V/+/- 2.5 V	
Length:	10.5 mm	
Number of Converters:	1 Converter	
Width:	7.6 mm	
Brand:	Analog Devices	
Reference Type:	External	
Development Kit:	EVAL-AD7705EBZ	
Gain Error:	+/- 0.003 %FSR	
INL - Integral Nonlinearity:	+/- 0.003 % FSR	
Number of ADC Inputs:	2 Input	
Operating Supply Voltage:	5 V	
Pd - Power Dissipation:	6.5 mW	
Product Type:	ADCs - Analog to Digital Converters	
Sample and Hold:	No	
Factory Pack Quantity:	1000	

Прецизійний датчик тиску mpx-4250:

Table 1. Maximum Ratings⁽¹⁾

Rating	Symbol	Value	Unit
Maximum Pressure (P1 > P2)	P _{MAX}	1000	kPa
Storage Temperature	T _{STG}	-40 to +125	°C
Operating Temperature	T _A	-40 to +125	°C

1. Exposure beyond the specified limits may cause permanent damage or degradation to the device.

Table 2. Operating Characteristics (V_S = 5.1 Vdc, T_A = 25°C unless otherwise noted, P1 > P2. Decoupling circuit shown in Figure 3 required to meet electrical specifications.)

Characteristic	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
Pressure Range ⁽¹⁾	P _{OP}	0	—	250	kPa
Supply Voltage ⁽²⁾	V _S	4.85	5.1	5.35	Vdc
Supply Current	I _o	—	7.0	10	mAdc
Minimum Pressure Offset @ V _S = 5.1 Volts ⁽³⁾	V _{off}	0.139	0.204	0.269	Vdc
Full Scale Output @ V _S = 5.1 Volts ⁽⁴⁾	V _{FSS}	4.844	4.909	4.974	Vdc
Full Scale Span @ V _S = 5.1 Volts ⁽⁵⁾	V _{FSS}	—	4.705	—	Vdc
Accuracy ⁽⁶⁾	—	—	—	±1.4	%V _{FSS}
Sensitivity	ΔV/ΔP	—	18.8	—	mV/kPa
Response Time ⁽⁷⁾	t _R	—	1.0	—	ms
Output Source Current at Full Scale Output	I _{o+}	—	0.1	—	mAdc
Warm-Up Time ⁽⁸⁾	—	—	20	—	ms
Offset Stability ⁽⁹⁾	—	—	±0.5	—	%V _{FSS}

Датчик температури TMP-36:

Діапазон напруги живлення від 2.7 до 5.5 В

Відкалібровані в градусах Цельсія

Коефіцієнт перетворення 10 мВ / С (20 мВ / С у TMP37)

Типова точність вимірювання температури ± 2С

Типова лінійність характеристики перетворення ± 0.5С

Висока місткість здатність навантаження

Параметри определнного для діапазону від -40С до + 125С, максимальна робоча температура + 150С

Струм спокою менше 50 мкА

Споживання в режимі очікування менше 0.5 мкА

низький саморозігрів

АЦП AD7680BRMZ:

SPECIFICATIONS¹**Table 2.** $V_{DD} = 4.5\text{ V to }5.5\text{ V}$, $f_{SCLK} = 2.5\text{ MHz}$, $f_{SAMPLE} = 100\text{ kSPS}$, unless otherwise noted; $T_A = T_{MIN}$ to T_{MAX} , unless otherwise noted

Parameter	A, B Versions ¹	Unit	Test Conditions/Comments
DYNAMIC PERFORMANCE			$f_{IN} = 10\text{ kHz sine wave}$
Signal-to-Noise + Distortion (SINAD) ²	83	dB min	
	85	dB typ	
Signal-to-Noise Ratio (SNR) ²	84	dB min	
	86	dB typ	
Total Harmonic Distortion (THD) ²	−97	dB typ	
Peak Harmonic or Spurious Noise (SFDR) ²	−95	dB typ	
Intermodulation Distortion (IMD) ²			
Second-Order Terms	−94	dB typ	
Third-Order Terms	−100	dB typ	
Aperture Delay	20	ns max	
Aperture Jitter	30	ps typ	
Full Power Bandwidth	8	MHz typ	@ −3 dB
	2.2	MHz typ	@ −0.1 dB
DC ACCURACY			
No Missing Codes	15	Bits typ	
Integral Nonlinearity ²	±4	LSB typ	
Offset Error ²	±1.68	mV max	
Gain Error ²	±0.038	% FS max	
ANALOG INPUT			
Input Voltage Ranges	0 to V_{DD}	V	
DC Leakage Current	±0.3	μA max	
Input Capacitance	30	pF typ	
LOGIC INPUTS			
Input High Voltage, V_{INH}	2.8	V min	
Input Low Voltage, V_{INL}	0.4	V max	
Input Current, I_{IN}	±0.3	μA max	Typically 10 nA, $V_{IN} = 0\text{ V or }V_{DD}$
Input Capacitance, C_{IN} ^{2, 3}	10	pF max	
LOGIC OUTPUTS			
Output High Voltage, V_{OH}	$V_{DD} - 0.2$	V min	$I_{SOURCE} = 200\text{ μA}$
Output Low Voltage, V_{OL}	0.4	V max	$I_{SINK} = 200\text{ μA}$
Floating-State Leakage Current	±0.3	μA max	
Floating-State Output Capacitance ^{2, 3}	10	pF max	
Output Coding	Straight (Natural) Binary		
CONVERSION RATE			
Conversion Time	8	μs max	20 SCLK cycles with SCLK at 2.5 MHz
	9.6	μs max	24 SCLK cycles with SCLK at 2.5 MHz
Track-and-Hold Acquisition Time	1.5	μs max	
	400	ns max	Sine wave input ≤ 10 kHz
Throughput Rate	100	kSPS	See the Serial Interface section
POWER REQUIREMENTS			
V_{DD}	4.5/5.5	V min/V max	
I_{DD}			Digital I/P _S = 0 V or V_{DD}
Normal Mode (Static)	5.2	mA max	SCLK on or off. $V_{DD} = 5.5\text{ V}$
Normal Mode (Operational)	4.8	mA max	$f_{SAMPLE} = 100\text{ kSPS}$. $V_{DD} = 5.5\text{ V}$; 3.3 mA typ
Full Power-Down Mode	0.5	μA max	SCLK on or off. $V_{DD} = 5.5\text{ V}$
Power Dissipation ⁴			$V_{DD} = 5.5\text{ V}$
Normal Mode (Operational)	26.4	mW max	$f_{SAMPLE} = 100\text{ kSPS}$
Full Power-Down	2.75	μW max	

