

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля»

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

КАЛИНИЧЕНКО ДМИТРО СЕРГІЙОВИЧ

УДК 629.782

**ДИСЕРТАЦІЯ**  
**«ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ**  
**АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНОГО СТАРТУ»**

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань 13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

Калиниченко Д.С.

Науковий керівник

Манько Тамара Антонівна,  
доктор технічних наук, професор

Дніпро – 2025

## АНОТАЦІЯ

*Калиниченко Д.С.* Техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка. – Державне Підприємство «Конструкторське Бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», Дніпро, 2025 р.

**Зміст дисертації.** Дисертаційна робота присвячена вирішенню наукової задачі техніко-економічного обґрунтування авіаційно-космічної системи повітряного старту. Це альтернативний варіант доставки супутників на навколоземні орбіти авіаційно-космічною системою, що складається з авіаційного розгінника, яким є багаторазовий безпілотний літальний апарат, та одноразової ракети космічного призначення. Така система здатна експлуатуватися з наявних в Україні аеродромів та дозволить забезпечувати запуски як власних так і комерційних супутників незалежно від інших країн. Це відповідає розпорядженню Кабінету Міністрів України від 16.12.2020 року № 1581-р, в якому визначено Перелік пріоритетних для держави інвестиційних проектів до 2023 року і серед них передбачено інвестування проекту ракетно-космічного комплексу повітряного старту.

Таким чином, техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи у складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення, що здатна забезпечити виведення корисних вантажів на навколоземні орбіти без застосування космодрому, є актуальною науково-технічною задачею дисертаційних досліджень.

У дисертаційній роботі проведено систематизацію та аналіз сучасного стану засобів виведення корисного вантажу на навколоземні орбіти за наявними засобами, існуючими проектами та запатентованими рішеннями. Наведена інформація щодо засобів виведення корисного вантажу в залежності від типу старту (горизонтального чи вертикального), ступінчастості (одноступеневі чи

багатоступеневі) та ступеню багаторазовості (одноразові чи багаторазові). Також у обраній області дослідження наведена інформація щодо засобів виведення корисного вантажу із різною швидкістю розгону першого ступеню (дозвукова, надзвукова чи гіперзвукова).

На основі аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу встановлено, що перспективною для створення є авіаційно-космічна система горизонтального старту, що включає використання багаторазового гіперзвукового безпілотного літального апарату з комбінованою силовою установкою та одноразовою трьохступеневою ракетою космічного призначення.

Розглянуті проекти авіаційно-космічних систем RASCAL та Молот, для яких проведено докладний аналіз використаних технічних рішень та схеми виведення корисного вантажу.

Проведено патентний аналіз схем виведення корисного вантажу на навколосезну орбіту, і за своїми науковими результатами отримано патент на винахід UA 107838 «Спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту».

Розроблена методика техніко-економічного обґрунтування техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту із застосуванням відносних показників – проектних параметрів багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення. Методика включає визначення наукової задачі, обрання основних технічних параметрів, економічних параметрів і критерію мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему.

Обрано таку номенклатуру техніко-економічних параметрів:

1. Швидкість та висота в момент розділення безпілотного літального апарату та ракети космічного призначення;
2. Питомий імпульс прямогочного повітряно-реактивного двигуна;
3. Стартова тягоозброєність безпілотного літального апарату;
4. Маса корисного вантажу, ракети космічного призначення та авіаційно-космічної системи;
5. Максимальна температура на поверхні безпілотного літального апарату;

6. Коефіцієнт аеродинамічної якості безпілотного літального апарату;
7. Вартість пуску авіаційно-космічної системи та виведення 1 кг корисного вантажу.

Критерій мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему поєднує витрати на розробку та експлуатацію авіаційно-космічної системи та показує кількість запусків щоб досягти зниження вартості виведення корисного вантажу до заданого показника.

Визначено проектні параметри ракети космічного призначення та безпілотного літального апарату першого наближення, а саме відносні маси конструкції ракети космічного призначення (0,173 для першого ступеня, 0,206 для другого ступеня, 0,296 для третього ступеня) та безпілотного літального апарату – 0,362, відносна маса обладнання безпілотного літального апарату – 0,09, відносна маса двигунів безпілотного літального апарату – 0,145, питомі імпульси ракетного двигуна на твердому паливі – 290 с, турбореактивного двоконтурного двигуна на форсажному режимі – 1800 с, прямогочного повітряно-реактивного двигуна – від 500 до 1000 с;

Визначено обмеження сумарної швидкості розгону авіаційно-космічної системи, а саме швидкість розгону на турбореактивному двоконтурному двигуні до 600 м/с, швидкість розгону на прямогочному повітряно-реактивному двигуні до 2065 м/с, а також те, що швидкості розгону ступенів ракети космічного призначення мають бути однаковими. Втрати швидкості прийняті 1700 м/с. Визначений допустимий швидкісний напор – 34,3 кПа. Визначена максимальна допустима температура на поверхні безпілотного літального апарату, що склала 1500°C, яка була визначена для жаростійкого сплаву на основі ніобію типу ВН-2АЭ. Визначена схема оцінки вартості створення авіаційно-космічної системи. В результаті вирішення цільової функції визначена швидкість та висота в момент розділення безпілотного літального апарату та ракети космічного призначення, що склали 6,4М та 30 км відповідно.

Визначена маса та вартість ракети космічного призначення другого наближення – 3650 кг та 1,27 млн. дол. США відповідно та маса та вартість

безпілотного літального апарату другого наближення – 18850 кг та 14,63 млн. дол. США відповідно.

Обґрунтовано наступні техніко-економічні параметри авіаційно-космічної системи повітряного старту:

1. Швидкість та висоту в момент розділення безпілотного літального апарату та ракети космічного призначення – 6,4М та 30 км;
2. Середній питомий імпульс прямоточного повітряно-реактивного двигуну – 1061 с;
3. Стартова тягоозброєність безпілотного літального апарату – 0,81;
4. Маса корисного вантажу, що виводиться на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 28 кг, маса ракети космічного призначення – 3650 кг та маса авіаційно-космічної системи – 22500 кг;
5. Максимальна температура на поверхні безпілотного літального апарату – 1375°C;
6. Коефіцієнт аеродинамічної якості безпілотного літального апарату – 5;
7. Вартість пуску авіаційно-космічної системи – 2,41 млн. дол. США та вартість виведення 1 кг корисного вантажу при виведенні на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 85,9 тис. дол. США.

Виконано порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи, проектних параметрів безпілотного літального апарату, аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарату, траєкторій польоту безпілотного літального апарату та економічних параметрів авіаційно-космічної системи з існуючими аналогами, такими як проекти Спіраль (СРСР), Молот (Росія), GT RASCAL (США), Sänger-2 та ELAC (Німеччина).

#### **Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Вдосконалено концепцію авіаційно-космічної системи у складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення, що здатна забезпечити виведення корисного вантажу на навколоземні орбіти без застосування космодрому на основі мінімізації її маси та вартості;

2. Покращено спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту, який зменшує запаси палива на борту безпілотного літального апарату, масу ракети космічного призначення та витрати на підготовку і забезпечення оператора польоту (Патент на винахід UA 107838);
3. Вперше розроблено методику техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи в складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення з врахуванням обмежень на її енергетичні та економічні параметри;
4. Вперше виконано техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи для виведення корисного вантажу на навколоземні орбіти без застосування космодрому.

Отримані наукові результати можуть бути використані в науково-дослідних та проектних організаціях, конструкторських бюро, організаціях авіабудівної та ракетно-космічної галузі, авіакомпаніях та інших організаціях спеціального призначення.

#### **Практичне значення одержаних результатів.**

Результати проведених досліджень щодо вдосконалення концепції авіаційно-космічної системи полягли в основу проекту «Транспортно-космічна система (ТКС)» відповідно до Контракту № YN-09195.

Результати проведених досліджень щодо визначення вимог та умов експлуатації конструкційних та теплозахисних матеріалів були використані в рамках проекту «Вибір конкретних конструкторсько-технічних рішень та матеріалів БПЛА (ТКС-М)» відповідно до Контракту № YN-13064.

Результати проведених досліджень щодо визначення вимог та умов експлуатації силової установки багаторазового безпілотного літального апарату були використані в рамках проекту «Визначення вигляду силової установки на базі прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ТКС-ПВРД)» відповідно до Контракту YN-13065.

Результати проведених досліджень використовуються при проектуванні аналогічних літальних апаратів у Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» (підтверджено Актом впровадження).

Результати дисертаційних досліджень використовують в освітньому процесі при проведенні лекційних і практичних занять, які викладають відповідно до навчальних програм дисциплін на кафедрі проектування та конструкції фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара (Акт реалізації).

**Ключові слова:** авіаційно-космічна система, авіаційний старт, гіперзвуковий безпілотний літальний апарат, комбінована силова установка, проектні параметри, оптимізація, умови експлуатації, тепловий потік, ракетний двигун на твердому паливі, рідинна ракетна рушійна установка (рідинний ракетний двигун), паливні баки, параметри газового потоку, супутниковий моніторинг.

## ABSTRACT

*Kalynychenko D. S.* Technical and economic substantiation of the air launched aerospace system parameters. – Qualification thesis, manuscript copyright.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Doctor of Philosophy in specialty 134 – Design, production and testing of aircraft; Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, 2024.

**Contents of the dissertation.** The dissertation discusses the method of solving the scientific problem of making a cost-performance analysis of an air-launched aerospace system. An air-launched aerospace system is an alternative means of putting satellites into near-Earth orbits and comprises a reusable unmanned aerial vehicle as the carrier aircraft and an expendable space rocket. Such a system can take off from the available airports in Ukraine and can be used for launching satellites for own and commercial purposes independently from other countries. This complies with Order #1581 issued by the Cabinet of Ministers of Ukraine on 16.12.2020 where the list of the state's investment projects of higher priority until 2023 is given, including the project of the air-launched space rocket system.

Therefore, making a cost-performance analysis has scientific relevance for an air-launched aerospace system comprising a reusable unmanned aerial vehicle and an expendable space rocket capable of ascending payloads to near-Earth orbits with no necessity of using a launch site.

The dissertation gives information about payload ascent technologies with respect to the type of launch (horizontal or vertical), number of rocket stages (single or several), and the capability of reuse (reusable or expendable). Furthermore, some details are given for the selected research domain concerning the payload ascent technologies with the different boost capability of the first stage (subsonic, supersonic, or hypersonic).

The analysis of up-to-date technologies of payload ascent to orbit shows a great potential for the further development of a horizontally launched aerospace system made up of a reusable hypersonic unmanned aerial vehicle with a hybrid propulsion system and an expendable three-stage space rocket.



A thorough analysis was made for the RASCAL and Molot aerospace systems and their technology solutions and payload ascent profiles.

A patent research was made for the methods of payload ascent to near-Earth orbits and the obtained research results were used for taking out a patent for invention *UA 107838: A Technique Of Payload Ascent To Orbit*.

A methodology was developed for making an analysis of performance and cost values of an air-launched aerospace system used relative indicators – design parameters of a reusable unmanned aerial vehicle and a expendable space rocket. Methodology including the formulation of a scientific problem and selection of main aerospace system performance parameters, cost values, and cost minimization criterion.

The following performance parameters and cost values were selected:

1. Speed and altitude of space rocket separation from the unmanned aerial vehicle;
2. Specific impulse of the ramjet;
3. Takeoff thrust-to-weight ratio of the unmanned aerial vehicle;
4. Payload mass, space rocket mass and aerospace system mass;
5. Maximum temperature of unmanned aerial vehicle surfaces;
6. Lift-to-drag ratio of the unmanned aerial vehicle;
7. Aerospace system launch price and payload launch price per kilogram.

The aerospace cost minimization criterion combines the costs of the aerospace system development and operation and shows how many launches will allow the payload launch price to decrease to a required value.

The values of the aerospace system and unmanned aerial vehicle design parameters were determined to a first approximation, including the relative mass of the space rocket (0.173 for the first stage, 0.206 for the second stage, 0.296 for the third stage) and the unmanned aerial vehicle (0.362), relative mass of unmanned aerial vehicle equipment (0.09), relative mass of unmanned aerial vehicle engines (0.145), and specific impulses of the solid rocket motor (290 s), double-flow turbojet engine in afterburning (1800 s), and ramjet (500 to 1000 s).

It was determined for the aerospace system that the total acceleration speed limits are up to 600 m/s for the double-flow turbojet engine and up to 2065 m/s for the ramjet,

and that the acceleration speeds must be the same for all space rocket stages. The speed loss value is taken to be 1700 m/s. The permissible velocity head is determined to be 3500 kgf/cm. The maximum permissible temperature of unmanned aerial vehicle surfaces was determined for the BH-2AЭ niobium alloy and appeared to be 1500°C. The methodology was determined for making an evaluation of the aerospace development and construction cost. As the result of solving the objective function, the speed and altitude of space rocket separation from the unmanned aerial vehicle were found to be 6.4 M and 30 km, respectively.

The second approximation values of mass and cost were determined to be 3650 kg and 1.27 million USD for the space rocket, 18850 kg and 14.63 million USD for the unmanned aerial vehicle.

The following performance and cost values of an air-launched aerospace system are explained:

1. Speed and altitude of space rocket separation from the unmanned aerial vehicle – 6,4M and 30 km;
2. Average specific impulse of the ramjet – 1061 s;
3. Takeoff thrust-to-weight ratio of the unmanned aerial vehicle – 0,81;
4. Mass of the payload ascended to a sun-synchronous orbit at an altitude of 500 km – 28 kg, mass of the space rocket – 3650 kg and mass of the aerospace system – 22500 kg;
5. Maximum temperature of unmanned aerial vehicle surfaces – 1375°C;
6. Lift-to-drag ratio of the unmanned aerial vehicle – 5;
7. Aerospace system launch price – 2.41 million USD and price of payload launch to a 500-km sun-synchronous orbit – 85.9 thousand USD per kilogram.

A comparison was made between the obtained performance and cost values of the aerospace system, design parameter values and ascent trajectories of the unmanned aerial vehicle, and cost values of the aerospace system, such as such Spiral (USSR), Molot (Russia), GT RASCAL (USA), Sanger-2 and ELAC (Germany).

### **Scientific novelty of the results:**

1. An aerospace system concept is improve, comprising a reusable unmanned aerial vehicle and an expendable space rocket capable of ascending payloads to near-Earth orbits with no necessity of using a launch site in order to reduce mass and cost.
2. A way to put a payload into space orbit has been improve, which reduces fuel reserves on board an unmanned aerial vehicle, the mass of a space rocket and the cost of preparing and providing a flight operator (Patent for invention UA 107838).
3. This is the first time when a methodology was developed for making a cost-performance analysis of an aerospace system comprising a reusable unmanned aerial vehicle and an expendable space rocket, taking into account the payload capacity and cost limits.
4. For the first time, a cost-performance analysis of the aerospace system parameters for the put a payload to near-Earth orbits without the use of a spaceport has been carried out.

The obtained research results can be used by scientific and research institutions and design companies, aircraft and space rocket construction industries, air companies, and other special –purpose organizations.

### **Practical significance of the obtained results**

The results of conducted research on the improvement of the concept of the aviation-space system formed the basis of the *Space Transportation System (STS)* project under Contract #YN-09195.

The results of conducted research on determining the requirements and conditions of operation for structural and thermal protection materials were used in the scope of the project *Selection of Specific Design and Technology Solutions and Materials of the Unmanned Aerial Vehicle (STS-M)* under Contract #YN-13064.

The results of conducted research determining the requirements and conditions of operation for the propulsion system of the reusable unmanned aerial vehicle were used in the scope of project *Determination of the Design of a Ramjet Propulsion System (RJ STS)* under Contract #13065.

The results of conducted research are used in Yuzhnoye State Design Office for developing similar aerial vehicles (confirmed by the Certificate for Implementation).

The results of dissertation research are used for educational purposes in lectures and practices given in accordance with educational programs of disciplines in the design and construction department of the physical and technical faculty of the Oles Honchar Dnipro National University (Certificate for Implementation).

**Keywords:** aerospace system, air launch, hypersonic unmanned aerial vehicle, combine propulsion system, design parameters, optimization, operating conditions, heat flow, solid-fuel rocket engine, liquid rocket propulsion system (liquid rocket engine), fuel tanks, gas flow parameters, satellite monitoring.

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

**Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:**

1. Калиниченко, Д.С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксёненко, А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян, В.Е. Тарасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – №4 (91). – С. – 27–32. [входить до баз: Google Scholar].

2. Kalynychenko, D A technical approach to select design parameters of the air-launched space systems / D. Kalynychenko // *64th International Astronautical Congress*. – 2013. – С. – 7792–7799. [входить до баз: Scopus, <http://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-84904699018&partnerID=MN8TOARS>].

3. Калиниченко, Д.С. Выбор проектных параметров авиационно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.Э. Кашанов, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксененко, Н.В. Полуян // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2014. – №1 (106). – С. – 80 – 88. [входить до баз: Google Scholar].

4. Калиниченко, Д.С. Формування критерію ефективності для вибору проектних параметрів авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Е.Ю. Баранов, Н.В. Полуян // *Космічна наука і технологія*. – 2016. – №2 (99). – С. – 48 – 51. [входить до баз: Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2016.02.048>].

5. Гусарова, И.А. Основные критерии выбора жаростойких и теплозащитных конструкций высотного гиперзвукового летательного аппарата / И.А. Гусарова, А.М. Потапов, Г.М. Голубков, Д.С. Калиниченко, Н.В. Полуян, Т.А. Манько // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2017. – №1 (113). – С. – 23–29. [входить до баз: Google Scholar].