Продовження додатка Г

Parameter	A Version ¹	B Version ¹	Unit	Test Conditions/Comments
DYNAMIC PERFORMANCE				
Signal-to-Noise + Distortion (SINAD) ²	83	83	dB min	f _{IN} = 10 kHz sine wave V _{DD} = 4.096 V
	82	82	dB min	V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
	86	86	dB typ	
Signal-to-Noise Ratio (SNR) ²	84	84	dB min	V _{DD} = 4.096 V
	83	83	dB min	V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
	86	86	dB typ	
Total Harmonic Distortion (THD) ²	−98	−98	dB typ	
Peak Harmonic or Spurious Noise (SFDR) ²	−95	−99	dB typ	
Intermodulation Distortion (IMD) ²				
Second-Order Terms	−94	−94	dB typ	
Third-Order Terms	−100	−100	dB typ	
Aperture Delay	20	10	ns max	
Aperture Jitter	30	30	ps typ	
Full Power Bandwidth	7	7	MHz typ	@ −3 dB; V _{DD} = 4.096 V
	5	5	MHz typ	@ −3 dB; V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
	2	2	MHz typ	@ −0.1 dB; V _{DD} = 4.096 V
	1.6	1.6	MHz typ	@ −0.1 dB; V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
DC ACCURACY				
No Missing Codes	14	15	Bits min	
Integral Nonlinearity ²	±3.5	±3.5	LSB max	V _{DD} = 4.096 V
	±3	±3	LSB max	V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
Offset Error ²	±1.25	±1.25	mV max	V _{DD} = 4.096 V
	±1.098	±1.098	mV max	V _{DD} = 2.5 V to 3.6 V
Gain Error ²	±0.038	±0.038	% FS max	
ANALOG INPUT				
Input Voltage Ranges	0 to V _{DD}	0 to V _{DD}	V	
DC Leakage Current	±0.3	±0.3	μA max	
Input Capacitance	30	30	pF typ	
LOGIC INPUTS				
Input High Voltage, V _{INH}	2.4	2.4	V min	
Input Low Voltage, V _{INL}	0.4	0.4	V max	
Input Current, I _{IN}	±0.3	±0.3	μA max	Typically 10 nA, V _{IN} = 0 V or V _{DD}
Input Capacitance, C _{IN} ^{2,3}	10	10	pF max	
LOGIC OUTPUTS				
Output High Voltage, V _{OH}	V _{DD} − 0.2	V _{DD} − 0.2	V min	I _{SOURCE} = 200 μA I _{SINK} = 200 μA
Output Low Voltage, V _{OL}	0.4	0.4	V max	
Floating-State Leakage Current	±0.3	±0.3	μA max	
Floating-State Output Capacitance ^{2,3}	10	10	pF max	
Output Coding	Straight (Natural) Binary			
CONVERSION RATE				
Conversion Time	8	8	μs max	20 SCLK cycles with SCLK at 2.5 MHz
	9.6	9.6	μs max	24 SCLK cycles with SCLK at 2.5 MHz
Track-and-Hold Acquisition Time	1.5	1.5	μs max	Full-scale step input
	400	400	ns max	Sine wave input ≤ 10 kHz
Throughput Rate	100	100	kSPS	See the Serial Interface section

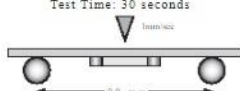
Продовження додатка Г

Резистори С5-25В, резистори С5-5В:

Номинальна потужність розсіювання, Вт	Номинальний опір	Допустиме відхилення від номіналу, %	Ряд
0,25	1 Ом...5,6 кОм	$\pm 0,1, \pm 0,2, \pm 0,5, \pm 1, \pm 2, \pm 5$	E24
0,5	2 Ом...10 кОм	$\pm 0,1, \pm 0,2, \pm 0,5, \pm 1, \pm 2, \pm 5$	E24
1	11 Ом...30 кОм	$\pm 0,1, \pm 0,2, \pm 0,5, \pm 1, \pm 2, \pm 5$	E24
Параметр		Значення	
Температура навколишнього середовища, °C		-60...+70 (при номінальному навантаженні) -60...+125 (при зниженні навантаження до 0,1 P _н)	
Відносна вологість повітря, %		до 98 при температурі +35 °C	
Напрацювання на відмову, ч		20000	
Термін зберігання, років		20	
Опір ізоляції резисторів в нормальних кліматичних умовах не менше, Ом		1·10 ⁶	

Конденсатор SMD 2220 1 мкФ (u) 50В (V) (X7R):

Specifications and Test Methods

Parameter/Test		X7R Specification Limits	Measuring Conditions	
Operating Temperature Range		-55°C to +125°C	Temperature Cycle Chamber	
Capacitance		Within specified tolerance	Freq.: 1.0 kHz = 10% Voltage: 1.0Vrms = .2V	
Dissipation Factor		$\leq 2.5\%$ for $\geq 50V$ DC rating $\leq 3.0\%$ for 25V DC rating $\leq 3.5\%$ for 25V and 16V DC rating $\leq 5.0\%$ for $\leq 10V$ DC rating		
Insulation Resistance		100,000M Ω or 1000M Ω - μF , whichever is less	Charge device with rated voltage for 120 = 5 secs @ room temp/humidity	
Dielectric Strength		No breakdown or visual defects	Charge device with 300% of rated voltage for 1-5 seconds, w/charge and discharge current limited to 50 mA (max) Note: Charge device with 150% of rated voltage for 500V devices.	
Resistance to Flexure Stresses	Appearance	No defects	Deflection: 2mm Test Time: 30 seconds 	
	Capacitance Variation	$\leq \pm 12\%$		
	Dissipation Factor	Meets Initial Values (As Above)		
	Insulation Resistance	$\geq$ Initial Value $\times 0.3$		
	Resistance	$\geq 95\%$ of each terminal should be covered with fresh solder		
Solderability		$\geq 95\%$ of each terminal should be covered with fresh solder	Dip device in eutectic solder at 230 = 5°C for 2.0 = 0.5 seconds	
Resistance to Solder Heat	Appearance	No defects, <25% leaching of either end terminal	Dip device in eutectic solder at 260°C for 60 seconds. Store at room temperature for 24 = 2 hours before measuring electrical properties.	
	Capacitance Variation	$\leq \pm 7.5\%$		
	Dissipation Factor	Meets Initial Values (As Above)		
	Insulation Resistance	Meets Initial Values (As Above)		
	Dielectric Strength	Meets Initial Values (As Above)		
Thermal Shock	Appearance	No visual defects	Step 1: -55°C = 2°	30 = 3 minutes
	Capacitance Variation	$\leq \pm 7.5\%$	Step 2: Room Temp	≤ 3 minutes
	Dissipation Factor	Meets Initial Values (As Above)	Step 3: +125°C = 2°	30 = 3 minutes
	Insulation Resistance	Meets Initial Values (As Above)	Step 4: Room Temp	≤ 3 minutes
	Dielectric Strength	Meets Initial Values (As Above)	Repeat for 5 cycles and measure after 24 = 2 hours at room temperature	
Load Life	Appearance	No visual defects	Charge device with 1.5 rated voltage ($\leq 10V$) in test chamber set at 125°C = 2°C for 1000 hours (+48, -0) Remove from test chamber and stabilize at room temperature for 24 = 2 hours before measuring.	
	Capacitance Variation	$\leq \pm 12.5\%$		
	Dissipation Factor	$\leq$ Initial Value $\times 2.0$ (See Above)		
	Insulation Resistance	$\geq$ Initial Value $\times 0.3$ (See Above)		
	Dielectric Strength	Meets Initial Values (As Above)		
Load Humidity	Appearance	No visual defects	Store in a test chamber set at 85°C = 2°C/ 85% = 5% relative humidity for 1000 hours (+48, -0) with rated voltage applied. Remove from chamber and stabilize at room temperature and humidity for 24 = 2 hours before measuring.	
	Capacitance Variation	$\leq \pm 12.5\%$		
	Dissipation Factor	$\leq$ Initial Value $\times 2.0$ (See Above)		
	Insulation Resistance	$\geq$ Initial Value $\times 0.3$ (See Above)		
	Dielectric Strength	Meets Initial Values (As Above)		

Електричний шунт FL-2 100A 75мВ

Модель: FL-2

Номинальне падіння напруги на шунт: 75 мВ

Максимальний струм: 100 А

Похибка шунта: 0.5%

Матеріал провідника: манганин

Діапазон робочих температур: від -40 до +60 ° C

Розміри: 105 x 23 x 24 мм

Вага: 145 г

Операційний підсилювач MCP607:

**ELECTRICAL
CHARACTERISTICS****Absolute Maximum Ratings †**

$V_{DD} - V_{SS}$	7.0V
Current at Input Pins	±2 mA
Analog Inputs (V_{IN+} , V_{IN-}) ††	$V_{SS} - 1.0V$ to $V_{DD} + 1.0V$
All Other Inputs and Outputs	$V_{SS} - 0.3V$ to $V_{DD} + 0.3V$
Difference Input Voltage	$ V_{DD} - V_{SS} $
Output Short Circuit Current	Continuous
Current at Output and Supply Pins	±30 mA
Storage Temperature	-65° C to +150° C
Maximum Junction Temperature (T_J)	+150° C
ESD Protection On All Pins (HBM; MM)	≥ 3 kV; 200V

DC CHARACTERISTICS

Electrical Characteristics: Unless otherwise indicated, $V_{DD} = +2.5V$ to $+5.5V$, $V_{SS} = GND$, $T_A = +25^\circ C$, $V_{CM} = V_{DD}/2$, $V_{OUT} = V_{DD}/2$, $V_L = V_{DD}/2$, $R_L = 100\text{ k}\Omega$ to V_L , and CS is tied low (refer to Figure 1-2 and Figure 1-3).						
Parameters	Sym	Min	Typ	Max	Units	Conditions
Input Offset						
Input Offset Voltage	V_{OS}	-250	—	+250	μV	
Input Offset Drift with Temperature	$\Delta V_{OS}/\Delta T_A$	—	±1.8	—	$\mu V/^\circ C$	$T_A = -40^\circ C$ to $+85^\circ C$
Power Supply Rejection Ratio	PSRR	80	93	—	dB	
Input Bias Current and Impedance						
Input Bias Current	I_B	—	1	—	pA	
At Temperature	I_B	—	—	80	pA	$T_A = +85^\circ C$
Input Offset Bias Current	I_{OS}	—	1	—	pA	
Common Mode Input Impedance	Z_{CM}	—	$10^{13} 6$	—	ΩpF	
Differential Input Impedance	Z_{DIFF}	—	$10^{13} 6$	—	ΩpF	
Common Mode						
Common Mode Input Range	V_{CMR}	$V_{SS} - 0.3$		$V_{DD} - 1.1$	V	$CMRR \geq 75\text{ dB}$
Common Mode Rejection Ratio	CMRR	75	91	—	dB	$V_{DD} = 5V$, $V_{CM} = -0.3V$ to $3.9V$
Open-Loop Gain						
DC Open-Loop Gain (Large-signal)	A_{OL}	105	121	—	dB	$R_L = 25\text{ k}\Omega$ to V_L , $V_{OUT} = 50\text{ mV}$ to $V_{DD} - 50\text{ mV}$
DC Open-Loop Gain (Large-signal)	A_{OL}	100	118	—	dB	$R_L = 5\text{ k}\Omega$ to V_L , $V_{OUT} = 0.1V$ to $V_{DD} - 0.1V$
Output						
Maximum Output Voltage Swing	V_{OL}, V_{OH}	$V_{SS} + 15$	—	$V_{DD} - 20$	mV	$R_L = 25\text{ k}\Omega$ to V_L , 0.5V input overdrive
	V_{OL}, V_{OH}	$V_{SS} + 45$	—	$V_{DD} - 60$	mV	$R_L = 5\text{ k}\Omega$ to V_L , 0.5V input overdrive
Linear Output Voltage Range	V_{OUT}	$V_{SS} + 50$	—	$V_{DD} - 50$	mV	$R_L = 25\text{ k}\Omega$ to V_L , $A_{OL} \geq 105\text{ dB}$
	V_{OUT}	$V_{SS} + 100$	—	$V_{DD} - 100$	mV	$R_L = 5\text{ k}\Omega$ to V_L , $A_{OL} \geq 100\text{ dB}$
Output Short Circuit Current	I_{SC}	—	7	—	mA	$V_{DD} = 2.5V$
	I_{SC}	—	17	—	mA	$V_{DD} = 5.5V$
Power Supply						
Supply Voltage	V_{DD}	2.5	—	6.0	V	
Quiescent Current per Amplifier	I_Q	—	18.7	25	μA	$I_O = 0$

Перетворювач манометричний термопарний ПМТ-2М

1. Загальні відомості

Тип виробу: Перетворювач манометрический термопарний ПМТ-2М являє собою вакуумну лампу, корпус якого виконаний зі скла. У нижній частині знаходиться цоколь для підключення до вакуумметром за допомогою кабелю. Вакуум всередині закритої скляної колби $\sim 10^{-2}$ Па.

Перетворювач манометрический термопарний ПМТ-2М призначений для роботи в комплекті з вакуумметрами МЕРАДАТ-ВІТ12, МЕРАДАТ-ВІТ14, МЕРАДАТ-ВІТ16, МЕРАДАТ-ВІТ19, ВІТ-1А, ВІТ-2, ВТ-2А, ВТ-3 або іншими аналогічними їм пристроями в діапазоні тисків від 60 Па до 0,1 Па.

2. Основні технічні характеристики

Робочий діапазон тисків, Па	$60 \sim 10^{-1}$
Висота, мм	≤ 25
Диаметр корпуса, мм	0
Диаметр трубки перетворювача, мм	35 ± 1
Струм розжарення підігрівача перетворювача відповідний е.д.с. термопар	15.5 ± 0.5
рівний 10 мВ при тиску не більш 10^{-2} Па, мА	90~120
Відхилення індивідуальної градуювальної кривої від типової в	не більш 15
діапазоні тисків 1 ~ 50 Па	%.

3. Вказівки по експлуатації

До приєднання перетворювача до вакуумної системи, не розкриваючи його, включити в вимірювальну схему вакуумметра і визначити робочу величину струму розжарення підігрівача, при якому е.р.с. термопар дорівнює 10 мВ. Відрізати кінець трубки перетворювача і встановити його вертикально цоколем вгору. Бажано використовувати склоріз для вакуумних трубок і адаптер для щільного і герметичного з'єднання з об'єктом дослідження.

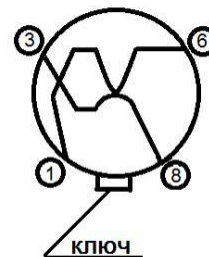
При вимірі тиску необхідно встановити робочу величину струму розжарення підігрівача, заміряти відповідне значення е.р.с. термопар і по таблиці визначити тиск (в вакуумметрах МЕРАДАТ-ВІТ тиск відображається на табло приладу).

При тривалій експлуатації перетворювача, особливо в умовах його забруднення (парами масла і т.д.), повинна проводитися своєчасне коректування робочого струму підігрівача. Для цього необхідно відкачати перетворювач до тиску нижче 10^{-2} і визначити струм розжарення, відповідний е.р.с. термопар 10 мВ

Продовження додатка Г

Схема з'єднання електродів з висновками

Позначення вводів	Найменування
1	Хромель (позитивний висновок термопари)
3	Підігрівач
6	Копель (негативний висновок термопари)
8	Педегревач



5. Таблиця відповідності е.р.с. термопари і величини тиску:

е.р.с. термопари, (мВ)	10.00	9.75	9.51	9.23	9.01	8.78	8.55	8.35	8.12
значення тиску, (Па)	≤10-2	0,13	0,27	0,4	0,53	0,67	0,8	0,93	1,07

е.р.с. термопари, (мВ)	7.72	6.05	4.95	4.14	3.45	2.96	2.55	2.25	1.90
значення тиску, (Па)	1.3	2.7	4.0	5.3	6.7	8.0	9.3	10.7	13.3

6. Комплект поставки

Найменування	Кількість	Примітка
Перетворювач манометрический термопарный ПМТ-2М	1	
Керівництво по експлуатації (паспорт) *	1	

* Кількість паспортів становить ~ 10% від кількості поставляються перетворювачів

Додаткові речі:

- Склоріз для скляних трубок *.