6. Манько, Т.А. Аэрокосмическая транспортная система – будущее Украины / Т.А. Манько, И.А. Гусарова, Д.С. Калиниченко // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – 2019. – №XXVII. – С. – 84–89. [входить до баз: Google Scholar].

7. Ястремский, В.Л. Исследование возможности создания авиационно-космического ракетного комплекса на базе перспективных украинских транспортных самолетов / В.Л. Ястремский, Д.А. Попов, О.Я. Комаченко, А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, С.В. Сенчакова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2019. – №5 (157). – С. – 38–50. [входить до баз: Index Copernicus, Google Scholar, <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.5.05>].

8. Kornev, A. Integrated Approach to Gas-dynamic Designing of Supersonic Air Intakes of Aircraft / A. Kornev, S. Stetsenko, V. Yatsenko, A. Smolyakov, D. Kalinichenko // Aviation. – 2021. 25 (1). P. – 1–9. [входить до баз: Scopus, Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.3846/aviation.2021.12327>].

9. D. Kalynychenko Technical and economic substantiation of the air launch aerospace system parameters / D. Kalynychenko, T. Manko, V. Pavlenko, T. Pavlenko // Space Science and Technology. 2023. 29, № 2 (141). P. 3-9. [входить до баз: Scopus, Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2023.02.003>].

10. Kalynychenko D., Manko T. Analysis of performance characteristics of aerospace systems. Space Science and Technology. 2024. 30, No 6 (151). p. 15–19. [входить до баз: Scopus, Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.015>].

#### **Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:**

11. Калиниченко, Д.С. Транспортно-космическая система на базе гиперзвукового беспилотного летательного аппарата / Д.С. Калиниченко // Военмех. Вестник БГТУ. – 2012. – №15. – С. – 56–58.

12. Аксёненко, А.В. Беспилотные летательные аппараты, разрабатываемые в КБ «Южное» / А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарев, Н.В. Полуян // Збірник матеріалів 12 науково-технічної конференції «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах». – 2012. – С. – 37.

13. Калиниченко, Д.С. Выбор средства доставки полезного груза на орбиту / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, к.т.н. А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян // Тезисы докладов 4-й международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее». – 2013. – С. – 27.

14. Аксёненко, А.В. Перспективные БПЛА / А.В. Аксёненко, Е.Ю. Баранов, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарёв, Н.В. Полуян // Сборник тезисов 9-й научной конференции «Новітні технології – для захисту повітряного простору». – 2013.

15. Дегтярёв, А.В. Сверхзвуковые беспилотные летательные аппараты / А.В. Дегтярёв, А.П. Кушнарёв, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксёненко, Н.В. Полуян, Д.С. Калиниченко, И.Ф. Кравченко, А.В. Еланский // Тезисы докладов научно-практической конференции «Актуальные проблемы развития авиационной техники и опыт ее эксплуатации в особый период». – 2015.

16. Калиниченко, Д.С. Визначення вимог до матеріалів гіперзвукового літака-розгінника авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько, І.О. Гусарова // Збірник тез ХХІІІ Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2021. – С. – 134.

17. Калиниченко, Д.С. Визначення конструктивної схеми та матеріалів силової установки на базі прямоточного двигуна безпілотного літального апарату авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько // Збірник тез ХХVІ Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2024. – С. – 289–290.

**Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:**

18. Пат. 107838 Україна, В64G 1/14, В64D 5/00. Спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту / Калиниченко Д.С., Аксёненко О.В., Полуян М.В., Тарасов В.Е., Задоя А.С.; заявник та власник патенту Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля – а 2013 00277; заяв. 08.01.2013; опубл. 25.02.2015, Бюл. №4. – 6 с.

## CANDIDATE'S LIST OF PUBLICATIONS ON THE TOPIC OF THE DISSERTATION

**Scientific works in which the main scientific results of the dissertation are published:**

1. Калиниченко, Д.С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксёненко, А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян, В.Е. Тарасов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №4 (91). – С. – 27–32. [входит до баз: Google Scholar].

D.S. Kalynychenko. A methodological approach to the designing of a space transportation system / D.S. Kalynychenko, A.V. Aks'onenko, A.E. Kashanov, N.V. Poluian, V.Ye. Tarasov // Aerospace engineering and technology, 2012, #4 (91), pp.27–32 [included in the library of Google Scholar].

2. Kalynychenko, D. A technical approach to select design parameters of the air-launched space systems / D. Kalynychenko // 64th International Astronautical Congress. – 2013. – С. – 7792–7799. [included in the library of Scopus, <http://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-84904699018&partnerID=MN8TOARS>].

3. Калиниченко, Д.С. Выбор проектных параметров авиационно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.Э. Кашанов, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксененко, Н.В. Полуян // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2014. – №1 (106). – С. – 80 – 88. [входит до баз: Google Scholar].

D.S. Kalynychenko. Selection of design parameters of an aerospace system / D.S. Kalynychenko, A.E. Kashanov, Ye.Yu. Baranov, A.V. Aks'onenko, N.V. Poluian // Space technology. Rocket weapons, 2014, #1(106), pp.80–88 [included in the library of Google Scholar].

4. Калиниченко, Д.С. Формування критерію ефективності для вибору проектних параметрів авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Е.Ю. Баранов. Н.В. Полуян // Космічна наука і технологія. – 2016. – №2 (99). – С. – 48 – 51. [входит до баз: Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2016.02.048>].



D.S. Kalynychenko. Formulation of the effectiveness criterion for selecting design parameters of an aerospace system / D.S. Kalynychenko, Ye.Yu. Baranov, N.V. Poluian // Space science and technology, 2016, #2(99), pp.48–51 [included in the libraries of Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2016.02.048>].

5. Гусарова, И.А. Основные критерии выбора жаростойких и теплозащитных конструкций высотного гиперзвукового летательного аппарата / И.А. Гусарова, А.М. Потапов, Г.М. Голубков, Д.С. Калиниченко, Н.В. Полуян, Т.А. Манько // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2017. – №1 (113). – С. – 23–29. [входит до баз: Google Scholar].

I.A. Husarova. Main criteria for selecting heat-resistant and thermal protection structures for a high-altitude hypersonic flying vehicle / I.A. Husarova, A.M. Potapov, H.M. Holubkov, D.S. Kalynychenko, N.V. Poluian, T.A. Manko // Space technology. Rocket weapons, 2017, #1(113), pp.23–29 [included in the library of Google Scholar].

6. Манько, Т.А. Аэрокосмическая транспортная система – будущее Украины / Т.А. Манько, И.А. Гусарова, Д.С. Калиниченко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2019. – №XXVII. – С. – 84–89. [входит до баз: Google Scholar].

T.A. Manko. Aerospace transportation system, the future of Ukraine / T.A. Manko. I.A. Husarova, D.S. Kalynychenko // System engineering and performance analysis of aerospace technologies, 2019, #XXVII, pp.84–89 [included in the library of Google Scholar].

7. Ястремский, В.Л. Исследование возможности создания авиационно-космического ракетного комплекса на базе перспективных украинских транспортных самолетов / В.Л. Ястремский, Д.А. Попов, О.Я. Комаченко, А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, С.В. Сенчакова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2019. – №5 (157). – С. – 38–50. [входит до баз: Index Copernicus, Google Scholar, <https://doi.org/10.32620/akt.2019.5.05>].

V.L. Yastremskii. Analysis of the possibility of building an aerospace rocket system using promising transport aircraft made in Ukraine / V.L. Yastremskii, D.A.

Popov, O.Ya. Komachenko, A.V. Aks'onenko, D.S. Kalynychenko, S.V. Senchakova // *Aerospace engineering and technology*, 2019, #5(157), pp.38–50 [included in the libraries of Index Copernicus, Google Scholar, <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.5.05>].

8. Kornev, A. Integrated Approach to Gas-dynamic Designing of Supersonic Air Intakes of Aircraft / A. Kornev, S. Stetsenko, V. Yatsenko, A. Smolyakov, D. Kalinichenko // *Aviation*. – 2021. 25 (1). P. – 1–9. [included in the libraries of Scopus, Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.3846/aviation.2021.12327>].

9. D. Kalynychenko Technical and economic substantiation of the air launch aerospace system parameters / D. Kalynychenko, T. Manko, V. Pavlenko, T. Pavlenko // *Space Science and Technology*. 2023. 29, № 2 (141). P. 3-9. [included in the libraries of Scopus, Web of Science, Google Scholar, <https://doi.org/10.15407/knit2023.02.003>].

10. Kalynychenko D., Manko T. Analysis of performance characteristics of aerospace systems. *Space Science and Technology*. 2024. 30, No 6 (151). p. 15–19. [included in the libraries of Scopus, Web of Science, Google Scholar <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.015>].

#### **Scientific works certifying the approbation of dissertation materials:**

11. Калиниченко, Д.С. Транспортно-космическая система на базе гиперзвукового беспилотного летательного аппарата / Д.С. Калиниченко // *Военмех. Вестник БГТУ*. – 2012. – №15. – С. – 56–58.

D.S. Kalynychenko. Space transportation system based on a hypersonic unmanned aerial vehicle / D.S. Kalynychenko // *Voennmeh Baltic State Technical University. BSTU Herald*, 2012, #15, pp.56–58.

12. Аксёненко, А.В. Беспилотные летательные аппараты, разрабатываемые в КБ «Южное» / А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарёв, Н.В. Полуян // *Збірник матеріалів 12 науково-технічної конференції «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах»*. – 2012. – С. – 37.

A.V. Aks'onenko. Unmanned aerial vehicles developed by Yuzhnoye State Design Office / A.V. Aksionenko, D.S. Kalynychenko, A.P. Kushnarov, N.V. Poluiian // *Collected Articles of the 12<sup>th</sup> Creation and Modernization of Arms and Military Equipment in Modern Conditions Scientific and Technical Conference*, 2012, p.37.

13. Калиниченко, Д.С. Выбор средства доставки полезного груза на орбиту / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, к.т.н. А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян // Тезисы докладов 4-й международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее». – 2013. – С. – 27.

D.S. Kalynychenko. Selecting a technology of payload ascent to orbit / D.S. Kalynychenko, A.V. Aks'onenko, candidate of technical sciences A.E. Kashanov, N.V. Poluian // Presentations theses of the 4<sup>th</sup> *Space Technologies: Present and Future International Conference*, 2013, p.27.

14. Аксёненко, А.В. Перспективные БПЛА / А.В. Аксененко, Е.Ю. Баранов, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарв, Н.В. Полуян // Сборник тезисов 9-й научной конференции «Новітні технології – для захисту повітряного простору». – 2013.

A.V. Aks'onenko. Future unmanned aerial vehicles / A.V. Aksionenko, Ye.Yu. Baranov, D.S. Kalynychenko, A.P. Kushnarov, N.V. Poluian // Presentations theses of the 9<sup>th</sup> *Advanced Technologies for Air Defense scientific conference*, 2013.

15. Дегтярев, А.В. Сверхзвуковые беспилотные летательные аппараты / А.В. Дегтярёв, А.П. Кушнарв, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксененко, Н.В. Полуян, Д.С. Калиниченко, И.Ф. Кравченко, А.В. Еланский // Тезисы докладов научно-практической конференции «Актуальные проблемы развития авиационной техники и опыт ее эксплуатации в особый период». – 2015.

A.V. Degtyarev. Supersonic unmanned aerial vehicles / A.V. Degtyarev, A.P. Kushnarov, Ye.Yu. Baranov, A.V. Aks'onenko, N.V. Poluian. D.S. Kalynychenko, I.F. Kravchenko, A.V. Yelanskii // Presentations theses of the *Present Issues of Aircraft Technology Development and Use in a Special Period*, 2015.

16. Калиниченко, Д.С. Визначення вимог до матеріалів гіперзвукового літака-розгінника авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько, І.О. Гусарова // Збірник тез XXIII Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2021. – С. – 134.

D.S. Kalynychenko. Determination of requirements for materials used in the hypersonic booster aircraft of the aerospace system / D.S. Kalynychenko, N.A. Manko,

I.O. Husarova // Presentations theses of the XXIII *Human and Space* International Youth Scientific and Practical Conference, 2021, p.134.

17. Калиниченко, Д.С. Визначення конструктивної схеми та матеріалів силової установки на базі прямоточного двигуна безпілотного літального апарату авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько // Збірник тез XXVI Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2024. – С. – 289–290.

D.S. Kalynychenko. Determination of design scheme and materials of power plant based on unmanned aerial vehicle ramjet engine of the aerospace system / D.S. Kalynychenko, N.A. Manko // Presentations theses of the XXVI Human and Space International Youth Scientific and Practical Conference, 2024, p.289–290.

**Scientific works which additionally reflect scientific results of dissertation:**

18. Пат. 107838 Україна, B64G 1/14, B64D 5/00. Спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту / Калиниченко Д.С., Аксьоненко О.В., Полуян М.В., Тарасов В.Е., Задоя А.С.; заявник та власник патенту Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля – а 2013 00277; заяв. 08.01.2013; опубл. 25.02.2015, Бюл. №4. – 6 с.

Patent 107838 Ukraine, B64G 1/14, B64D 5/00. A technology of payload ascent to orbit / D.S. Kalynychenko, O.V. Aks'onenko, M.V. Poluiian, V.Ye. Tarasov, A.S. Zadoia; patent applicant and holder- M.K. Yangel Yuzhnoye State Design Office, a 2013 00277; submitted 08.01.2013; published 25.02.2015, bulletin #4, 6 pages.

## ЗМІСТ

Перелік умовних позначень, символів та скорочень.....	23
Вступ.....	27
1      Аналіз сучасного стану засобів виведення корисного вантажу.....	34
1.1    Постановка задачі для першого розділу .....	34
1.2    Розгляд типів старту авіаційно-космічної системи .....	36
1.3    Визначення ступінчастості авіаційно-космічної системи .....	37
1.4    Аналіз багаторазовості авіаційно-космічної системи .....	44
1.5    Основні техніко-економічні та проектні параметри існуючих прототипів .....	53
1.6    Патентний аналіз авіаційно-космічних систем.....	62
1.7    Висновки першого розділу.....	67
2      Визначення методики техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи .....	70
2.1    Постановка задачі для другого розділу .....	70
2.2    Схема вирішення науково-технічної задачі .....	70
2.3    Вибір номенклатури техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи .....	75
2.4    Вибір критерію мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему .....	77
2.5    Встановлення залежності між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації.....	79
2.6    Висновки другого розділу .....	82
3      Техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи першого наближення.....	83
3.1    Постановка задачі для третього розділу .....	83
3.2    Визначення проектних параметрів ракети космічного призначення та безпілотного літального апарату .....	83
3.3    Визначення обмеження сумарної швидкості розгону авіаційно-космічної системи .....	87
3.4    Визначення допустимого швидкісного напору для безпілотного літального апарату.....	88

	22
3.5	Визначення максимально допустимої температури на поверхні безпілотного літального апарату ..... 91
3.6	Визначення вартості створення авіаційно-космічної системи..... 93
3.7	Визначення швидкості та висоти в момент розділення безпілотного літального апарату та ракети космічного призначення ..... 96
3.8	Висновки третього розділу..... 99
4	Техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи другого наближення ..... 101
4.1	Постановка задачі для четвертого розділу ..... 101
4.2	Визначення маси та вартості ракети космічного призначення другого наближення ..... 102
4.3	Визначення маси та вартості безпілотного літального апарату другого наближення ..... 116
4.4	Обґрунтування техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи ..... 146
4.5	Висновки четвертого розділу..... 146
5	Порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно- космічної системи з існуючими аналогами ..... 148
5.1	Постановка задачі для п'ятого розділу ..... 148
5.2	Порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно- космічної системи з існуючими аналогами ..... 148
5.3	Висновки п'ятого розділу..... 153
	Висновки ..... 155
	Список використаних джерел ..... 158

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ ТА СКОРОЧЕНЬ

### Умовні позначення та символи

- $b_d$  – відносна вартість двигунів БПЛА
- $b_k$  – відносна вартість конструкції РКП
- $b_{гас}$  – відносна вартість гасу
- $b_{кон}$  – відносна вартість конструкції БПЛА
- $b_{об}$  – відносна вартість обладнання БПЛА
- $b_{п}$  – відносна вартість твердого палива
- $V_A$  – витрати на амортизацію
- $V_{шт}^A$  – усереднені питомі витрати на амортизацію
- $V_{БПЛА}$  – вартість БПЛА
- $V_{відп}$  – вартість наземного та льотного відпрацювання
- $V_z$  – витрати на один запуск
- $V_{доб}$  – вартість доби перебування у відрядженні
- $V_{л/м}$  – вартість роботи однієї людини за один місяць
- $V_o$  – вартість виготовлення одноразових складових АКС
- $V_{шт}^o$  – усереднена питома вартість виготовлення конструкції
- $V_{орг}$  – вартість робіт з організації випробувань
- $V_{п}$  – вартість палива
- $V_{про}$  – вартість проектно-конструкторської розробки
- $V_{проживання}$  – вартість проживання при перебуванні у відрядженні
- $V_{проїзду}$  – вартість проїзду при перебуванні у відрядженні
- $V_r$  – витрати на розробку та експериментальне відпрацювання
- $V_{РКП}$  – вартість РКП
- $V_{рр}$  – вартість регламентних робіт та послуг аеродрому
- $V_{ст}$  – вартість залучення сторонніх організацій
- $C_p$  – питома теплоємність повітря
- $C_x$  – коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили
- $C_{xa}$  – коефіцієнт лобового опору