- Адаптер для підключення до обстежуваної системи *. * Поставляється за окремим договором

7. Гарантійні зобов'язання

Гарантійний термін зберігання в упаковці - 3 роки з дня виготовлення, гарантійна напрацювання 500 годин при дотриманні споживачем режимів і умов експлуатації, правил зберігання і транспортування для даного типу виробів.

Дата випуску вказана на упаковці.

Основні характеристики Arduino Leonardo:

Найменування	Характеристика
Мікроконтролер	ATmega32u4
Робоча напруга	5 В
Вхідна напруга (рекомендований)	7-12 В
Вхідна напруга (граничне)	6-20 В
Цифрові Входи / Виходи	20 (7 з яких можуть використовуватися як виходи ШІМ)
Аналогові канали	12
Постійний струм через вхід / вихід	40 мА
Постійний струм для виведення 3.3 В	50 мА
Флеш пам'ять	32 Кб (ATmega32u4) з яких 4 Кб використовуються для завантажувача
ОЗП	2 Кб (ATmega32u4)
EEPROM	1 Кб (ATmega32u4)
Тактова частота	16 МГц

Таблиця Значення F-критерію Фішера при рівні значущості $\alpha = 0,05$

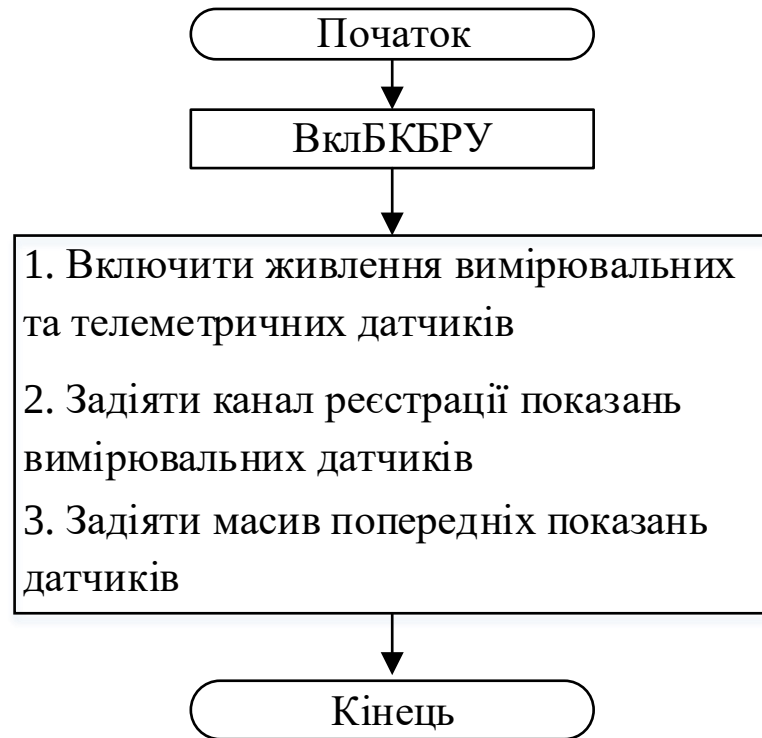
k_1/k_2	1	2	3	4	5	6	8	12	24	X
1	161,45	199,50	215,72	224,57	230,17	233,97	238,89	243,91	249,04	234,52
2	18,51	19,00	19,16	19,25	19,30	19,33	19,37	19,41	19,45	19,50
3	10,13	9,55	9,28	9,12	9,01	8,94	8,84	8,74	8,64	8,53
4	7,71	6,94	6,59	6,39	6,26	6,16	6,04	5,91	5,77	5,63
5	6,61	5,79	5,41	5,19	5,05	4,95	4,82	4,68	4,53	4,36
6	5,99	5,14	4,76	4,53	4,39	4,28	4,15	4,00	3,84	3,67
7	5,59	4,74	4,35	4,12	3,97	3,87	3,73	3,57	3,41	3,23
8	5,32	4,46	4,07	3,84	3,69	3,58	3,44	3,28	3,12	2,93
9	5,12	4,26	3,86	3,63	3,48	3,37	3,23	3,07	2,90	2,71
10	4,96	4,10	3,71	3,48	3,33	3,22	3,07	2,91	2,74	2,54
11	4,84	3,98	3,59	3,36	3,20	3,09	2,95	2,79	2,61	2,40
12	4,75	3,88	3,49	3,26	3,11	3,00	2,85	2,69	2,50	2,30
13	4,67	3,80	3,41	3,18	3,02	2,92	2,77	2,60	2,42	2,21
14	4,60	3,74	3,34	3,11	2,96	2,85	2,70	2,53	2,35	2,13
15	4,54	3,68	3,29	3,06	2,90	2,79	2,64	2,48	2,29	2,07
16	4,49	3,63	3,24	3,01	2,85	2,74	2,59	2,42	2,24	2,01
17	4,45	3,59	3,20	2,96	2,81	2,70	2,55	2,38	2,19	1,96
18	4,41	3,55	3,16	2,93	2,77	2,66	2,51	2,34	2,15	1,92
19	4,38	3,52	3,13	2,90	2,74	2,63	2,48	2,31	2,11	1,88
20	4,35	3,49	3,10	2,87	2,71	2,60	2,45	2,28	2,08	1,84
21	4,32	3,47	3,07	2,84	2,68	2,57	2,42	2,25	2,05	1,81
22	4,30	3,44	3,05	2,82	2,66	2,55	2,40	2,23	2,03	1,78
23	4,28	3,42	3,03	2,80	2,64	2,53	2,38	2,20	2,00	1,76
24	4,26	3,40	3,01	2,78	2,62	2,51	2,36	2,18	1,98	1,73
25	4,24	3,38	2,99	2,76	2,60	2,49	2,34	2,16	1,96	1,71
26	4,22	3,37	2,98	2,74	2,59	2,47	2,32	2,15	1,95	1,69
27	4,21	3,35	2,96	2,73	2,57	2,46	2,30	2,13	1,93	1,67
28	4,20	3,34	2,95	2,71	2,56	2,44	2,29	2,12	1,91	1,65
29	4,18	3,33	2,93	2,70	2,54	2,43	2,28	2,10	1,90	1,64
30	4,17	3,32	2,92	2,69	2,53	2,42	2,27	2,09	1,89	1,62
35	4,12	3,26	2,87	2,64	2,48	2,37	2,22	2,04	1,83	1,57
40	4,08	3,23	2,84	2,61	2,45	2,34	2,18	2,00	1,79	1,51
45	4,06	3,21	2,81	2,58	2,42	2,31	2,15	1,97	1,76	1,48
50	4,03	3,18	2,79	2,56	2,40	2,29	2,13	1,95	1,74	1,44
60	4,00	3,15	2,76	2,52	2,37	2,25	2,10	1,92	1,70	1,39
70	3,98	3,13	2,74	2,50	2,35	2,23	2,07	1,89	1,67	1,35
80	3,96	3,11	2,72	2,49	2,33	2,21	2,06	1,88	1,65	1,31
90	3,95	3,10	2,71	2,47	2,32	2,20	2,04	1,86	1,65	1,31
100	3,94	3,09	2,70	2,46	2,30	2,19	2,03	1,85	1,63	1,26