$C_y$  – коефіцієнт нормальної аеродинамічної сили

$C_{yа}$  – коефіцієнт підйомної сили

$D_{ні}$  – тривалість відрядження у днях

$d$  – характерний розмір

$D$  – діаметр РКП

$E$  – критерій мінімізації витрат на АКС

$g$  – прискорення вільного падіння

$I$  – питомий імпульс

$I_0$  – ентальпія загальмованого потоку

$I_B$  – ентальпія відновлення

$I_{me}$  – механічний еквівалент теплоти

$I_w$  – ентальпія газу при температурі поверхні

$H, y$  – висота польоту, орбіти

$k$  – коефіцієнт адіабати

$K_{адм}$  – коефіцієнт адміністративних витрат

$K_3$  – геоцентрична гравітаційна постійна

$K$  – коефіцієнт аеродинамічної якості

$m_d$  – відносна маса двигунів БПЛА

$m_k$  – відносна маса конструкції

$m_{об}$  – відносна маса обладнання БПЛА

$m_{тс}$  – сумарна секундна витрата палива

$m_z$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа

$M$  – число Маху набігаючого потоку

$M_{АКС}$  – маса АКС

$M_{іс}$  – тривалість кожного етапу у місяцях

$M_k$  – маса конструкції

$M_k^B$  – маса конструкції багаторазових складових АКС

$M_{кв}$  – маса корисного вантажу

$M_{РКП}$  – маса РКП

$M_{\Sigma к.в.}$  – сумарна маса виведених корисних вантажів



$L, x$  – дальність

$n$  – кількість запусків АКС

$Nu_w$  – число Нуссельта при температурі стінки

$\Pi$  – кількість задіяних працівників

$p$  – питома навантаження на крило

$P$  – сила тяги двигуна

$Pr$  – число Прандтля

$q_0$  – питомий тепловий потік

$q_{max}$  – максимальний швидкісний напор

$q_w$  – конвективний тепловий потік

$r_t$  – коефіцієнт відновлення пограничного шару

$Re_w$  – число Рейнольдса при температурі стінки

$R_z$  – радіус Землі

$R_o$  – радіус затуплення

$S_m$  – площа міделю

$t$  – час польоту

$T_B$  – температура відновлення газу

$T_{et}$  – кут нахилу траєкторії

$T_o$  – температура на поверхні обшивки БПЛА

$T_H$  – температура набігаючого потоку

$T_w$  – температура стінки

$V$  – швидкість польоту

$w_z$  – кутової швидкості тангажу

$X_a$  – сила лобового опору

$Y_a$  – підйомна сила

$\alpha, \text{alfa}$  – кут атаки

$\alpha_t$  – коефіцієнт тепловіддачі

$\Delta C_{xH}$  – приріст  $C_x$  за висотою польоту

$\Delta V$  – втрати швидкості

$\epsilon_k$  – відносна маса конструкції ступенів (розгінних блоків) РКП

$\theta$  – кут тангажу

$\lambda$  – коефіцієнт теплопровідності матеріалу

$\lambda_{КВ}$  – відносне подовження корисного вантажу

$\mu_{п}$  – відносна маса палива

$\mu_{ПП}$  – відносна маса палива на повернення БПЛА

$\mu_w$  – значення в'язкості в даній точці при температурі стінки

$\rho$  – щільність повітря, корисного вантажу

### **Скорочення**

АДХ – аеродинамічні характеристики

АКС – авіаційно-космічна система

БЛА – багаторазовий літальний апарат

БОМ – багаторазовий орбітальний модуль

БПЛА – безпілотний літальний апарат

БТКС – багаторазова транспортно-космічна система

КВ – корисний вантаж

ЛТХ – льотно-технічні характеристики

ОЛ – орбітальний літак

ПКЛ – повітряно-космічний літак

ППРД – прямоточний повітряно-реактивний двигун

РКП – ракета космічного призначення

РН – ракета-носій

РРД – рідинний ракетний двигун

ТПП – твердопаливні прискорювачі

ТРД – турбореактивний двигун

ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун

## ВСТУП

### **Обґрунтування вибору теми дисертаційного дослідження.**

Використання навколоземного простору є необхідним для життєдіяльності людства. Важко уявити світ без супутникового зв'язку, супутникового моніторингу, Інтернету, телебачення, систем позиціонування, космічних знімків та прогнозу погоди. Використання космічного простору проводиться багатьма країнами світу. Труднощі активної участі у цьому України обумовлені відсутністю власного космодрому та необхідної інфраструктури для пуску ракет з власної території, що обумовлено територіальними особливостями та географічним розташуванням України, оскільки є питання забезпечення безпеки зон падіння відокремлених частин ракет космічного призначення.

Альтернативним варіантом доставки супутників на навколоземні орбіти є використання авіаційно-космічної системи (АКС) повітряного старту, що складається з багаторазового авіаційного розгінника та ракети космічного призначення. Така система здатна експлуатуватися з наявних аеродромів. Для України реалізація подібного проекту дозволить забезпечувати запуски як власних так і комерційних супутників незалежно від інших країн.

В свою чергу останнім часом все частіше постає питання зниження витрат та підвищення оперативності виведення корисного вантажу на орбіту. Рішення даного питання можливо при повторному використанні складових частин системи, зменшенні засобів наземного обслуговування, а також скороченні районів падіння відокремлених частин. Цю проблему можливо вирішити за рахунок використання авіаційно-космічної системи повітряного старту з багаторазовим авіаційним розгінником та одноразовою ракетою космічного призначення.

Слід зазначити, що провідними країнами світу проводяться дослідження, що спрямовані на визначення техніко-економічних параметрів системи виведення вантажу з повітряним стартом. Відповідно до розпорядження Кабінету Міністрів України від 16.12.2020 року № 1581-р, визначений Перелік пріоритетних для

держави інвестиційних проектів до 2023 року у якому передбачено інвестування проекту ракетно-космічного комплексу повітряного старту.

Актуальність дисертаційного дослідження полягає у техніко-економічному обґрунтуванні параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту у складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення, що здатна забезпечити виведення корисного вантажу на навколосемні орбіти без застосування космодрому, що є актуальним питанням для України.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.**

Наукові дослідження з визначення вигляду авіаційно-космічної системи та її характеристик проведено на Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» в рамках проектів «Транспортно-космічна система (ТКС)» відповідно до Контракту № УН-09195 від 22.09.2009 р., «Вибір конкретних конструкторсько-технічних рішень та матеріалів БПЛА (ТКС-М)» відповідно до Контракту № УН-13064 від 20.06.2013 р. та «Визначення вигляду силової установки на базі прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ТКС-ПВРД)» відповідно до Контракту УН-13065 від 20.06.2013 р.

**Мета дослідження** – техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту у складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення, що здатна забезпечити виведення корисних вантажів на навколосемні орбіти без застосування космодрому.

### **Задачі досліджень:**

1. Систематизація та аналіз сучасного стану засобів виведення корисного вантажу на навколосемні орбіти наявними засобами, існуючими проектами та запатентованими рішеннями;
2. Визначення методики техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи із застосуванням відносних показників – проектних параметрів багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення;

3. Обґрунтування техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи на основі обраного критерію мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему, що відображає її суттєві якості, покращення яких при виведенні корисного вантажу дають значні переваги;

4. Порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту з існуючими аналогами.

**Об'єкт дослідження** – процеси виведення корисного вантажу на навколосезну орбіту ракетою космічного призначення шляхом повітряного старту з безпілотного літального апарату.

**Предмет дослідження** – техніко-економічні параметри авіаційно-космічної системи повітряного старту, багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення.

#### **Методи дослідження.**

Для визначення принципової схеми обраної авіаційно-космічної системи застосовувалися методи системного аналізу, що полягали у розгляді впливу окремих складових частин авіаційно-космічної системи на виконання задачі виведення корисного вантажу та аналогії і порівняння, що полягали у проведенні аналізу обраної авіаційно-космічної системи з існуючими проектами та патентами.

Для визначення технічних та економічних параметрів авіаційно-космічної системи застосовувалися розрахункові методи, що полягали у проведенні розрахунків масового зведення, аеродинамічних та льотно-технічних характеристик.

#### **Наукова новизна одержаних результатів.**

1. Вдосконалено концепцію авіаційно-космічної системи у складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення, що здатна забезпечити виведення корисного вантажу на навколосезні орбіти без застосування космодрому на основі мінімізації її маси та вартості;

2. Покращено спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту, який зменшує запаси палива на борту безпілотного літального апарату, масу ракети

космічного призначення та витрати на підготовку і забезпечення оператора польоту (Патент на винахід UA 107838);

3. Вперше розроблено методику техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи в складі багаторазового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення з врахуванням обмежень на її енергетичні та економічні параметри;

4. Вперше виконано техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи для виведення корисного вантажу на навколоземні орбіти без застосування космодрому.

### **Практичне значення одержаних результатів.**

Результати проведених досліджень щодо вдосконалення концепції авіаційно-космічної системи полягли в основу проекту «Транспортно-космічна система (ТКС)» відповідно до Контракту № YN-09195.

Результати проведених досліджень щодо визначення вимог та умов експлуатації конструкційних та теплозахисних матеріалів були використані в рамках проекту «Вибір конкретних конструкторсько-технічних рішень та матеріалів БПЛА (ТКС-М)» відповідно до Контракту № YN-13064.

Результати проведених досліджень щодо визначення вимог та умов експлуатації силової установки багаторазового безпілотного літального апарату були використані в рамках проекту «Визначення вигляду силової установки на базі прямогочного повітряно-реактивного двигуна (ТКС-ПВРД)» відповідно до Контракту YN-13065.

Результати проведених досліджень використовуються при проектуванні аналогічних літальних апаратів у Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» (підтверджено Актом впровадження).

Результати дисертаційних досліджень використовують в освітньому процесі при проведенні лекційних і практичних занять, які викладають відповідно до навчальних програм дисциплін на кафедрі проектування та конструкції фізико-

технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара (Акт реалізації).

### **Особистий внесок автора.**

Здобувачем на підставі вивчення й аналізу літературних джерел, патентів та систематизації існуючих проектів проведено обґрунтування техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи, які стали базовими при створення наукових основ роботи і викладені у двох статтях [46, 56], опублікованих без співавторства.

У спільних роботах автору належать:

[55, 58] – Визначення методичного підходу до вибору проектних параметрів авіаційно-космічної системи, аналіз літературних джерел та систематизація засобів виведення корисного вантажу.

[45, 47, 48, 49, 50] – Опис концепції багаторазового безпілотного літального апарату авіаційно-космічної системи та визначення його характеристик.

[57] – Аналіз літературних джерел, систематизація засобів виведення корисного вантажу та обґрунтування вибору авіаційно-космічної системи для виведення корисного вантажу на навколоземну орбіту.

[63] – Визначення критеріїв ефективності авіаційно-космічної системи та їх зв'язку з проектними параметрами.

[26, 1] – Визначення актуальності напрямку дослідження.

[78] – Визначення вимог до матеріалів літака-розгінника АКС.

[92] – Виконання техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту.

[117] – Визначення конструктивної схеми та матеріалів силової установки.

[118] – Визначення вимог до повітрязабірного пристрою АКС.

### **Апробація результатів дисертації.**

Основні результати проведених досліджень доповідались на наступних наукових конференціях:

1. IV Загальноросійська молодіжна науково-технічна конференція «Молодежь. Техника. Космос», м. Санкт-Петербург, 2012 (доповідь

«Транспортно-космическая система на базе гиперзвукового беспилотного летательного аппарата»);

2. 12 науково-технічна конференція «Створення та модернізація озброєння та військової техніки в сучасних умовах», м. Феодосія, 2012 (доповідь «Беспилотные летательные аппараты, разрабатываемые в КБ «Южное» »);

3. 64th International Astronautical Congress, м. Пекін, 2013 (доповідь «A technical approach to select design parameters of the air-launched space system»);

4. 4 міжнародна конференція «Космические технологии: настоящее и будущее», м. Дніпропетровськ, 2013 (доклад «Выбор средства доставки полезного груза на орбиту»);

5. 9 наукова конференція «Новітні технології – для захисту повітряного простору», м. Харків, 2013 (доповідь «Перспективные БПЛА»);

6. Науково-практична конференція «Актуальные проблемы развития авиационной техники и опыт ее эксплуатации в особый период», м. Київ, 2015 (доповідь «Сверхзвуковые беспилотные летательные аппараты»);

7. Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», м. Дніпро, 2021 (доповідь «Визначення вимог до матеріалів гіперзвукового літака-розгінника авіаційно-космічної системи»).

8. Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», м. Дніпро, 2024 (доповідь «Визначення конструктивної схеми та матеріалів силової установки на базі прямоточного двигуна безпілотного літального апарату авіаційно-космічної системи»).

### **Публікації.**

За результатами виконаних досліджень опубліковано 18 наукових праць, у тому числі 10 статей (2 з них одноосібні), з них 4 статті у збірниках та журналах, що включені до переліку наукових фахових видань України, 2 статті у наукових періодичних виданнях інших держав із напрямку з якого підготовлено дисертацію, 5 статті у періодичних виданнях, включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України, проіндексованих у базах даних Web of Science та Scopus, 8 публікацій в матеріалах конференцій та тезах доповідей та 1 патент.



### **Структура та обсяг роботи**

Дисертаційна робота складається з переліку умовних позначень, символів та скорочень, вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел із 132 найменувань. Загальний обсяг дисертації становить 171 сторінок, що містять 145 сторінок основного тексту, 64 рисунок та 50 таблиць.

# **1 Аналіз сучасного стану засобів виведення корисного вантажу**

Однією з особливостей авіаційної та ракетно-космічної техніки є високий темп ускладнення та оновлення конструкцій, що пов'язано з постійно зростаючими тактико-технічними та економічними вимогами. На початку розвитку засобів виведення достатньо було здійснити доставку корисного вантажу на навколосемну орбіту. У подальшому відбувалося покращення конструкції засобів виведення шляхом оптимізації двигунів, палив, конструктивних рішень, застосованих матеріалів, аеродинамічної форми та інших параметрів, що збільшувало енергетичні можливості засобу виведення. Останнім часом пріоритетним є покращення конструкції з точки зору максимального зниження вартості виведення корисного вантажу.

Для забезпечення зниження вартості виведення корисного вантажу значний інтерес викликає повторне використання складових частин засобу виведення та зменшення засобів наземного обслуговування, що є актуальним питанням для України [1]. Це забезпечується застосуванням засобів виведення горизонтального старту з багаторазовими складовими частинами.

## **1.1 Постановка задачі для першого розділу**

Для аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу проведена їх систематизація в залежності від способу старту, ступінчастості та багаторазовості, результати якої наведені на рисунку 1.1.

Задачами першого розділу є:

- проведення аналізу існуючих засобів виведення корисного вантажу за типом старту, ступінчастістю та багаторазовістю та визначення принципової схеми АКС, що здатна вивести корисний вантаж на навколосемні орбіти без застосування космодрому, що є актуальним питанням для України;
- визначення основних техніко-економічних параметрів та основних проектних параметрів існуючих прототипів АКС;
- проведення аналізу запатентованих рішень щодо схеми виведення корисного вантажу на навколосемні орбіти.

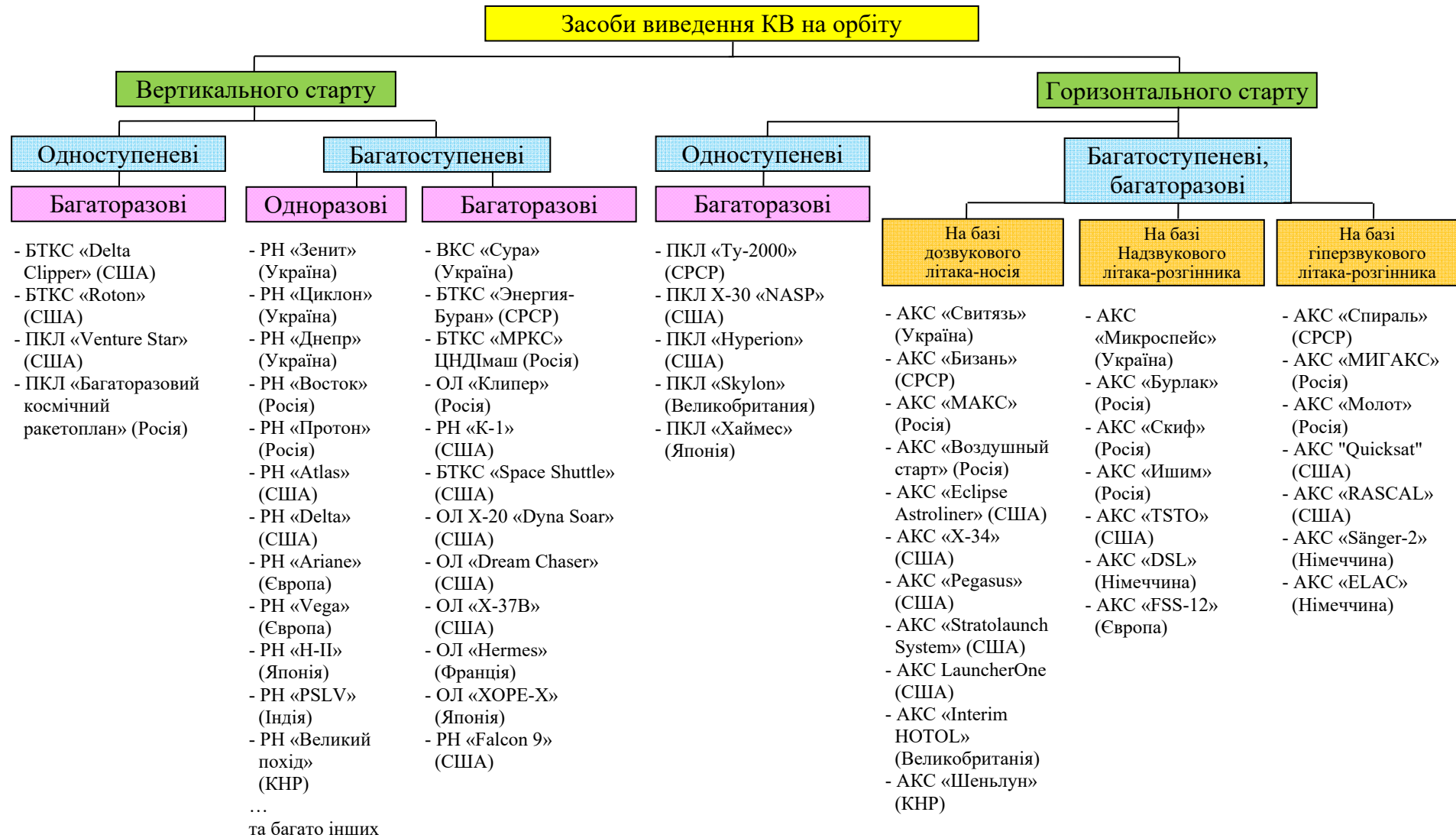


Рисунок 1.1 – Систематизація засобів виведення корисного вантажу

## 1.2 Розгляд типів старту авіаційно-космічної системи

Для вертикального старту необхідна тяга що перевищує вагу засобу виведення зазвичай на 20 – 25%. Для горизонтального старту достатньо тяги величиною 30% від злітної ваги. При вертикальному старті використовуються рідинні або твердопаливні ракетні двигуни, які потребують наявності двох компонентів палива на борту та мають низьку економічність. А для горизонтального старту використовуються повітряно-реактивні двигуни, які використовують окиснювач з навколишнього простору та мають високу економічність. Однак при вертикальному старті використовується один тип двигуна протягом усієї траєкторії, що забезпечує простоту та відпрацьованість схеми. При горизонтальному старті можуть використовуватись до чотирьох різних типів двигунів або принципів які об'єднуються в одному двигуні, що є складною та ризикованою схемою, яка потребує відпрацювання.