Продовження додатка Д

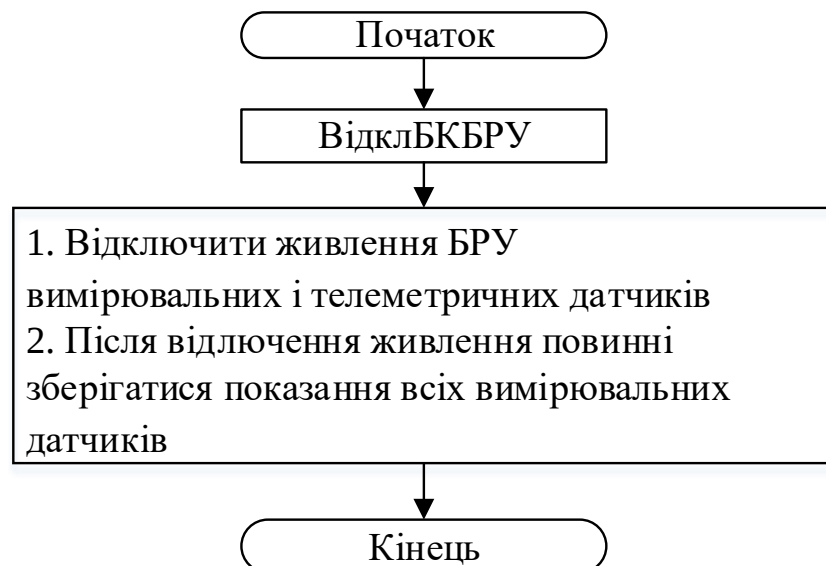
k_1/k_2	1	2	3	4	5	6	8	12	24	X
125	3,92	3,07	2,68	2,44	2,29	2,17	2,01	1,83	1,60	1,21
150	3,90	3,06	2,66	2,43	2,27	2,16	2,00	1,82	1,59	1,18
200	3,89	3,04	2,65	2,42	2,26	2,14	1,98	1,80	1,57	1,14
300	3,87	3,03	2,64	2,41	2,25	2,13	1,97	1,79	1,55	1,10
400	3,86	3,02	2,63	2,40	2,24	2,12	1,96	1,78	1,54	1,07
500	3,86	3,01	2,62	2,39	2,23	2,11	1,96	1,77	1,54	1,06
1000	3,85	3,00	2,61	2,38	2,22	2,10	1,95	1,76	1,53	1,03
X	3,84	2,99	2,60	2,37	2,21	2,09	1,94	1,75	1,52	1,00

Додаткові процедури роботи БРУ

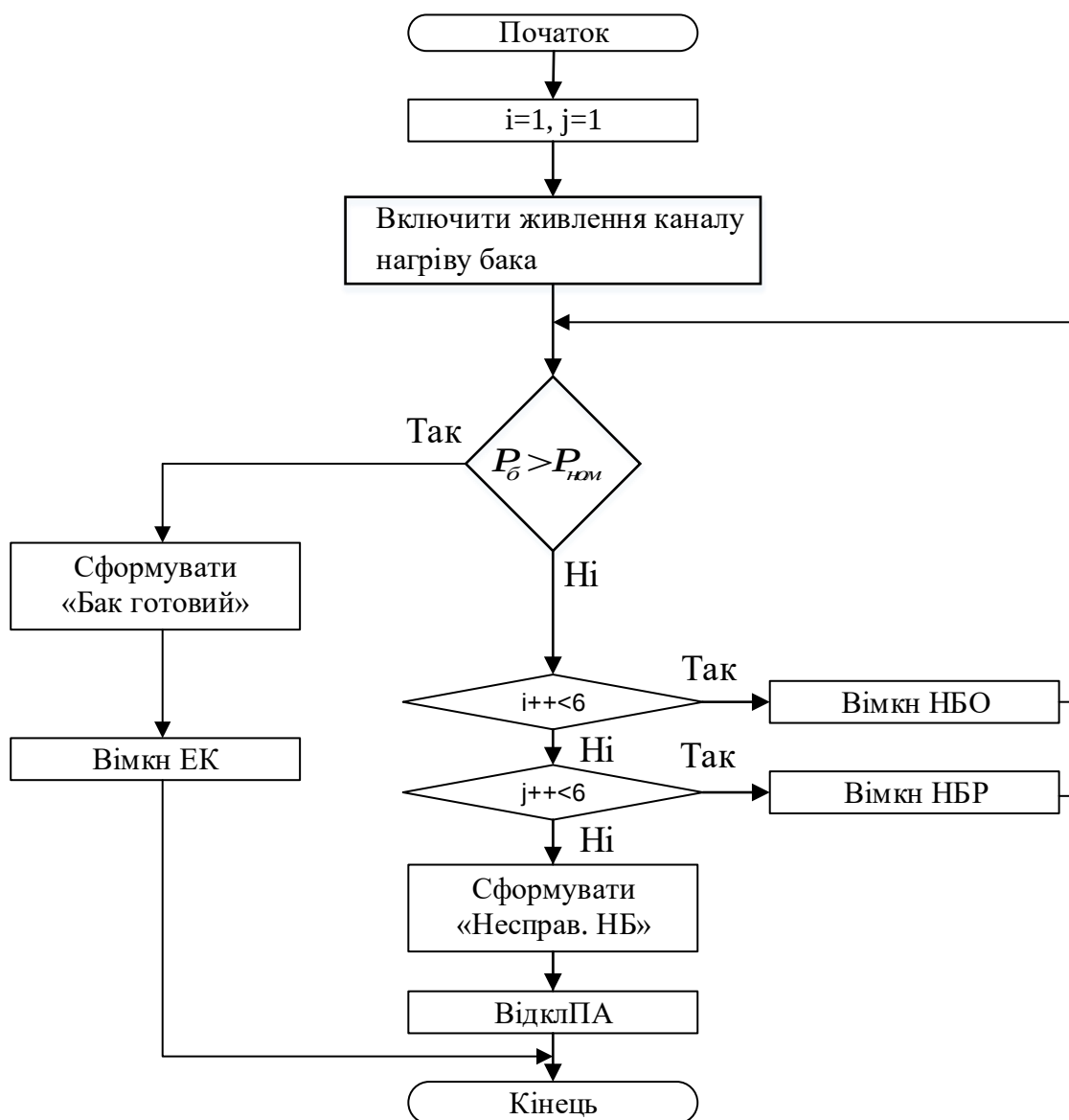
Процедура включення БРУ (ПВклБРУ)