Вертикальний старт здійснюється в основному за рахунок дії реактивної сили, і при цьому виникають великі гравітаційні втрати. Однак при вертикальному старті за рахунок швидкого проходження щільних шарів атмосфери температура конструкції значно не підвищується. При горизонтальному старті крім дії реактивної сили на апарат також діє аеродинамічна підйомна сила. За рахунок використання аеродинамічної сили, тобто тривалого проходження через щільні шари атмосфери, виникає значний кінетичний нагрів конструкції, що вимагає наявності теплозахисного покриття.

Також при вертикальному старті необхідна розвинена інфраструктура космодрому з громіздким наземним обладнанням, і при цьому місце розташування старту істотно впливає на нахил орбіти. При горизонтальному старті можливо використання наявних аеродромних майданчиків та при цьому можливе виведення корисного вантажу у широкому діапазоні нахилів орбіти.

Крім того для горизонтального старту набагато простіше забезпечити багаторазовість засобів виведення.

Узагальнимо переваги та недоліки вертикального та горизонтального старту та наведемо їх у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Порівняння типів старту АКС

Вертикальний старт	Горизонтальний старт
Переваги:	Переваги:
+ Застосовується один тип двигуна	+ Один тип палива на борту (у щільних шарах атмосфери)
	+ Використання існуючих аеродромів
	+ Можливість вибору аеродрому для необхідного нахилу орбіти
Недоліки:	Недоліки:
– Розміщення двох компонентів палива на борту	– Значний кінетичний нагрів конструкції
– Великі гравітаційні та аеродинамічні втрати	– Використання декількох типів двигунів (до 3)
– Необхідний стаціонарний космодром з громіздким наземним обладнанням	
– Місце старту суттєво впливає на нахил орбіти	

З аналізу таблиці 1.1 випливає, що для найбільш доцільним є застосування горизонтального старту через більшу кількість переваг.

### 1.3 Визначення ступінчастості авіаційно-космічної системи

Ідеальним є одноступеневий засіб для виведення корисного вантажу. У випадку відсутності відокремлюваних частин немає необхідності в районах відчуження, в обладнанні, яке забезпечує відділення частин, а також спрощуються умови експлуатації системи в цілому. Однак для виведення корисного вантажу на космічну орбіту вантаж необхідно розігнати до швидкості  $\sqrt{\frac{K_3}{R_3 + H_{кол}}}$ , де  $K_3$  – геоцентрична гравітаційна постійна, яка дорівнює добутку гравітаційної постійної на масу Землі та дорівнює  $3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ ;  $R_3$  – радіус Землі, що дорівнює 6371 км,  $H$  – висота орбіти. Крім того необхідно ще врахувати втрати швидкості на зміну тяги з висотою, аеродинамічні та гравітаційні втрати, які складають в сумі 20 – 25% від ідеальної швидкості, яка визначається за формулою Ціолковського:

$$V_k = 0,75 \cdot I \cdot g \cdot \ln\left(\frac{1}{1 - \mu_{II}}\right), \text{ де відносна маса палива } \mu_{II} = \frac{M_{AKC} - M_k}{M_{AKC}} [2].$$

При цьому  $I$  – це питомий імпульс в порожнечі. Для оцінки швидкості приймаємо відносну вагу палива 0,912 (РН Зеніт 3SLB) та максимальний питомий

імпульс хімічних палив ( $H_2+F_2$  при тиску в камері згоряння 6,67 МПа та тиску на зрізі рівному атмосферного тиску та рівному 0,1 МПа) 410 [3]. Враховуючи що різниця між пустотним питомим імпульсом і питомим імпульсом на Землі складає близько 10 – 20%, то пустотний питомий імпульс приймемо рівним

$$I = 410 \cdot 1,1 = 451 \text{ с}, \quad \text{тоді} \quad V_k = 0,75 \cdot 451 \cdot 9,807 \cdot \ln\left(\frac{1}{1-0,912}\right) = 8.062 \quad \text{км/с} >$$

$$\sqrt{\frac{K}{R_3 + H_{\text{кол}}}} = \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^5}{6371 + 200}} = 7,788 \text{ км/с}, \text{ що достатньо для виводу вантажу на навколо}$$

орбіту. Однак, фтор ( $F_2$ ) є дуже токсичний і до того ж його достатньо проблематично отримати. Крім цього відносна маса палива в більшості засобів виведення не перевищує 0,9. Добре відомий проект одноступеневого ПКЛ «Venture Star» [4, 5], в якому використовувалася рідинна ракетна рушійна установка або рідинний ракетний двигун (РРД) XRS 2000 (рисунок 1.2). В цьому двигуні використовуються компоненти палива рідкий кисень і водень. Питомий імпульс XRS 2000 на рівні моря дорівнює 353 с, а у пустоті 461 с. Проектна загальна маса ПКЛ повинна складати 1187 тон, а маса палива 1061 тон, тобто відносна маса палива дорівнює  $\mu_{\text{п}} = \frac{1061}{1187} = 0,894$ . При цьому кінцева швидкість

$$\text{дорівнює } V_k = 0,75 \cdot 461 \cdot 9,807 \cdot \ln\left(\frac{1}{1-0,894}\right) = 7,61 \text{ км/с}, \text{ що не достатньо для виведення}$$

на орбіту. Проект не був реалізований, так як навіть така суха маса не була досягнута.

Наведемо аналіз ступінчастості засобів виведення з горизонтальним стартом. Одноступеневі засоби виведення корисного вантажу в космос з горизонтальним стартом можуть бути потенційно реалізовані на цьому етапі розвитку науки і техніки. У засобах виведення корисного вантажу з горизонтальним стартом для підвищення економічності використовуються комбіновані силові установки або силові установки з комбінованими циклами.

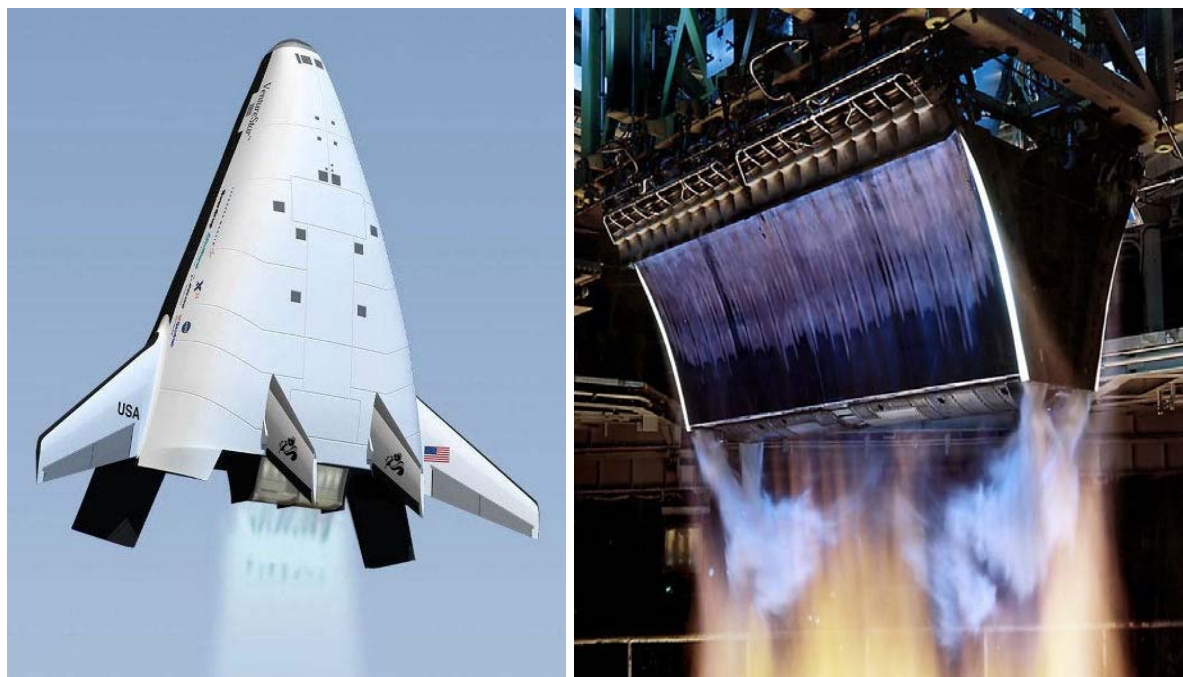


Рисунок 1.2 – Проект ПКЛ «Venture Star» та РРД XRS 2000

Комбіновані силові установки (рисунок 1.3) поєднують позитивні сторони двигунів різних типів. Найбільшого поширення отримала комбінація турбореактивного (ТРД), прямооточного повітряно-реактивного (ППРД) і ракетного типу двигунів [6]. При цьому поєднанні для старту, підйому і попереднього розгону використовується турбореактивний двигун. Цей тип двигуна є найбільш оптимальним на цій ділянці польоту за рахунок найбільшої економічності, тобто високим питомим імпульсом. Турбореактивні двигуни можуть використовуватися до швидкостей близько 3 Махів. Для подальшого розгону використовуються прямооточні повітряно-реактивні двигуни з різною швидкістю горіння, які можуть використовуватися в діапазоні від 1,5 до 14 Махів. Для остаточного розгону і виведення апарату на орбіту використовується ракетний тип двигуна.

Відмінність комбінованих силових установок і силових установок з комбінованими циклами (рисунок 1.4) полягає в тому, що в комбінованих силових установках поєднуються окремі типи двигунів (тобто окремі двигуни, які можуть працювати незалежно від інших), для яких можуть використовуватися загальні або окремі вхідні і вихідні пристрої. У силових установках з комбінованими циклами використовується поєднання основних елементів різних типів двигунів,

тобто поєднуються контур з компресором, прямоточний контур і контур РРД [9]. У таких силових установках використовується загальна для усіх конструкція із загальними для усіх вхідними і вихідними пристроями. Силова установка з комбінованими циклами легша і складніше комбінованої силової установки.

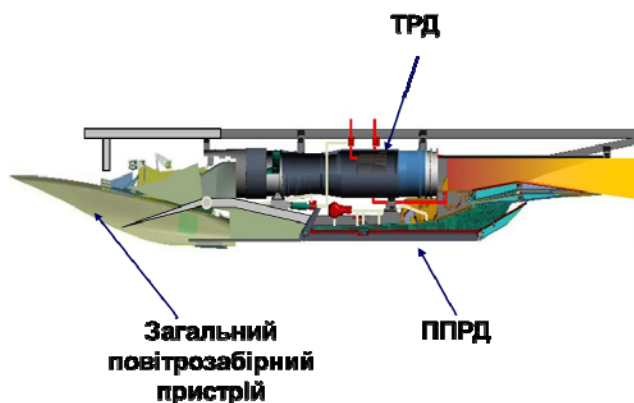


Рисунок 1.3 – Комбінована силова установка [7]

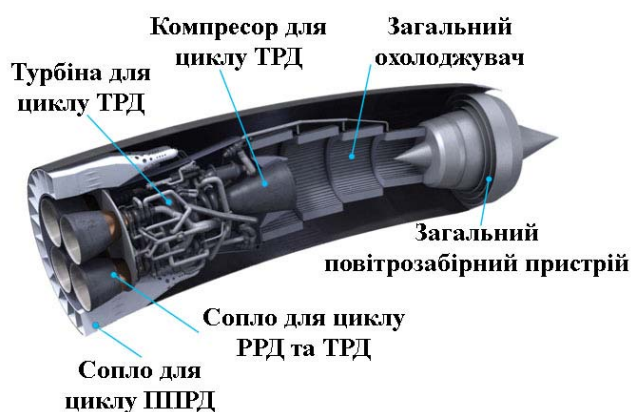


Рисунок 1.4 – Силова установка з комбінованими циклами [8]

Створення одноступеневого засобу виведення з горизонтальним стартом найбільш доцільне. Проте такий засіб виведення є досить складною системою, що вимагає великих об'ємів випробувань, відпрацювання більшості компонентів системи, застосування спеціального теплозахисного покриття і вирішення багатьох інших питань. Яскравими представниками засобів виведення цієї групи є проекти ПКЛ Ту-2000, ПКЛ Hyperion і ПКЛ Skylon.

ПКЛ Ту-2000 (рисунок 1.5) розроблений на початку 1990-х років в АНТК ім. А.Н. Туполева. ПКЛ має здатність здійснювати зльоти і посадки з стандартних злітно-посадочних смуг завдовжки до 3000 м, здійснювати польоти з розворотом на дозвуковій швидкості після зльоту для виходу в задану точку початку розгону, швидко виконувати розгін до заданої швидкості і висоти, включаючи вихід на кругову орбіту, а також подальшу посадку [6]. Для ПКЛ прийнята аеродинамічна схема "безхвістка" з трикутним крилом відносно невеликої площі і малого подовження. Усі елементи ПКЛ конструктивно інтегровані навколо силової установки, що складається з шести ТРД, що знаходяться в хвостовій частині, основного розгінного широкодіапазонного ППРД, розташованого під фюзеляжем в задній його частині, і двох РРД для маневрування в космічному просторі.



Широкодіапазонний ППРД включає повітрязабірник зовнішньо-внутрішнього стиснення, регульовані камери згорання з косим зрізом і багатоканальну систему подачі палива. Повітряні канали ТРД після досягнення швидкості  $M=2 - 2,5$  і початку роботи широкодіапазонного ППРД закриваються заслінками, які у відкритому стані утворюють вхід повітрязабірника ТРД. Для живлення РРД окисником у хвостовій частині фюзеляжу встановлений кисневий паливний бак. Усі двигуни в якості пального використовують рідкий водень з єдиної паливної системи.

У носовій частині фюзеляжу розташована кабіна екіпажу на двох членів екіпажу. У остаточному варіанті злітна маса ПКЛ складає 250 тон. Подібний апарат доставлятиме на навколоземну орбіту 200-400 км корисний вантаж в 6-10 тон.



Рисунок 1.5 – ПКЛ Ту-2000



Рисунок 1.6 – ПКЛ Hyperion

У кінці 1990-х років Технологічним інститутом Джорджії (США) було проведено дослідження концепції ПКЛ Hyperion для доставки корисного вантажу масою 9072 кг на кругову орбіту висотою 185 км і нахилом  $28,5^\circ$  з Космічного Центру ім. Кенеді [10]. Hyperion (рисунок 1.6) є одноступеневим носієм з конічною передньою частиною, крилами великої стріловидності і парними вертикальними крилами. Силова установка з комбінованими циклами включає ракетний режим роботи і п'ять киснево-водневих надзвукових ППРД. Зліт і розгін носія відбувається на ежекторному ракетному режимі до 3 Махів, після чого силова установка перемикається на режим роботи ППРД, а потім близько 5,5

перемикається на режим роботи надзвукового ППРД, і продовжує розгін до 10 Махів. Після чого використовується ракетний режим для виходу на низьку навколосеземну орбіту.

Hyperion безпілотний і здатний до автономного польоту. Передбачається, що загальна маса має бути близько 363200 кг, а суха маса – 55900 кг. Щоб не застосовувати активне охолодження, усі температурно-навантажені частини носія зроблені з ультрависокотемпературного керамічного теплозахисту, причому, згори вона покривається металізованим теплозахистом.

ПКЛ Skylon (рисунок 1.7) здатний з розширеної аеродромної смуги одним ступенем виводити на низькі навколосеземні орбіти корисний вантаж масою 12 – 15 тон, з подальшим приземленням на аеродром. При цьому його нормальна злітна маса складає 345 тон, маса палива 277 тон, його довжина більше 80 м, а розмах крила близько 25 м [11].

Skylon забезпечений двигуном з комбінованими циклами, у якого є два експлуатаційні режими (повітряно-реактивний і ракетний). У одному режимі як окисник використовується повітря з атмосфери, а в іншому - рідкий кисень з внутрішніх баків. В якості палива двигун використовує охолоджений рідкий водень з внутрішніх паливних баків в усіх режимах.



Рисунок 1.7 – ПКЛ Skylon

При роботі повітряно-реактивного режиму потік повітря захоплюється через осесиметричний повітрязабірник і охолоджується попереднім теплообмінником. Попередній теплообмінник це частина контуру замкнутого циклу з гелієм, яка використовує водневе паливо для відведення тепла перед входом в камеру згорання.

Skylon злітає і задалегідь розганяється, використовуючи повітряно-реактивний режим роботи двигуна до швидкості 5,5 М і висоти близько 26 км, подальший розгін і вихід на орбіту відбувається на ракетному режимі роботи двигуна.

Такі проекти є перспективними, але досить проблематичним для їх реалізації. Тому для спрощення деяких питань, засоби виведення виконуються двоступеневими або з відокремлюваними частинами [12].

Узагальнимо переваги та недоліки одноступеневих та багатоступеневих АКС та наведемо їх у таблиці 1.2.

У таблиці 1.3 наведено порівняння основних параметрів одноступеневих засобів виведення корисного вантажу.

Таблиця 1.2 – Порівняння ступінчастості АКС

Одноступеневі засоби	Багатоступеневі засоби
Переваги:	Переваги:
+ Відсутність відокремлюваних частин, немає необхідності в районах відчуження, в обладнанні, яке забезпечує відділення частин, а також спрощується експлуатація системи в цілому	+ Багатоступеневі засоби вертикального та горизонтального старту є досить розповсюдженими, їх конструкція відпрацьована
Недоліки:	Недоліки:
– Одноступеневі засоби вертикального старту потребують високих питомих імпульсів двигуна та високого питомого імпульсу палива і є теоретично можливими, проте їх реалізація досить проблематична	– Багатоступеневі засоби вертикального старту потребують райони падіння або посадки та обладнання для забезпечення розділення та посадки
– Одноступеневі засоби горизонтального старту є перспективними, але досить проблематичними і потребують відпрацювання силової установки та ефективного теплозахисного матеріалу	– Багатоступеневі засоби горизонтального старту потребують обладнання для забезпечення розділення та посадки

Таблиця 1.3 – Порівняння основних параметрів одноступеневих АКС

Найменування	ПКЛ Venture Star	ПКЛ Ту-2000	ПКЛ Hyperion	ПКЛ Skylon
Тип старту	вертикальний	горизонтальний		
Маса корисного вантажу, т	25,3	10	9	14
Тип орбіти (нахил)	колова (28°)	колова	колова (28,5°)	колова (30°)
Висота орбіти, км	200	200	185	250
Стартова маса АКС, т	1187	250	363	345

Найменування	ПКЛ Venture Star	ПКЛ Ty-2000	ПКЛ Hyperion	ПКЛ Skylon
Тип старту	вертикальний	горизонтальний		
Тяга стартових двигунів, тс	1267	180	218	275
Відносна маса корисного вантажу	0,021	0,04	0,025	0,04
Стартова тягоозброєність	1,07	0,72	0,6	0,8

Ідеальним є одноступеневий засіб для виведення корисного вантажу. У випадку відсутності відокремлюваних частин немає необхідності в районах відчуження, в обладнанні, яке забезпечує відділення частин, а також спрощується експлуатація системи в цілому. Однак на сьогоднішньому рівні розвитку технологій реалізація одноступеневого засобу виведення корисного вантажу є надто складною задачею. Тому з аналізу таблиць 1.2 та 1.3 випливає, що найбільш доцільним є застосування багатоступеневих засобів горизонтального старту.

#### **1.4 Аналіз багаторазовості авіаційно-космічної системи**

##### *1.4.1 Аналіз багаторазовості вертикального старту*

Наступним критерієм систематизації є кількість використання засобу виведення, тобто його багаторазовість або одноразовість. Основні засоби виведення, які використовуються на сьогодні, є одноразовими, оскільки їх простіше зробити та є величезний досвід створення і експлуатації подібних виробів. Проте з точки зору доцільності використання одноразові засоби виведення мають більшу вартість доставки корисного вантажу на навколоземну орбіту. Тобто при досить частому використанні для доставки корисного вантажу багаторазових засобів виведення, вартість виведення кілограму корисного вантажу знижується. Таким чином, доцільніше створення багаторазових засобів доставки корисного вантажу.

При вертикальному старті у більшості проектів використовується одноразовий перший ступінь в якості РН і багаторазовий другий ступінь в якості ОЛ [4, 13, 14, 15]. Основним завданням РН є розгін ОЛ до точки відділення або виведення ОЛ на проміжну орбіту з необхідними параметрами. Основним завданням ОЛ є виведення на робочу орбіту корисного вантажу або проведення

орбітальних робіт з подальшим поверненням на Землю. При порівнянні даних задач з одноразовими РН доцільність застосування ОЛ, що повертаються, необхідна тільки в тих випадках, коли потрібне повернення вантажу на Землю. Якщо ж ОЛ повертається на Землю без корисного вантажу, то немає необхідності в застосуванні багаторазових других ступенів. Яскравими і реалізованими представниками цієї групи систематизації є проекти БТКС «Space Shuttle» (рисунок 1.8), «Енергія-Буран» (рисунок 1.9) та Атлас-5 - X-37В (рисунок 1.10) [16]. Основною функцією якого, і була доставка корисного вантажу на орбіту і на Землю. Проте навіть у такому разі вартість доставки корисного вантажу є надмірно великою, через наявність значних доопрацювань ОЛ після посадки. Значні доопрацювання ОЛ були потрібні через дію на нього високих температур і навантажень на ділянці повернення.



Рисунок 1.8 – «Space Shuttle»



Рисунок 1.9 – «Енергія-Буран»



Рисунок 1.10 – «X-37В»

Останнім часом реалізована концепція багаторазового вертикального старту із поверненням першого ступеню та його повторного використання. При цьому перший ступінь додатково оснащується органами керування, двигунами з глибоким дроселюванням тяги та з можливістю багатократного його запуску або додатковими двигунами та посадковими опорами. Також при цьому доцільнішим є використання рідкого метану в якості палива, так як при цьому відсутня

необхідність проведення додаткових продувок магістралей після гасу. Відомим є сучасний проект компанії SpaceX – «Falcon 9» (рисунок 1.11) [17], посадка першого ступеню якого відбувається на спеціальні баржі в океані.

У таблиці 1.4 наведено порівняння основних параметрів багатоступеневих АКС вертикального старту.



старт



посадка

Рисунок 1.11 – «Falcon 9»

Таблиця 1.4 – Порівняння основних параметрів багатоступеневих АКС вертикального старту

Найменування	Space Shuttle	Енергія-Буран	Атлас-5 501 X-37В	Falcon 9
Маса корисного вантажу, т	24,4	30	0,9	8
Тип орбіти (нахил)	колова	колова (50,7°)	колова	колова
Висота орбіти, км	200	200	400	200
Маса верхнього ступеню, т	68,5	105	4,99	110
Швидкість в момент розділення ступенів, м/с	7800	7650	7650	1700
Висота в момент розділення ступенів, км	113	115	200	70
Стартова маса АКС, т	2040	2400	340	549

Найменування	Space Shuttle	Енергія-Буран	Атлас-5 501 X-37В	Falcon 9
Тяга стартових двигунів, тс	2404	2960	390	775
Відносна маса корисного вантажу	0,0120	0,0125	0,003	0,0145
Стартова тягоозброєність	1,18	1,23	1,15	1,41

При вертикальному старті багаторазові засоби виведення можуть включати: одноразовий перший ступінь – ракета-носій та багаторазовий другий ступінь – орбітальний літак або багаторазовий перший ступінь – ракета-носій та одноразові верхні ступені – ракета-носій.

Доцільність використання комбінації ракета-носій – орбітальний літак є у тих випадках, коли окрім виведення корисного вантажу є необхідність і у поверненні його на Землю.

Принциповим недоліком використання багаторазового першого ступеня при вертикальному старті є необхідність додаткового створення посадкової площадки.

#### *1.4.2 Аналіз багаторазовості горизонтального старту*

Використання одноразових засобів виведення з горизонтальним стартом не доцільно, за рахунок їх більшої маси (у порівняння із одноразовими засобами виведення вертикального старту) при одній і тій самій масі корисного вантажу. Одноступеневі багаторазові засоби виведення горизонтального старту були описані вище (ПКЛ Ту-2000, ПКЛ Hyperion і ПКЛ Skylon). Серед наведеної систематизації залишаються тільки багатоступеневі багаторазові засоби виведення горизонтального старту. У цій групі можливе наступне ділення на повністю багаторазові або частково багаторазові. У повністю багаторазових багатоступеневих засобів виведення в якості другого ступеня використовується ОЛ, який може розпочинати свою роботу з щільних шарів атмосфери. Проте його використання і доопрацювання, як було відмічено вище, доцільно для тих випадків, коли крім виведення потрібне і повернення корисного вантажу. Прикладами цих проектів є АКС «Спіраль» [14], АКС «Sänger-2» [18, 19, 20],

АКС «ELAC» [21], АКС «Quicksat» [22, 23], АКС «X-34» [24] та АКС «Шеньлун» [25] (рисунок 1.12).

Найпривабливішим є використання частково багаторазових багатоступеневих засобів виведення з першим ступенем, що повертається, для виведення космічних апаратів. Перший ступінь здійснює основний розгін корисного навантаження, і його траєкторія польоту обирається так, щоб навантаження на неї були помірними, завдяки цьому виконання багаторазовим першого ступеня є доцільним. В якості другого ступеня у такому разі привабливим є масове виробництво легких одноразових ракет космічного призначення.

Розділення першого та другого ступенів можливо виконувати на дозвуковій, надзвуковій та гіперзвуковій швидкості.

#### **АКС на базі дозвукового літака-носія**

Розділення на дозвуковій швидкості є доцільнішим з точки зору використання дообладнаних існуючих транспортних або пасажирських літаків та незначних навантажень, що діють на перший ступінь АКС, тобто літак. Аналіз можливості створення такої АКС в Україні наведено у [26]. Представниками цієї категорії є проекти АКС «Pegasus» [27] та АКС «LauncherOne» [28] (рисунок 1.13 та 1.14), а також повністю багаторазові АКС «X-34» та «Шеньлун». При цьому вирішується проблема виводу корисного вантажу на навколосеземну орбіту за відсутності космодрому, але при цьому низький коефіцієнт багаторазовості. Також дослідження проведені у [29] показали, що при дозвуковому повітряному старті більшу частину вартості засобу виведення складає ракета-носіє.





АКС «Х-34»



АКС «Шеньлун»



АКС «Спіраль»



АКС «Sänger-2»



АКС «ELAC»



АКС «Quicksat»

Рисунок 1.12 – Багатоступеневі багаторазові засоби виведення горизонтального старту



Рисунок 1.13 – АКС «Pegasus»



Рисунок 1.14 – АКС «LauncherOne»

### АКС на базі надзвукового літака-носія

Для розділення на надзвуковій швидкості можуть бути застосовані надзвукові літаки винищувачі, перехоплювачі чи бомбардувальники. При цьому збільшується ступінь багаторазовості та зменшується вартість одноразової ракети-носія. Представниками цієї категорії є проекти АКС «Микроспейс» (рисунок 1.15) [30], АКС «Ишим» (рисунок 1.16) [31] та АКС «Бурлак» (рисунок 1.17) [32]. Дослідження проведені у [31] показують, що серед серійних надзвукових літаків найкращі параметри для забезпечення повітряного старту у літака МиГ-31, який розглядався у проекті АКС «Ишим». Зважаючи, що в Україні відсутній даний літак, а наявні літаки Су-27 безперервно забезпечують захист повітряного простору України, а також мають вичерпані терміни служби, доцільно застосовувати у складі авіаційно-космічної системи перший ступень спеціально спроектований.

Рисунок 1.15 –  
«Микроспейс»

Рисунок 1.16 – «Ишим»



Рисунок 1.17 – «Бурлак»

Також варто відмітити, що при застосуванні у якості першого ступеню дозвукового або надзвукового літака-носія певна частка маси та об'єму використовується для забезпечення життєдіяльності пілота, що знижує масові параметри та підвищує вартісні параметри. При цьому також слід враховувати, що необхідно передбачати кошти на навчання пілотів. Таким чином, спеціально спроектований ступінь доцільніше виконувати безпілотним.

У таблиці 1.5 наведено порівняння основних параметрів багатоступеневих АКС горизонтального старту на базі існуючих літаків.

Таблиця 1.5 – Порівняння основних параметрів багатоступеневих АКС горизонтального старту на базі існуючих літаків

Найменування	Pegasus XL	LauncherOne	Микроспейс	Ишим	Бурлак
Літак	L-1011 Tristar (Stargazer)	Boing 747-400 (Cosmic Girl)	Су-27	МиГ-31	Ту-160
Маса корисного вантажу, т	0,443	0,5	0,04	0,16	1,1
Тип орбіти (нахил)	колова (28,5°)	колова (0°)	сонячно- синхронна	колова	колова (0°)
Висота орбіти, км	185	230	500	200	200
Маса верхнього ступеню, т	22	25,8	6,6	10,3	32
Швидкість в момент розділення ступенів, М	0,87	0,67	1,7	2,1	1,7
Висота в момент розділення ступенів, км	11,89	10,67	15	17	14
Стартова маса АКС, т	156	249,5	30	50	267,6
Тяга стартових двигунів, тс	57	102,4	15,3	18,5	72
Відносна маса корисного вантажу	0,003	0,002	0,0013	0,003	0,004
Стартова тягоозброєність	0,37	0,41	0,51	0,37	0,27

### **Спеціально спроектовані гіперзвукові літаки-розгінники**

Спеціально спроектовані гіперзвукові літаки-розгінники дозволяють в процесі створення оптимізувати їх під вирішувану задачу та обрати необхідні параметри. Крім того при застосуванні багаторазового першого ступеня АКС з гіперзвуковою швидкістю відділення та більшої висоти одноразова ракета зменшується, а відповідно стає дешевшою.

Серед представників повністю багаторазових багатоступінчатих АКС з горизонтальним стартом відділення на гіперзвуковій швидкості виконується у проектах АКС «Спіраль», АКС «Sänger-2», АКС «ELAC» та АКС «Quicksat», що наведені на рисунку 1.12.

Серед представників частково багаторазових багатоступінчастих АКС з горизонтальним стартом та з великою надзвуковою (близькою до гіперзвукової) швидкістю польоту є проекти АКС RASCAL та АКС «Молот».

Узагальнимо переваги та недоліки одноразових та багаторазових АКС та наведемо їх у таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Порівняння багаторазовості АКС

Одноразові засоби	Багаторазові засоби
Переваги:	Переваги:
+ Одноразові багатоступеневі засоби вертикального старту є досить розповсюдженими, їх конструкція відпрацьована	+ Багаторазові засоби дозволяють знизити вартість виведення корисного вантажу
	+ Частково багаторазові засоби горизонтального старту на сьогодні експлуатуються і розробляються і є перспективними для дослідження
Недоліки:	Недоліки:
– Одноразові багатоступеневі засоби горизонтального старту недоцільні через високу вартість	– Необхідність доопрацювання багаторазового ступеню після посадки
	– Необхідність оснащення додатковими засобами для забезпечення відділення та посадки багаторазового ступеню

Таблиця 1.6 відображає, що для зниження вартості виведення корисного вантажу доцільно використання багаторазовості засобу виведення корисного вантажу.

Таким чином, найбільш доцільним є застосування частково багаторазових багатоступеневих засобів горизонтального старту, що складаються зі спеціально спроектованого гіперзвукового безпілотного багаторазового літального апарату та одноразової ракети.

## 1.5 Основні техніко-економічні та проектні параметри існуючих прототипів

З огляду на висновок попереднього розділу прототипами АКС, що досліджується є багаторазові засоби горизонтального старту, що застосовують у якості першого ступеню гіперзвуковий літак-розгінник. До них належать наступні АКС: частково багаторазові RASCAL та Молот, повністю багаторазові Спіраль, Sanger-2, ELAC.

Частково багаторазові АКС RASCAL та Молот є найближчими прототипами.

Концептуальна компоновка АКС RASCAL (рисунок 1.18) являє собою засіб виведення, що складається з трьох ступенів [34, 35]. В якості першої ступені використовується багаторазовий літальний апарат з турбореактивними двигунами. Друга та третя ступені виконуються на основі ракетних двигунів.

Основними цілями проведеного дослідження було досягнення наступних величин:

- маса корисного вантажу, що виводиться, близько 113,4 кг на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км;
- вартість виведення корисного вантажу близько 11000 \$/кг або 750 тис. доларів за політ.



Рисунок 1.18 – АКС RASCAL

Для досягнення цих цілей передбачалося використовувати першу ступінь на базі чотирьох турбореактивних двигунів F-100, які використовуються на винищувачах F-15 та F-16, що дозволить знизити вартість розробки. Проте

двигуни додатково обладнуються системою впроскування води та рідкого кисню в повітряний потік для попереднього охолодження компресора і підвищення висотності двигуна.

Передбачалося, що перший ступінь буде пілотованим. За припущенням описаного в [34] і [35] присутність пілота дозволяє обмежити перевантаження до 6g та отримати низьку вартість розробки так як немає необхідності в складній автоматичній системі польоту. Проте швидше за все визначальним стало побажання основного прихильника проекту RASCAL Військово-повітряних Сил США мати пілотовані винищувачі на відміну від безпілотних апаратів. Параметри першого ступеню наведені у таблиці 1.7.