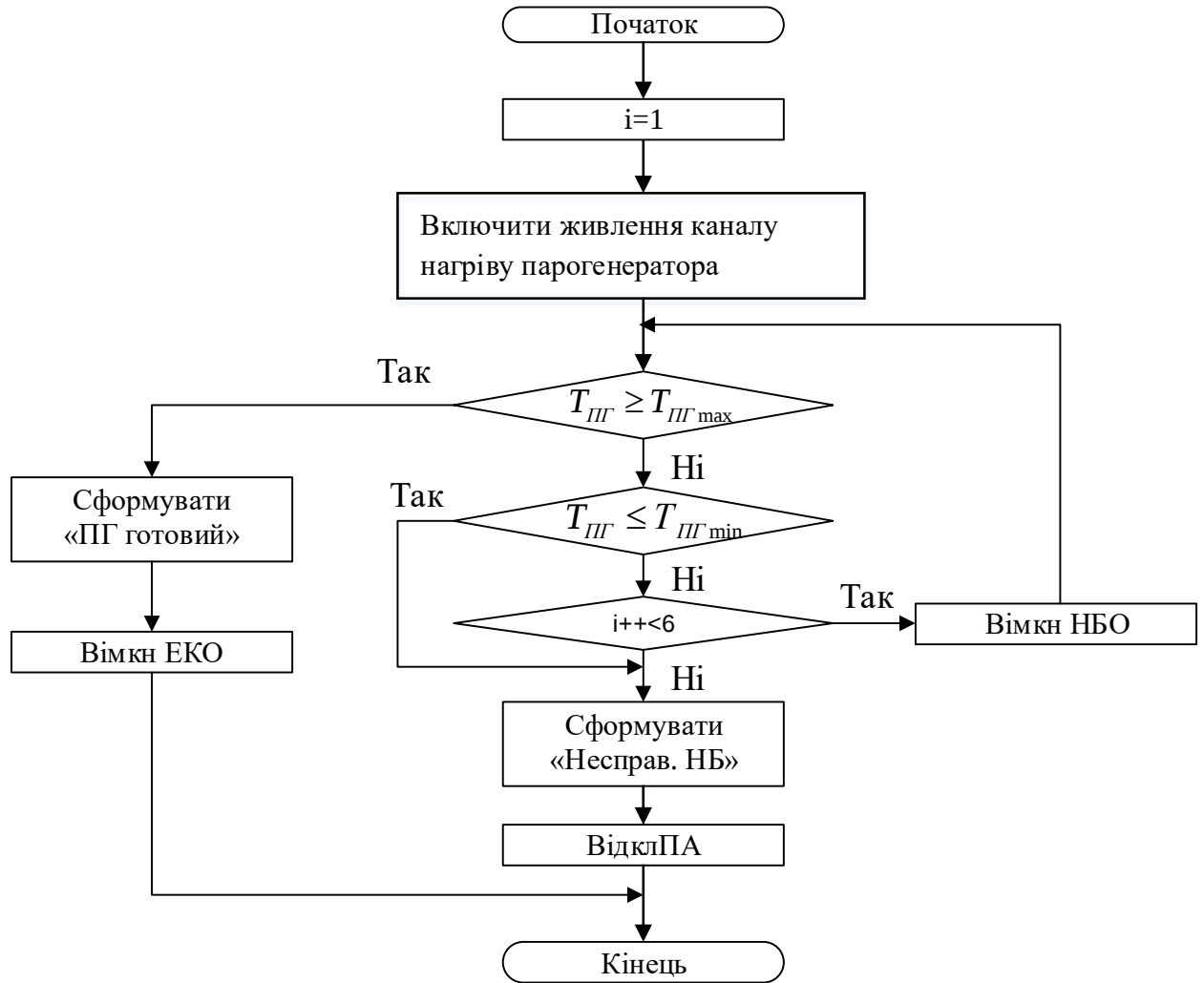
Процедура відключення БРУ ПВідклБРУ



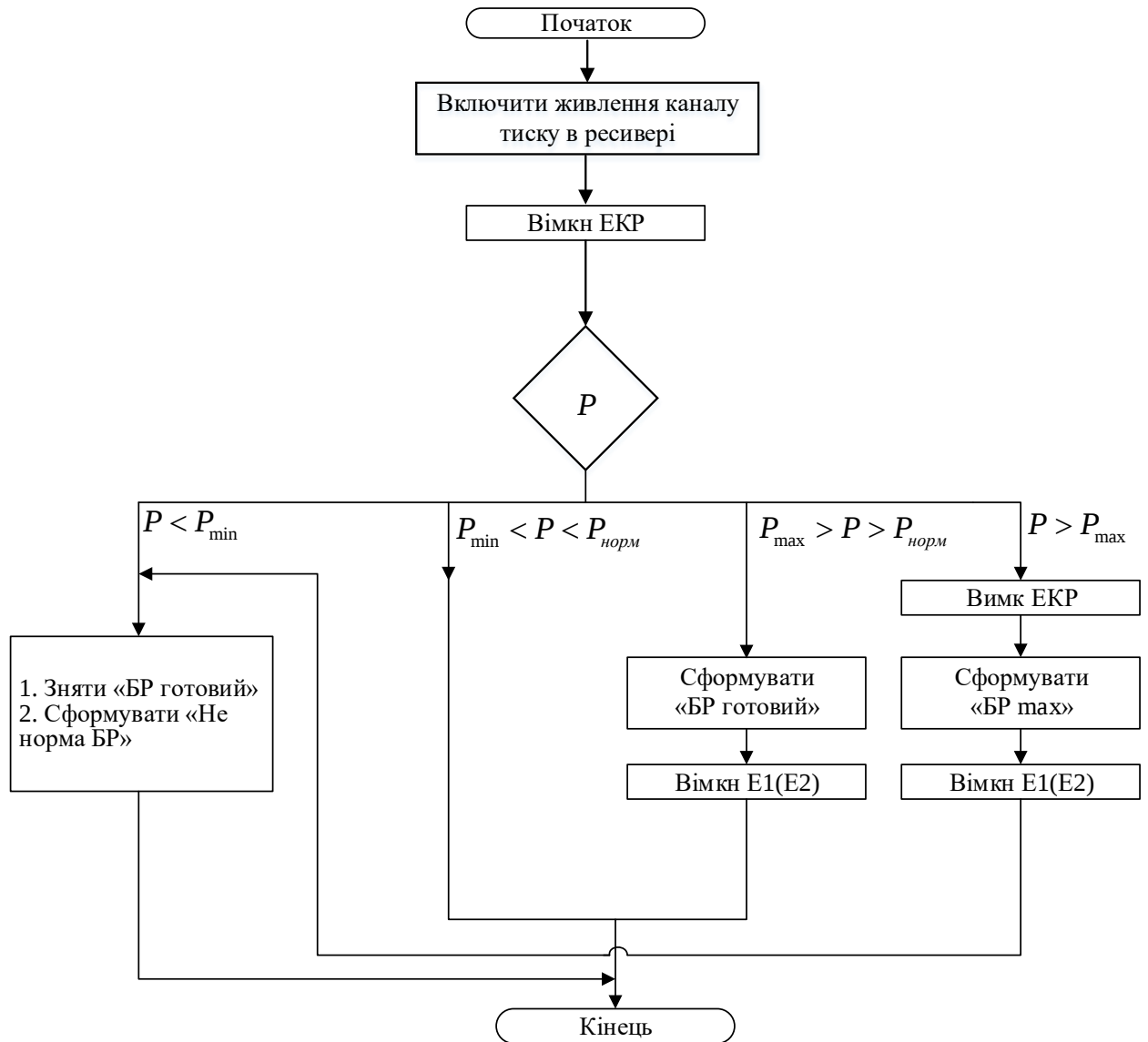
Процедура нагріву бака (ПББ)