Другий ступінь проекту RASCAL виконується на базі гібридного двигуна, який об'єднує тверде паливе з рідким окиснювачем. Така комбінація забезпечує параметри більші ніж у твердопаливних двигунів, але вартість та простота нижче рідинних двигунів. Ще однією перевагою є те що гібридний двигун може бути зупинений. У якості пального використовується гідроксил полібутадієну (НТРВ), а в якості окиснювача – перекис водню. Параметри другого ступеню наведені у таблиці 1.8.

Третій ступінь проекту RASCAL виконаний на базі твердопаливного ракетного двигуна. Також третій ступінь включає радіоелектронне обладнання та корисне навантаження. Загальна маса третього ступеню складає 1492 кг.

Таблиця 1.7 – Параметри першого ступеню RASCAL

Найменування	Значення
Загальна маса першого ступеню (без верхніх ступенів), кг	38782
Суха маса першого ступеню, кг	25657
Довжина першого ступеню, м	21,7
Розмах крила, м	24,7
Площа несучої поверхні, м <sup>2</sup>	250,8

Таблиця 1.8 – Параметри другого ступеню RASCAL

Найменування	Значення
Загальна маса другого ступеню (без врахування 3-го ступеню), кг	5766
Суха маса другого ступеню, кг	806

Другий та третій ступені розміщуються всередині першого ступеню. Відокремлення верхніх ступенів відбувається вгору.

Найбільш важливим у даному дослідженні є схема польоту і її ключові параметри. Схема польоту складається з таких основних ділянок:

- зліт, посадка та підйом засобу виведення, де відбувається включення двигунів, розгін, відрив та попередній підйом RASCAL;
- крейсерський політ в заданий район, який здійснюється на висоті 15 км при швидкості 0,8 Махів;
- розгін, який здійснюється до швидкості 4 Махи, висота при цьому складає 26,8 км;
- маневр «нирок», під час якого здійснюється підйом зі зниженням швидкості першого ступеня, при цьому в кінці маневру досягається висота близько 63 км та швидкість зниження до значення 2,23 Махи. Основна мета маневру «нирок» це зниження навантажень при відділенні, за рахунок чого на верхніх ступенях відсутній обтічник;
- відділення першого та другого ступенів відбувається під кутом нахилу траєкторії 20 градусів, після чого через 5 секунд відбувається вимкнення гібридного двигуна другої ступені, який розганяє корисний вантаж до швидкості близько 3,35 км/с на висоті близько 155 км;
- відділення другого и третього ступенів, після чого через 5 секунд запускається твердопаливний двигун третього ступеню та забезпечує необхідні параметри виходу на орбіту;
- зниження, повернення та посадка першого ступеню здійснюється паралельно з 5-м та 6-м ділянками схеми польоту.

Траєкторія польоту АКС «RASCAL» починаючи с заданого району, тобто без врахування старту та крейсерського польоту, наведена на рисунку 1.19.

Таким чином перший ступінь набирає 12% від необхідної висоти та нижче 10% від необхідної швидкості. Проте, як помічено авторами звіту, основним позитивним ефектом першого ступеня є не збільшення швидкості а забезпечення

відділення верхніх ступенів поза атмосферою, що дозволить зменшити навантаження та виключити обтічник.

Відповідно до наведеної траєкторії і параметрів ступенів маса виведеного корисного вантажу склала всього 24 кг, що істотно нижче (більш ніж в 4 рази) необхідних 113,4 кг.

Для виведення необхідної маси корисного вантажу були додатково проведені дослідження. При цьому:

- матеріали першого ступеня з стандартних алюмінієвих на металеві композитні матеріали, що полегшує перший ступінь але істотно ускладнює технологію виготовлення;

- окиснювач другого ступеня з перекису водню на рідкий кисень що підвищує питомий імпульс але також підвищує і габарити другого ступеня;

- траєкторію польоту, таким чином, що другий та третій ступені виводять корисний вантаж на проміжну орбіту 148x500км, а додатковий четвертий ступінь виконує доведення на кругову сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км.

Після врахування наведених змін і проведення оптимізації були отримані параметри апарату GT RASCAL (тобто більш ніж RASCAL), що наведені у таблиці 1.9.

Траєкторія для апарату GT RASCAL наведена на рисунку 1.20. Варто також відзначити, що при розрахунку враховувалося відділення верхніх ступенів знизу на відміну від початкового варіанту.



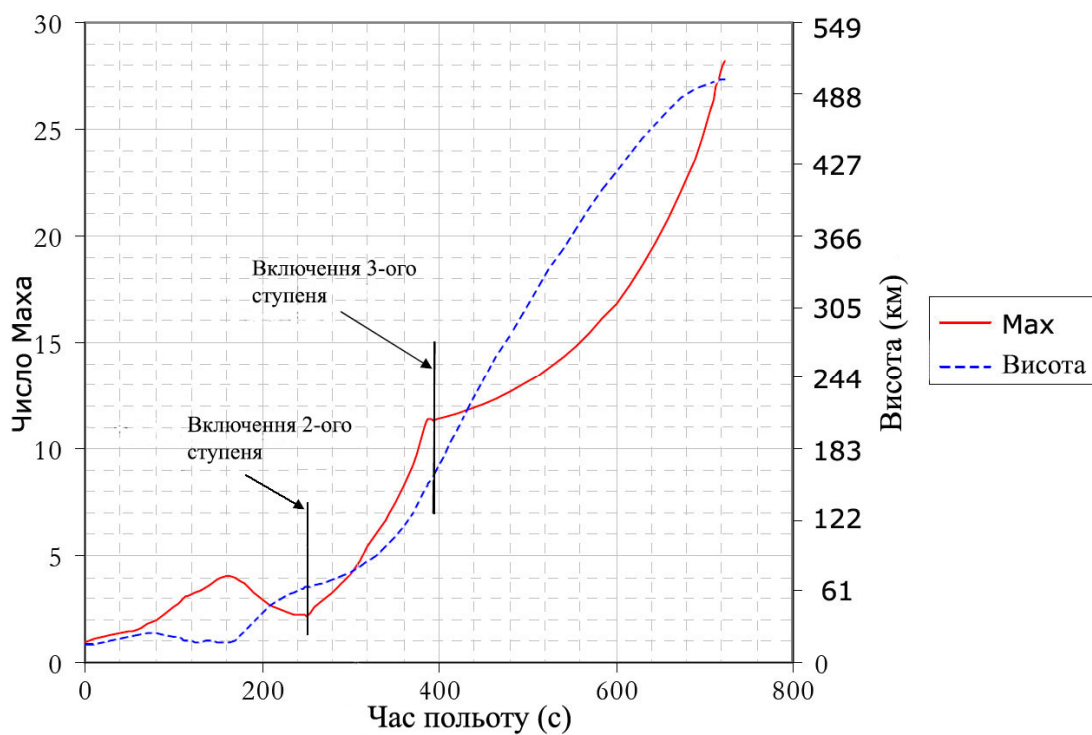


Рисунок 1.19 – Траєкторія польоту АКС RASCAL

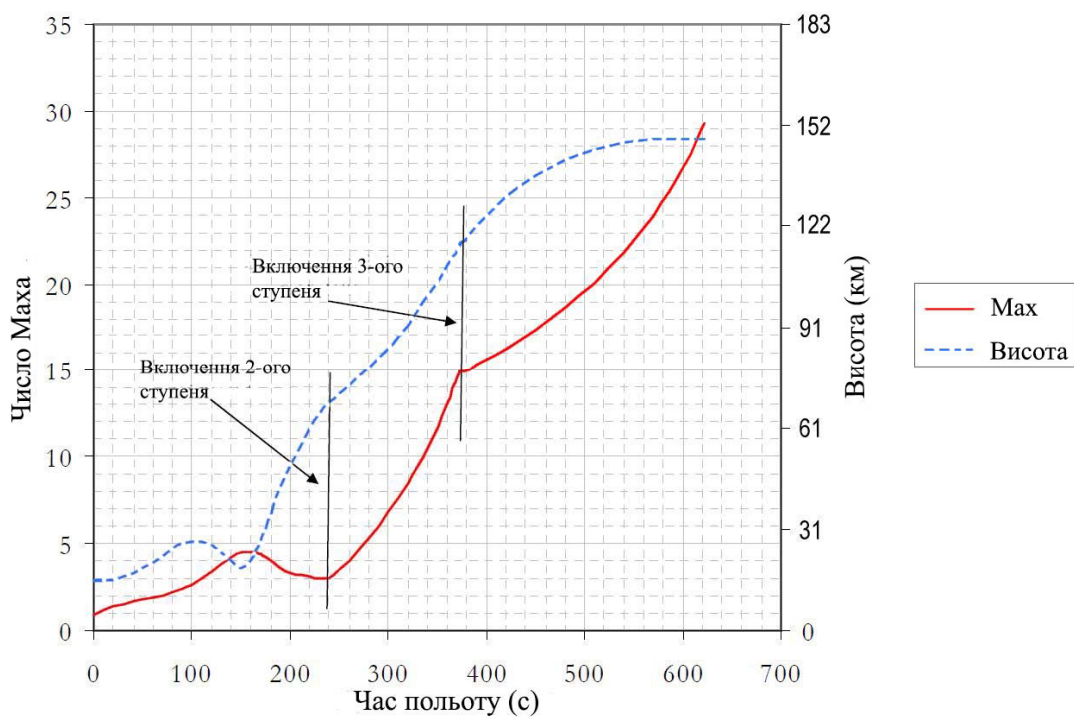


Рисунок 1.20 – Траєкторія польоту GT RASCAL

Таблиця 1.9 – Параметри GT RASCAL

Найменування	RASCAL	GT RASCAL
Загальна маса системи, кг	46040	38350
Маса верхніх ступенів, кг	7258	6474
Маса корисного вантажу, кг	24	113,4
Довжина системи, м	27,1	29

Що стосується вартісних параметрів GT RASCAL то вони розглядалися для трьох випадків.

Випадок 1: Для кожного польоту закупаються тільки верхні ступені. Виробництво першої ступені також як розробка та випробування оплачуються деякою іншою стороною (NASA, USAF и ін.).

Випадок 2: Для кожного польоту закупаються верхні ступені, а також необхідні перші ступені. Розробка та випробування оплачуються деякою іншою стороною (NASA, USAF та ін.).

Випадок 3: Загальні витрати програми оплачуються компанією RASCAL. Це включає в себе весь носій, витрати на розробку та випробування, а також витрати на спорудження.

Відповідно до наведених у таблиці 1.10 випадків наведена необхідна кількість польотів для досягнення заданих вартісних параметрів. Причому на кожні 50 польотів використовується новий перший ступінь.

Таблиця 1.10 – Вартісні параметри проекту GT RASCAL

	Для досягнення вартості 11000 \$/кг	Для досягнення вартості 750000 \$ за політ
Випадок 1	91 польотів на рік	176 польотів на рік
Випадок 2	125 польотів на рік	350 польотів на рік
Випадок 3	363 польотів на рік	742 польотів на рік

В дослідженні наведено визначення техніко-економічних параметрів системи GT RASCAL на базі багаторазового пілотованого першого ступеню з використанням системи впорскування води та кисню, але в дослідженні не розглядалась ділянка повернення і посадки першого ступеня та проблеми розділення першого і другого ступеня. Присутність пілота на першому ступені ускладнює АКС та додатково вимагає витрати на навчання пілотів, що не враховані у дослідженні.

АКС «Молот» (рисунок 1.21) складається з безпілотного гіперзвукового літака-розгінника з комбінованою силовою установкою на базі турбореактивних

та прямоточного двигунів та двоступеневого орбітального ступеню та призначений для виводу корисного вантажу на навколосемні орбіти [37, 38].

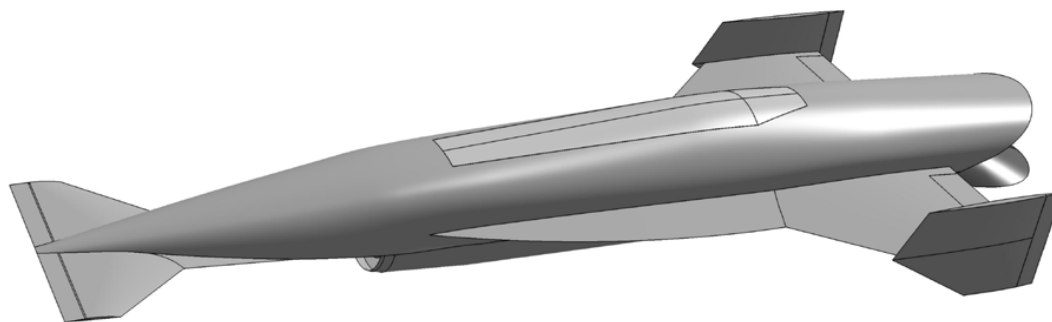


Рисунок 1.21 – АКС «Молот»

У конструкції гіперзвукового літака-розгінника розміщені три турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД) АЛ-31Ф над одним ППРД. Для двох типів двигунів застосовуються спільні екранний повітрозбірник (але окремі воздуховоди) та сопло, але їх конфігурація змінюється. На режимі роботи ТРДД екранний повітрозбірник має конфігурацію з центральним напівконусом для стискання потоку повітря, а на режимі роботи ППРД центральний напівконус відсутній. Це можливо завдяки застосуванню простого пристрою трансформеру, що перетворює надзвукову частину екранного повітрозбірника у нерегульовані конфігурації та одночасно перемикає подачу повітря між каналами ТРДД та ППРД.

ППРД оснащений соплом, що також має змінну конфігурацію: на режимі роботи ТРДД забезпечується безвідривний стік потоку, а на режимі ППРД стулка перекриває донний зріз відсіку ТРДД та забезпечує приріст тяги ПРВД. Орбітальний ступінь складається з двох ступенів. На першому та другому ступенях встановлюються РРД РД-0124, що працюють на кисні на гасу. Основні параметри АКС Молот наведені в таблиці 1.11.

Таблиця 1.11 – Параметри АКС Молот

Найменування	Значення
Маса корисного вантажу, кг	300
Маса орбітального ступеню, кг	15508
Стартова маса АКС, кг	76049
Довжина АКС, м	36

Розмах крила, м	13,2
Площа несучої поверхні, м <sup>2</sup>	115,6
Розміри відсіку для орбітального ступеню, (Д×В×Ш), м	11,1×1,9×1,9

Траєкторія польоту АКС Молот на ведена на рисунку 1.22. Зліт виконується при швидкості відриву 360 м/с при роботі ТРДД. Далі виконується набір висоти польоту 10,7 км і швидкості 0,9М. Потім відбувається розгін на висоті 10,7 км до швидкості 2М, на якій вмикається ППРД. На ППРД продовжується розгін до швидкості 2,46М. Після починається підйом на висоту 20 км та розвертання на аеродром базування. Після досягнення швидкості 3,73М починається динамічний маневр «гірка», де досягається максимальна висота 44 км та кут запуску орбітального ступеню 45°. При розгоні ППРД працює до висоти 25 км та швидкості 3,9 М, подальший набір висоти відбувається за рахунок кінетичної енергії. Відділення орбітального ступеню відбувається при швидкості 2,05М. Після відділення орбітального ступеню досягається максимальна висота 55,871 км та відбувається зниження літака-розгінника з включенням ТРДД при 1,3М. Потім відбувається посадка літака-розгінника.

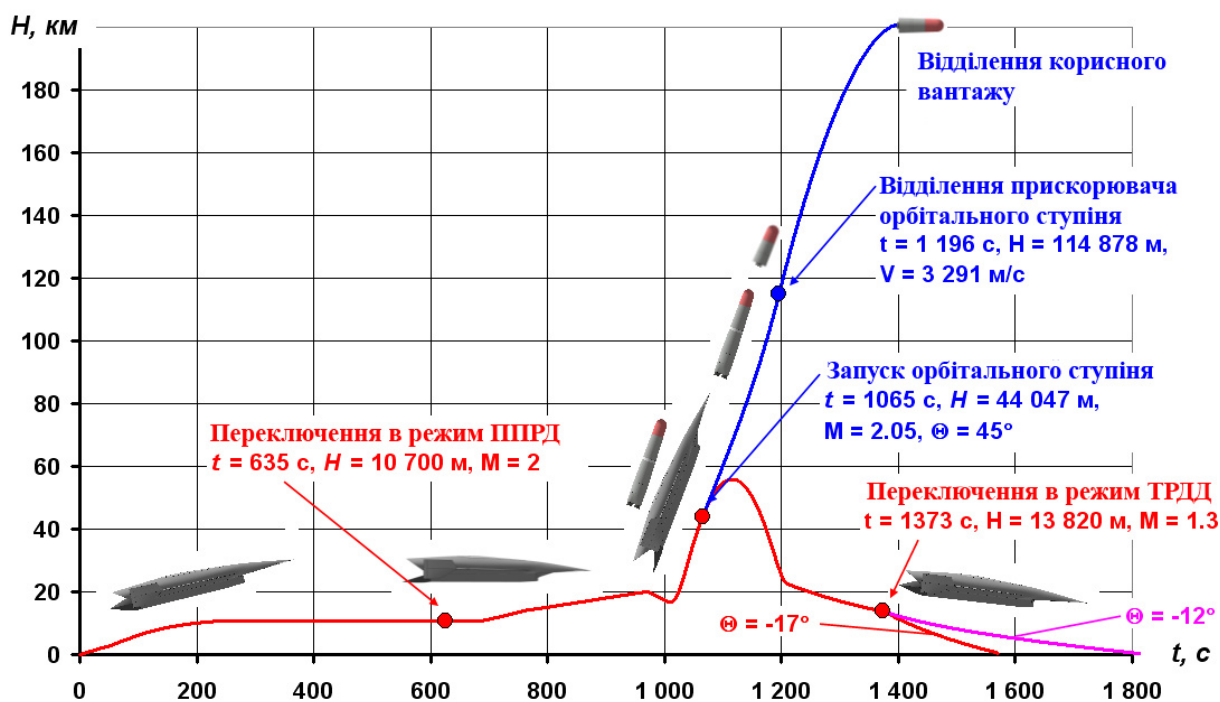


Рисунок 1.22 – Траєкторія польоту АКС Молот

В дослідженні наведено визначення технічних параметрів системи Молот на базі багаторазового безпілотного гіперзвукового літака-розгінника з комбінованою силовою установкою та орбітального ступеню. Але в цьому проекті швидкість відділення орбітального ступеню є достатньо низькою  $M=2$ .

Недоліком АКС Спіраль є використання складного турбореактивного двигуна, що повинен мати можливість працювати до швидкості польоту 6М та пілоту у складі орбітального літака (проте це залежить від цілі проекту).

Недоліком АКС Sanger-2 та ELAC є застосування складного регульованого повітрязабірного пристрою, що повинен витримувати високі температурні та вібраційні навантаження.

У таблиці 1.12 наведено порівняння технічних параметрів існуючих прототипів АКС. У таблиці 1.13 наведено порівняння проектних параметрів існуючих прототипів АКС.

Таблиця 1.12 – Порівняння технічних параметрів існуючих прототипів АКС

Найменування	GT RASCAL	Молот	Спіраль	Sanger-2	ELAC
Швидкість в момент розділення ступенів, М	3,0	2,0	6,0	6,6	7,0
Висота в момент розділення ступенів, км	67,4	44	28 – 30	35	30
Маса корисного вантажу, кг	113,4	767	500	3000	7000
Тип орбіти	перехідна, еліптична	колова	колова	колова	–
Висота орбіти, км	148x500	200	130-150	200	–
Маса (верхнього ступеню), кг	6473	6174	63000	112000	107400
Стартова маса АКС, кг	38350	76516	115000	366000	381800
Відносна маса корисного вантажу	0,003	0,01	0,004	0,008	0,018
Стартова тягоозброєність	1,37	0,49	0,61	0,62	0,90

Таблиця 1.13 – Порівняння проектних параметрів існуючих прототипів АКС

Найменування	GT RASCAL	Молот	Спіраль	Sanger-2	ELAC
Відносна маса верхнього ступеню	0,169	0,248	0,548	0,306	0,281
Відносна маса палива	0,294	0,344	0,139	0,268	0,233
Відносна маса конструкції	0,296	0,275	-	-	0,266
Відносна маса обладнання	0,041	-	-	-	0,018
Відносна маса двигунів	0,201	0,134	-	-	0,202
Питоме навантаження на крило БПЛА, кПа	1,5	6,5	4,7	2,2	2,9

Також для дослідження будуть використовуватися і інші параметри вказаних прототипів, що відомі не для всіх прототипів, такі як аеродинамічні характеристики, питомі імпульси двигунів, геометричні параметри, максимальні температури конструкції, матеріали, що застосовуються та інші.

Нажаль економічні параметри відсутні у більшості прототипів. Відомі тільки економічні параметри GT RASCAL, що наведені у таблиці 1.14.

Таблиця 1.14 – Економічні параметри АКС GT RASCAL

Найменування	GT RASCAL
Вартість пуску АКС, млн. дол.	1,25
Маса корисного вантажу на низьку навколоземну орбіту 200 км, кг	113,4
Вартість виведення 1 кг КВ на низьку навколоземну орбіту 200 км, тис. дол.	11

Визначені наступні недоліки розглянутих прототипів:

- наявність пілота, що ускладнює та підвищує вартість АКС;
- наявність складних спеціально спроектованих двигунів, що потребують тривалого відпрацювання;
- наявність складного регульовано повітрязабірного пристрою.

Визначено, що найбільш оптимальною комбінованою силовою установкою для багаторазового гіперзвукового БПЛА є поєднання турбореактивного двоконтурного двигуна та прямооточного повітряно-реактивного двигуна [39].

Визначені техніко-економічні параметри існуючих прототипів АКС будуть використані при обґрунтуванні техніко-економічних і проектних параметрів АКС, що досліджується.

## 1.6 Патентний аналіз авіаційно-космічних систем

Для аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу викликає інтерес розгляд запатентованих рішень. Серед розглянутих запатентованих рішень найбільш цікавими за схемою доставки корисного вантажу на навколоземну орбіту є наступні: патент RU 2331551 [40], патент RU 2233772 [41], патент US 5,740,985 [42], патент US 4,802,639 [43] та патент RU 2159727 [44].

Наведемо короткий опис патентів не загострюючи увагу на конкретних рішеннях в конструкції, а розглядаючи тільки схему доставки корисного вантажу на космічну орбіту.

Згідно схеми наведеної в патенті RU 2331551 (рисунок 1.23) засіб доставки складається з нульового ступеня (дирижабля) та ПКЛ, яка включає гіперзвуковий багаторазовий літальний апарат (БЛА) та багаторазовий орбітальний модуль (БОМ). Нульовий ступінь доставляє ПКЛ в задану зону старту потім за допомогою твердопаливних прискорювачів відбувається розгін БЛА, далі відокремлюються відпрацьовані прискорювачі і спускаються на парашутах, а БЛА виробляє розгін до гіперзвукової швидкості використовуючи при цьому гіперзвуковий ППРД, далі відбувається відділення, спуск і посадка БЛА, тим часом БОМ виводить корисний вантаж на орбіту і відокремлює корисний вантаж, після чого БОМ здійснює гальмування і посадку.

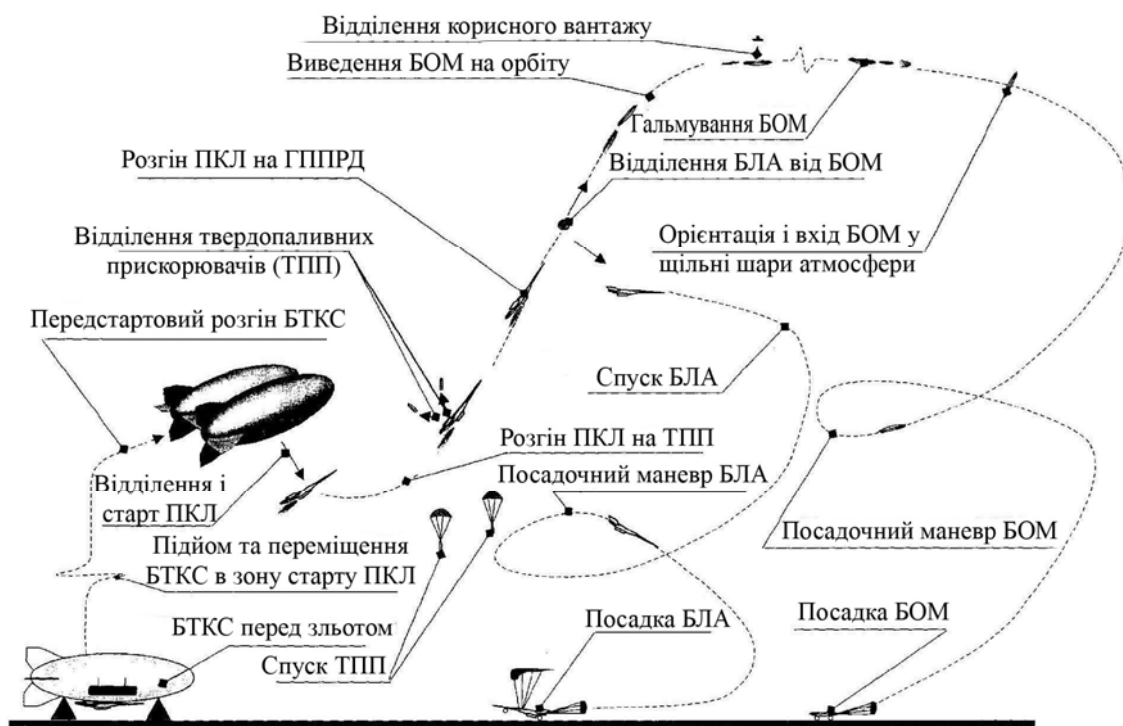


Рисунок 1.23 – Схема доставки корисного вантажу з дирижабля

Згідно схеми доставки з патенту RU 2233772 (рисунок 1.24) засіб доставки складається з авіаційно-космічного апарату, в якому розміщується космічний апарат, що повертається, з міжорбітальним транспортним апаратом у якості корисного вантажу.

Зліт авіаційно-космічного апарату відбувається за допомогою ежекторних ППРД (в іншому випадку з допоміжними ракетними прискорювачами) далі на цих же двигунах апарат набирає необхідну висоту і швидкість, після чого через розкриті ступки обтічника катапультиє космічний апарат, що повертається, і сам повертається на землю. Космічний апарат, що повертається, використовуючи ракетний двигун продовжує політ, після чого відділяє транспортний міжорбітальний апарат і повертається на землю. Далі міжорбітальний космічний апарат відділяє корисний вантаж і також повертається на землю.

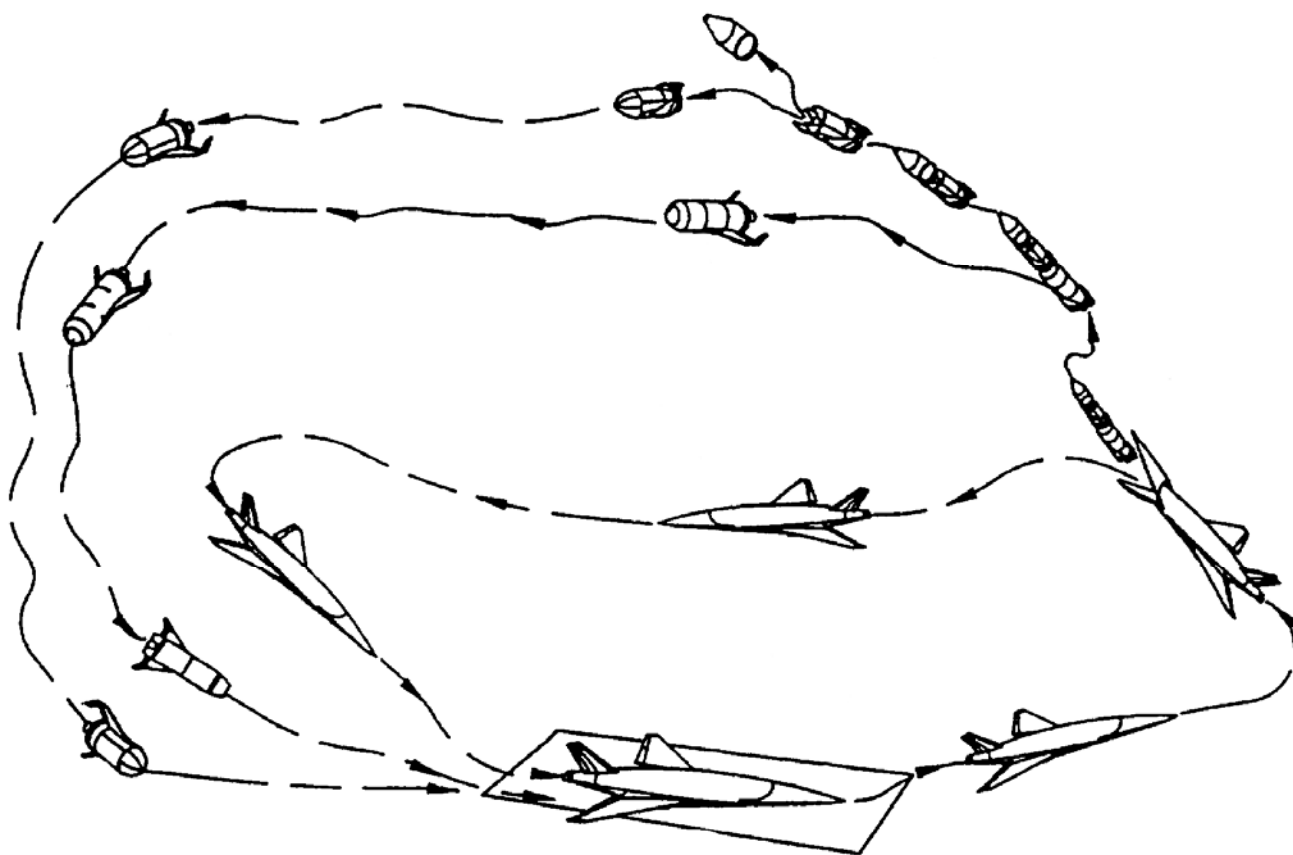


Рисунок 1.24 – Схема доставки корисного вантажу з авіаційно-космічного апарату

Згідно патенту US 5,740,985 (система запуску корисного вантажу на низькі навколосемні орбіти) засіб доставки складається з доопрацьованого повітряно-реактивного літака та авіаційно-космічного апарату який містить вантажний відсік з ракетним прискорювачем і корисним вантажем. Схема польоту (рисунок 1.25) складається з: зльоту турбореактивного літака з авіаційно-космічним апаратом, польоту в задану зону старту, відділення авіаційно-космічного апарату, його автономний політ на ежекторних ППРД, потім



розкриття вантажного відсіку, відділення ракетного прискорювача з корисним вантажем, після чого здійснюється повернення та посадка, а тим часом відділення ракетного прискорювача від корисного вантажу і його спуск на парашутній системі порятунку. Причому турбореактивний літак який має носовий пристрій захоплення, захоплює трос між гальмівними парашутами і спускає ракетний прискорювач на землю.

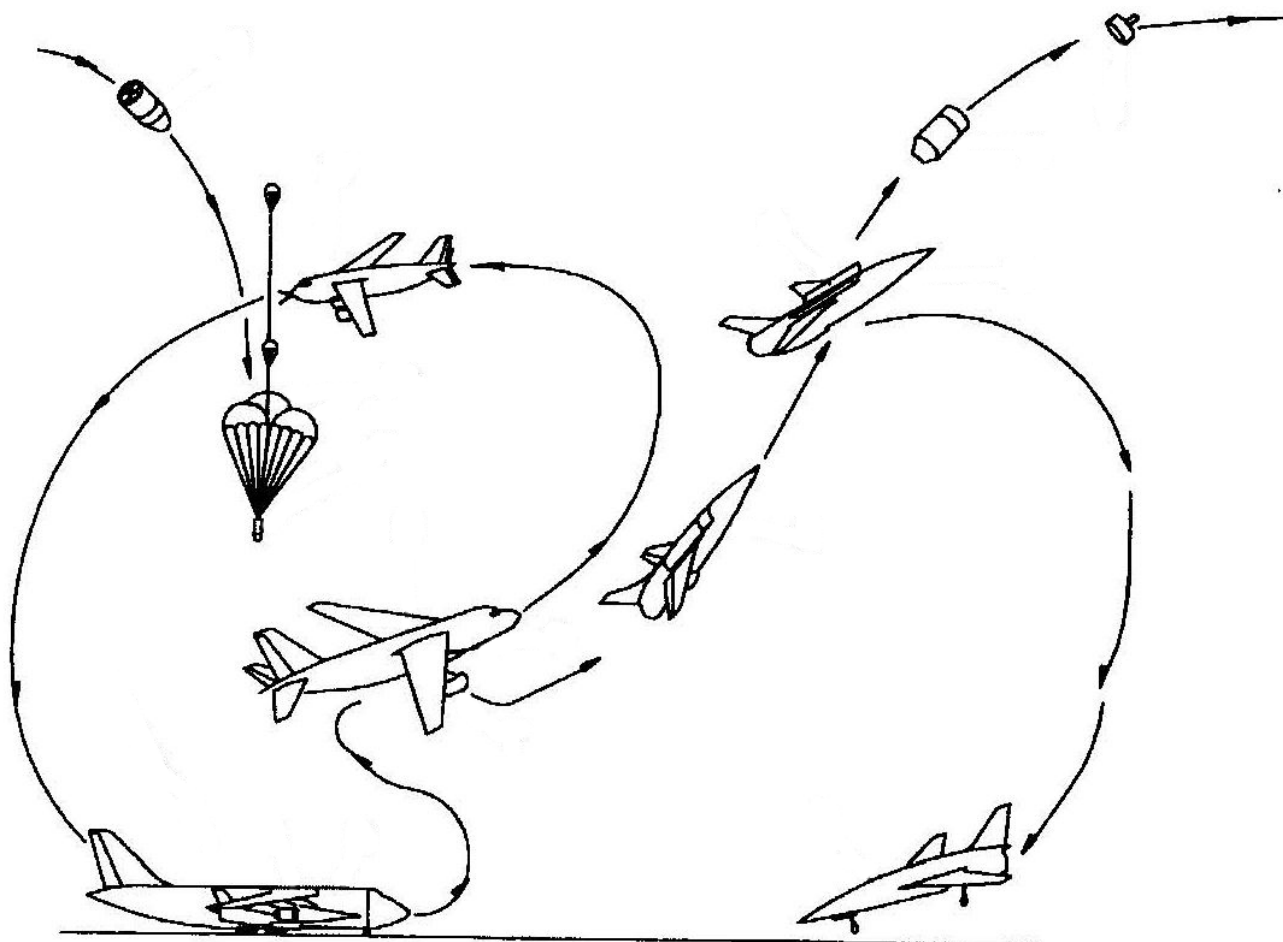


Рисунок 1.25 – Схема доставки корисного вантажу з допрацьованого повітряно-реактивного літака

Згідно патенту US 4,802,639 трансатмосферна система запуску горизонтального старту складається з спеціального літака та трансатмосферного орбітального апарату. Схема польоту (рисунок 1.26) включає такі ділянки як спільний зліт і політ літака і орбітального апарату на турбореактивних двигунах літака, далі розгін і набір висоти за допомогою ракетного двигуна літака, після чого включення надзвукового ППРД орбітального апарату, потім літак зменшує тягу, виконує відділення орбітального апарату, потім знижується і приземляється,

тим часом орбітальний апарат розганяється до швидкості, що перевищує орбітальну швидкість та максимальної висоти до якої може працювати ППРД, а потім політ за інерцією на задану орбіту, після чого виконання запланованих робіт на орбіті, спуск та посадка.