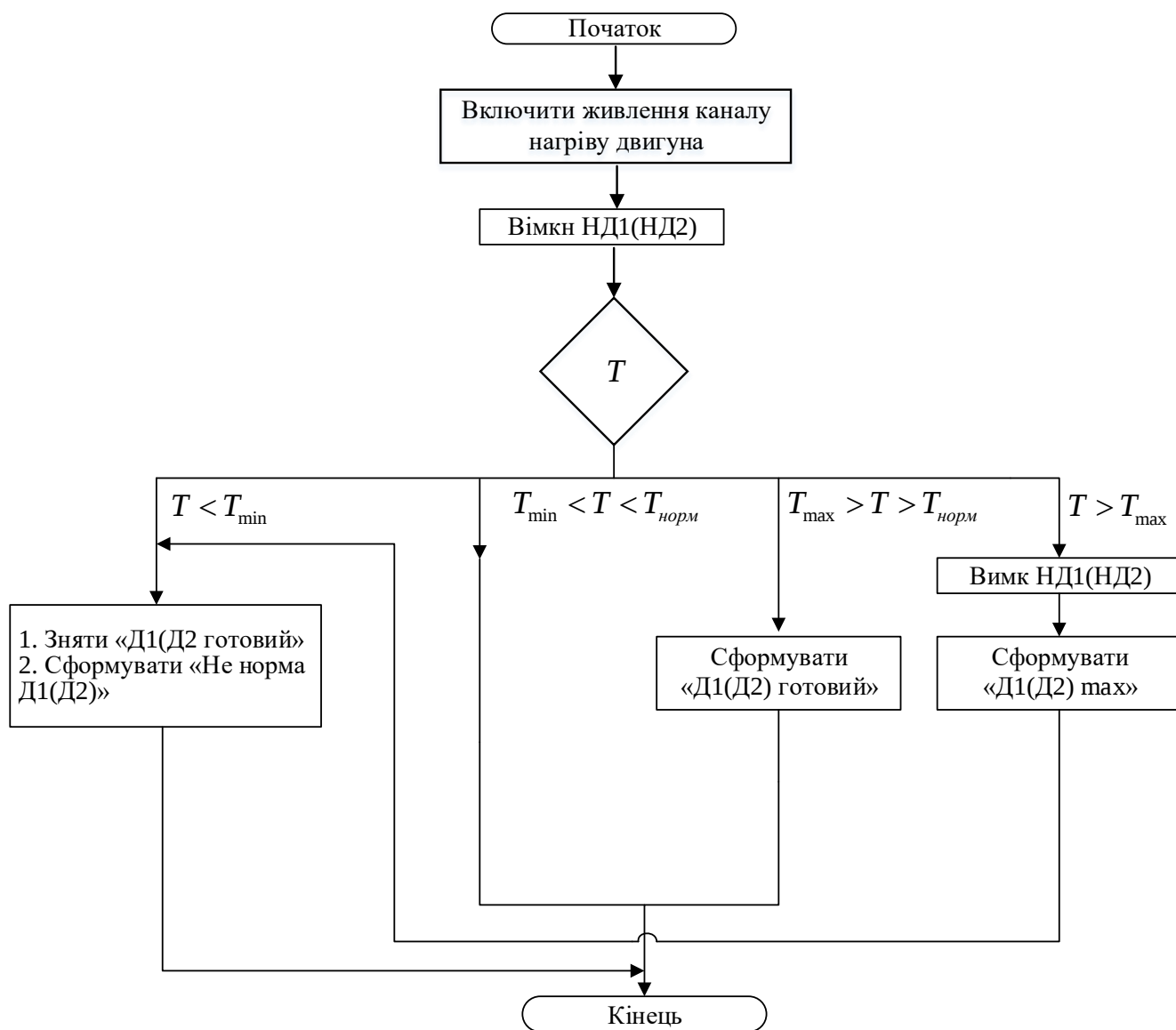
Процедура нагріву парогенератора (ПТП) $T > T_{\max}$



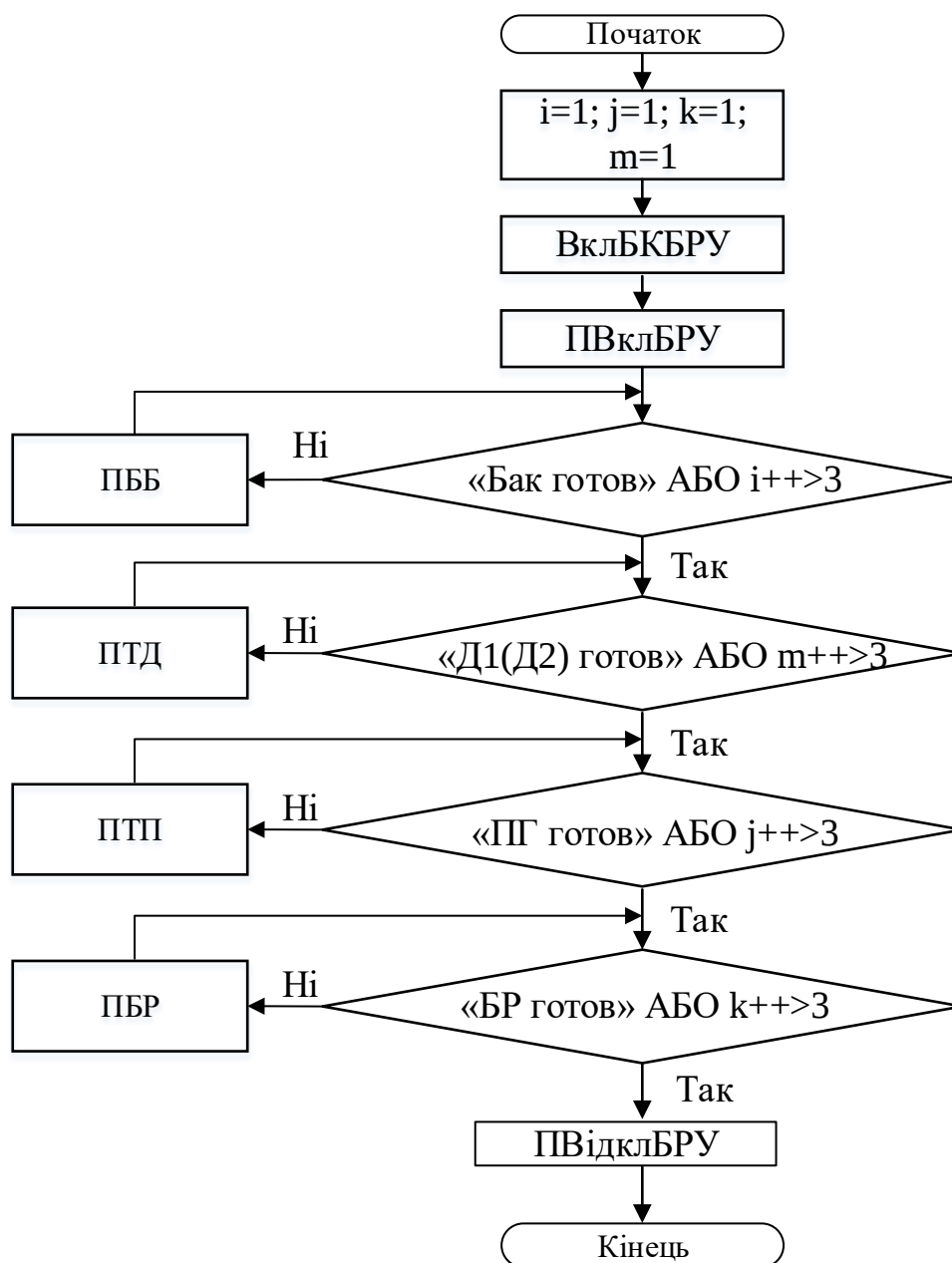
Процедура підняття тиску в ресивера (ПБР)



Процедура нагріву двигуна (ПТД)



Алгоритм першого включення двигуна



Акти впровадження результатів дисертаційної роботи

ОТ: Тел: 0562394725 31 MAR 2020 16:05 СТР1

ПІВДЕННЕ

Державне підприємство
"Конструкторське бюро "Південне"
імені М.К. Янгеля"
вул. Криворізька, 3, м. Дніпро, Україна, 49008
тел.: (056) 372-00-22, факс: (056) 792-50-41, (0562) 34-03-63
E-mail: info@yuzhnoye.com, www.yuzhnoye.com

Вих. № 100/КБ-3 від 31.03.2020

Павликову В.В.

Павликову В.В.,
Проректору з НР
Національного аерокосмічного
університету ім. М.Є. Жуковського
"ХАІ"
вул. Чкалова, 17, м. Харків, 61070
ф. (057) 315-11-31

Про надання акту впровадження

Шановний Володимире Володимировичу!

У відповідь на Ваш лист вих. №38-4ф/510 від 24.03.2020 р. надсилаю Вам
Акт впровадження результатів дисертаційної роботи «Формування динамічних
характеристик електронагрівної рушійної установки для космічного буксира»
Погудіна А.В. у дослідно-конструкторській роботі ДП «КБ «Південне».

Додаток – «Акт ...» на 1 арк.

3 повагою,

К.Г. Білоусов

К.Г. Білоусов,
В.о. Головного конструктора –
Начальника КБ-3

В.о. Головного конструктора –
Начальника КБ-3
ДП «КБ «Південне»

Вик. Асмоловський С.Ю., т. (056) 792-17-13
т. 45-90

АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи на здобуття
ступеня доктор філософії за галуззю знань 14 електрична інженерія
за спеціальністю 142 енергетичне машинобудування на тему
«Формування динамічних характеристик електронагрівної
рушійної установки для космічного буксира»
Погудіна Андрія Володимировича
у дослідно-конструкторській роботі Державного підприємства
«Конструкторське бюро «Південне»» ім. М.К. Янгеля

Акт складений про те, що результати дисертаційної роботи Погудіна А.В. використовувалися при виконанні договору №402-16-2018 «Проведення завершальних довідних випробувань двигунів та АРУ в цілому. Проведення ресурсних випробувань парогенератора, двигуна. Поставка МПЗС» та впроваджені у розробки підприємства, а саме:

- доробки математичної моделі електронагрівної рушійної установки (ЕРУ), що дозволяють формувати динамічні характеристики ЕРУ з мінімальним часом підготовки до запуску, яку в подальшому можливо буде використати на малих КА різноманітного призначення;
- методи вимірювання зовнішніх умов експлуатації електроракетного двигуна за допомогою іонізаційно-термопарної вакууметрії з модифікованим цифровим зворотнім зв'язком;
- вимірювання тяги електроракетного двигуна малої потужності за допомогою високочутливого тензометра;
- методу чотиризондового вимірювання потужності споживання, що надходить до нагрівача двигуна, парогенератора та бака ЕРУ.

Використання цих доробок дало можливість отримати вдосконалений інструмент визначення динамічних характеристик і якісні результати випробувань двигуна та ЕРУ в цілому та буде сприяти проведенню подальших випробувань електроракетних двигунів.

В.о. Головного конструктора
Начальника КБ-3
ДП «КБ «Південне» ім. М.К.



К.Г. Білоусов

«Затверджую»
проректор з наукової роботи
Національного аерокосмічного
університету
ім. М.С. Жуковського «ХАІ»
професор Павліков В.В.



2020 р.

АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи на здобуття
ступеня доктор філософії за галуззю знань 14 - електрична інженерія
за спеціальністю 142 - енергетичне машинобудування на тему
«Формування динамічних характеристик електронагрівної
рушійної установки для космічного буксира»

Погудіна Андрія Володимировича
в навчальному процесі ХАІ

Комісія у складі:

голови – завідувача кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії
(№ 402), доцент, к.т.н. Сінченко С.В.,

та членів комісії

- професора кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії
(№ 402), д.т.н., проф. Безручко К.В.;

- доцента кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії (№ 402),
к.т.н., доц. Нестеренко С.В.;

- ст. викладач кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії
№ 402, к.т.н., нач. відділення МНТЦ КЕД Лоян А.В.,

встановила, що результати дисертаційної роботи на здобуття ступеня доктор
філософії за галуззю знань 14 - електрична інженерія за спеціальністю 142 -

енергетичне машинобудування Погудіна А.В. впроваджені в навчальний процес на кафедрі космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії в рамках курсів, пов'язаних з підготовкою фахівців у галузі 14 - електричної інженерії та 13 - механічна інженерія, а саме:

- у курсі «Моделювання об'єктів ракетно космічної техніки», який викладає д.т.н., проф. Безручко К.В., в об'ємі 15 годин практичних занять;
- у курсі «Проектування мікро- і піко- супутників», який викладає к.т.н. проф. Губін С.В. в об'ємі 30 лекційних годин;
- у курсі «Живлення і керування системами двигунів літальних апаратів», який викладає к.т.н. доцент Сінченко С.В. в об'ємі 30 практичних годин.

Голова комісії

завідувач кафедри космічної техніки
та нетрадиційних джерел енергії
(№402), к.т.н.



Сінченко С.В.

Члени комісії

професор, д.т.н. кафедри космічної
техніки та нетрадиційних джерел
енергії (№402)



Безручко К.В.

доцент, к.т.н. кафедри космічної
техніки та нетрадиційних джерел
енергії (№402)



Нестеренко С.В.

ст. викл., к.т.н., нач. відділення
двигунів МНТЦ КЕД кафедри
космічної техніки та нетрадиційних
джерел енергії (№ 402)



Лоян А.В.

«Затверджую»
 проректор з наукової роботи
 Національного аерокосмічного
 університету
 ім. М.С. Жуковського «ХАІ»
 професор Павліков В.В.



2020 р.

АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи на здобуття
 ступеня доктор філософії за галуззю знань 14 електрична інженерія
 за спеціальністю 142 енергетичне машинобудування на тему
 «Формування динамічних характеристик електронагрівної
 рушійної установки для космічного буксира»
 Погудіна Андрія Володимировича
 в навчальному процесі ХАІ

Комісія у складі: голови – завідувача кафедри інформаційних технологій проектування № 105, проф., д.т.н. Дружиніна Є. А. та членів комісії - доцента кафедри інформаційних технологій проектування № 105, к.т.н. Шевеля В. В., доцента кафедри інформаційних технологій проектування № 105, к.т.н. Овсянника В. М., доцента кафедри інформаційних технологій проектування № 105, к.т.н. Крицького Д. М. встановила, що результати дисертаційної роботи на здобуття ступеня доктор філософії за галуззю знань 14 електрична інженерія за спеціальністю 142 енергетичне машинобудування Погудіна А. В., впроваджені в навчальний процес на кафедрі інформаційних технологій проектування в рамках курсів, пов'язаних з підготовкою фахівців у галузі електричної інженерії, а саме:

- у курсі «Методи та системи штучного інтелекту», якій викладає к.т.н., доц. Погудіна О. К., в об'ємі 30 годин практичних занять;
- у курсі «Моделювання систем» розробленому самостійно Погудіним А. В., в об'ємі 28 лекційних годин, 29 практичних годин та 14 годин домашніх робіт.

Результати дисертаційних досліджень Погудіна А. В. відображені в навчальному посібнику:

Моделювання систем / А. В. Погудін, О. К. Погудіна, С. В. Губін – Навч. посіб. - Харків: Націон. аерокосм. університет «Харк. авіац. ін-т», 2018. – 104 с.

Голова комісії

завідувач кафедри інформаційних технологій проектування №105, професор, д.т.н.



Дружинін Є.А.

Члени комісії

доцент, к.т.н. кафедри інформаційних технологій проектування №105



Шевель В.В.

доцент, к.т.н. кафедри інформаційних технологій проектування №105



Овсянник В.М.

доцент, к.т.н. кафедри інформаційних технологій проектування №105



Крицький Д.М.