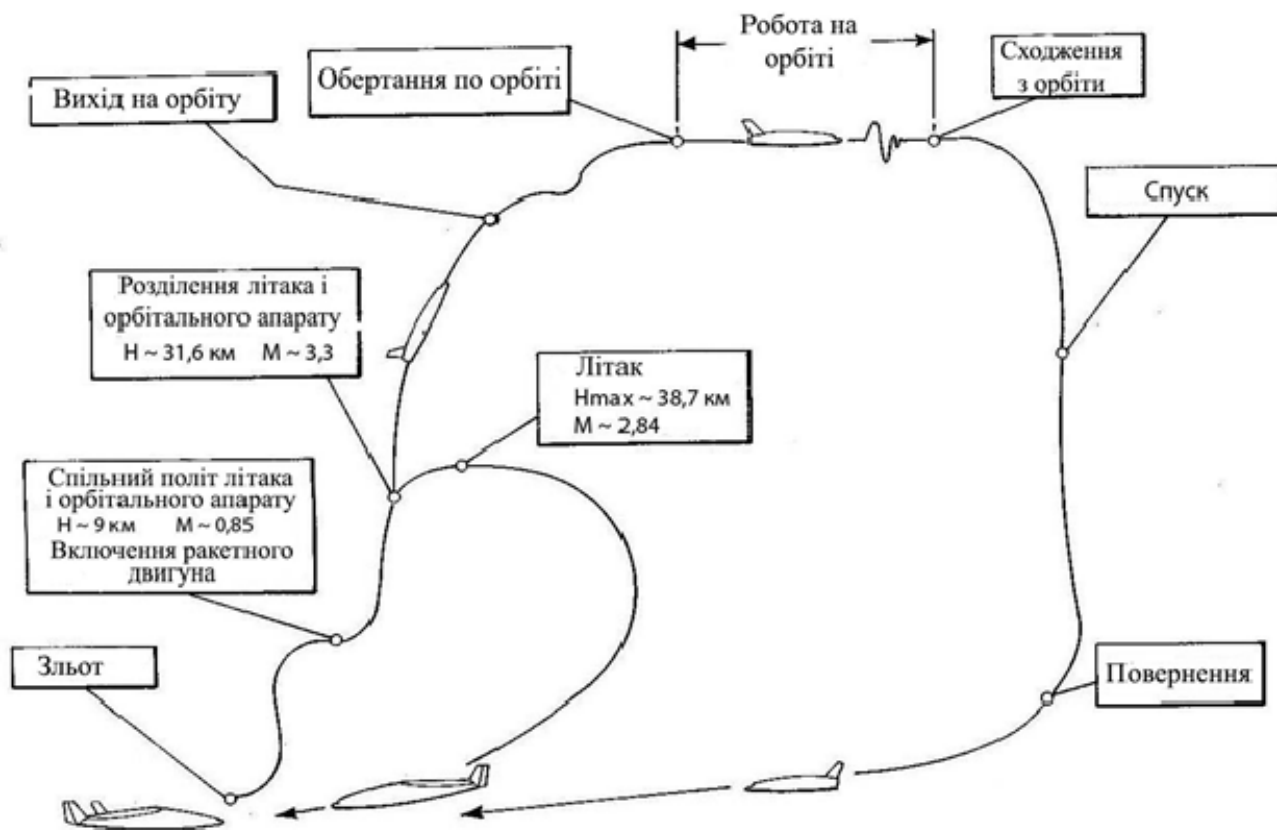


Рисунок 1.26 – Схема доставки КВ за допомогою транс атмосферної системи запуску

Згідно патенту RU 2159727 система виведення корисного вантажу складається з багаторежимного літака-розгінника та ракети-носія. Схема виведення корисного вантажу (рисунок 1.27) складається з таких етапів: спільний зліт літака-розгінника і РН з аеродрому, розгін та набір висоти, виконання маневру «гірка», відділення та запуск РН, після чого супровід виведеного об'єкту до його виходу на орбіту, повернення та посадка а тим часом РН виводить корисний вантаж. Аналогічні системи та схеми доставки корисного вантажу наведені у патентах RU 2178377 (проект Ишим), RU 2160215 та EP 1207103 (проект Повітряний старт), RU 2026798 і US 4901949 (проект Пегас), UA 50677 і UA 54311 (проект АКРК). Ці патенти (проекти) відрізняються від попередніх, тим що в якості першого ступеню використовується багаторазовий літак а в якості

другої ступені використовується одноразова РН. Тобто такі патенти відповідають обраній концепції засобів доставки багаторазового першого ступеню та одноразового другого.

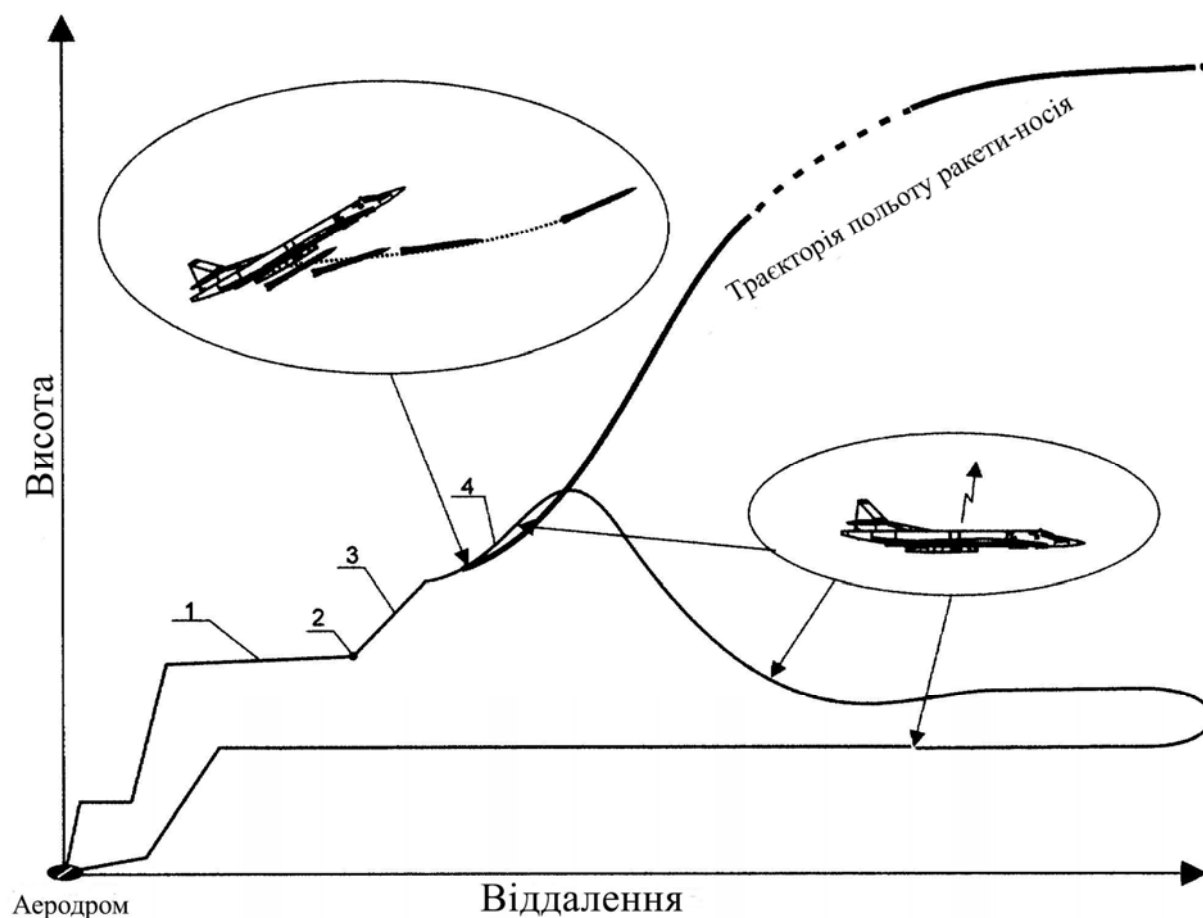


Рисунок 1.27 – Схема доставки корисного вантажу за допомогою багато режимного літака-розгінника

За результатами проведеного патентного аналізу та з урахуванням обраної концепції авіаційно-космічної системи був отриманий патент на винахід [45].

### 1.7 Висновки першого розділу

Для аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу проведено їх систематизацію за способом старту, ступінчастістю та багаторазовістю.

За результатом розгляду типів старту встановлено, що найбільш доцільним є застосування горизонтального старту.

За результатом визначення ступінчастості встановлено, що найбільш доцільним є застосування багатоступеневих засобів горизонтального старту.

За результатами аналізу багаторазовості встановлено, що найбільш доцільним є застосування частково багаторазових багатоступеневих засобів горизонтального старту, що складаються зі спеціально спроектованого гіперзвукового безпілотного багаторазового літального апарату та одноразової ракети.

Визначені техніко-економічні і проектні параметри існуючих прототипів, що будуть використані при техніко-економічному обґрунтуванні параметрів АКС повітряного старту, що досліджується. Встановлено, що існуючі прототипи таких АКС мають наступні недоліки:

- присутність пілоту, що ускладнює та підвищує вартість АКС;
- використання складних спеціально спроектованих двигунів, що потребують тривалого відпрацювання;
- застосування складного регульованого повітрязабірного пристрою.

В цілому на основі аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу встановлено, що перспективною для створення є авіаційно-космічна система горизонтального старту, що включає використання багаторазового гіперзвукового безпілотного літального апарату з комбінованою силовою установкою на базі двигунів двох типів (ТРДД та ППРД) та одноразовою ракетою космічного призначення [46, 47, 48, 49, 50].

Для техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС необхідно:

- 1) визначити методику техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС, у якій:
  - визначити схему вирішення науково-технічної задачі;
  - обрати номенклатуру технічних та економічних параметрів АКС;
  - обрати критерій для мінімізації витрат на АКС;
  - встановити залежності між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації витрат на АКС і визначити цільову функцію;
- 2) обґрунтувати техніко-економічні параметри АКС, для чого:

- визначити проектні параметри АКС першого наближення (відносні маси конструкції ступенів РКП та відносні маси конструкції, двигунів та обладнання БПЛА, питомі імпульси РДТП, ТРДД та ППРД);

- визначити обмеження сумарної швидкості розгону АКС (колової швидкості на орбіті, швидкості роботи ТРДД, швидкості роботи ППРД та втрат швидкості);

- визначити допустимий швидкісний напор для БПЛА, максимальну допустиму температуру на поверхні БПЛА, вартість створення АКС, швидкість та висоту в момент розділення БПЛА та РКП, масу та вартість РКП другого наближення, масу та вартість БПЛА другого наближення;

- обґрунтувати техніко-економічні параметри АКС;

3) порівняти отримані техніко-економічні параметри АКС з існуючими аналогами.

## **2    Визначення методики техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи**

### **2.1   Постановка задачі для другого розділу**

Для визначення методики техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи проаналізовано загальні принципи керування проектами, існуючі методики з проектування ракет-носіїв та крилатих літальних апаратів [51, 52, 53, 54]. Після чого було визначено задачі другого розділу:

- визначення схеми вирішення науково-технічної задачі;
- вибір номенклатури технічних та економічних параметрів;
- вибір критерію мінімізації витрат на АКС;
- встановлення залежності між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації та визначення цільової функції.

Тобто у другому розділі визначимо цільову функцію та необхідні обмеження, що будуть використані для техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС. Вирішення цієї функції та значень необхідних обмежень наведено у третьому розділі.

### **2.2   Схема вирішення науково-технічної задачі**

Галузі знань, на основі яких здійснюється розробка літальних апаратів різного призначення, дуже різноманітні. Так для проведення аналізу умов застосування авіаційно-космічної системи (АКС) і техніко-економічного обґрунтування її параметрів, доводиться використовувати основні відомості з аеродинаміки та динаміки польоту, проводити аналіз мас агрегатів, застосовувати методи аналізу міцності різних конструкцій, визначати технологічність конструкції і давати оцінку відповідності параметрів літальних апаратів вимогам, що до них висуваються. Під час розробки літальних апаратів необхідно правильно здійснювати постановку завдань та обирати математичний апарат для визначення показників його ефективності. Під ефективністю літального апарату потрібно розуміти здатність його виконувати поставлені завдання із найменшими витратами [51].

Формальний опис ефективності у більшості випадків наводиться у вигляді системи функціональних рівнянь різного ступеня складності, у яких кількість змінних величин суттєво перевищує кількість рівнянь. З цих рівнянь, що характеризують різноманітні властивості авіаційно-космічної системи, обирають такі, що відображають вплив домінуючого фактору на ефективність [52]. Таким критерієм зазвичай слугує функціональний зв'язок «мінімальна вартість – максимальна маса корисного вантажу». Аргументи критеріального рівняння відображають сукупність властивостей авіаційно-космічної системи: енергетичні можливості, технічну досконалість, вартість виготовлення та експлуатації. Екстремальне значення критеріальної функції відповідає оптимальному рішення поставленого завдання. При цьому аргументи критеріальної функції розглядаються як критерії ефективності авіаційно-космічної системи, а параметри, що визначають ці критерії, називають техніко-економічними параметрами авіаційно-космічної системи. Основою для визначення техніко-економічних параметрів є льотно-технічні характеристики (ЛТХ) авіаційно-космічної системи.

Серед ЛТХ АКС особливе місце займають проектні параметри. Проектними параметрами називають параметри, які забезпечують виконання поставленого завдання у широкому діапазоні значень, але з різними якісними показниками [53].

Виведення корисного вантажу на одну і ту ж орбіту можуть забезпечуватися АКС з однаковими проектними параметрами та показниками ефективності, але різними за величиною корисного вантажу і відповідно масою ступенів і блоків. Таким чином, сукупність проектних параметрів визначає сімейство літальних апаратів з однаковими ЛТХ але різною розмірністю за величиною корисного вантажу [54].

В цьому сенс проектних параметрів, які можуть розглядатися як коефіцієнти подібності різних за розмірністю літальних апаратів однакового призначення.

Як правило, у всіх випадках кількість проектних параметрів перевищує кількість основних ЛТХ і отже сімейство можливих літальних апаратів

однакового призначення багаторазово розширюється за рахунок різноманітних поєднань проектних параметрів при незмінних ЛТХ. Найбільш доцільні для наступних проектно-конструкторських розробок та реалізації кращі з сімейства можливих літальних апаратів з заданими ЛТХ, а саме, літальні апарати з кращими значеннями критеріїв розробки (кількісних оцінок таких якостей як витрати на виконання транспортної програми в цілому, часу підготовки до виробництва, витрат на капітальне будівництво та інше).

Таким чином, вибір кращого поєднання проектних параметрів є багатокритеріальним завданням, рішення якого ускладнюється невизначеністю складу критеріїв і їх ранжирування за ступенем важливості. Ці обставини є невизначеністю критеріїв розробки.

Не менших ускладнень при виборі кращого поєднання проектних параметрів вносять і невизначеності вихідних даних, таких як конструктивно-масові параметри ракетних блоків або їх окремих систем, масово енергетичні параметри рушійних установок які остаточно уточнюються після детальних розрахунків.

На початковій стадії визначення техніко-економічних параметрів, яка пов'язана з вибором відносних мас конструкції РКП та БПЛА та вибором питомих імпульсів двигунів авіаційно-космічної системи, зазначені вихідні дані визначаються або за наявними статистичними матеріалами або за попередніми розрахунками.

Все це визначає ітераційний процес вибору проектних параметрів за заданими ЛТХ, основою якого є послідовне уточнення вихідних даних. Ітераційний процес вибору проектних параметрів виглядає так:

- вихідні дані початкового наближення використовуються для кількісної оцінки проектних параметрів і критеріїв ефективності початкового наближення;
- проектні параметри початкового наближення використовуються для уточнення вихідних даних, враховуючи особливості компоувальної та конструктивно-силової схем літального апарату даної розмірності, а при необхідності – для уточнення складу і ранжирування критеріїв ефективності;



– за уточненими вихідними даними та критеріями ефективності проводиться визначення проектних параметрів наступного наближення і так далі.

Процес послідовних наближень для визначення проектних параметрів припиняється після того як уточнення вихідних даних з конструктивно-масових параметрів та критеріїв ефективності стає несуттєвим для чисельних значень проектних параметрів.

Оскільки у процесі визначення проектних параметрів уточнюються не тільки вихідні дані, але і критерії вибору кращої сукупності проектних параметрів та значення самих проектних параметрів, то для вирішення даної ітераційної задачі необхідно:

- діапазон досліджуваних проектних параметрів розширити до меж, що захоплюють екстремуми принаймні основних критеріїв ефективності;
- пошуки кращого поєднання проектних параметрів провести на основі компромісу в області найкращих значень критеріїв ефективності;
- використовувати спрощенні методи вибору діапазонів зміни проектних параметрів для пошуку компромісу в області кращих значень критеріїв ефективності, що істотно скорочує обсяг обчислень і час на їх виконання.

**З урахуванням вищенаведеного зробимо висновок, що для визначення технічних та економічних параметрів АКС необхідно використовувати відносні показники тобто проектні параметри АКС.**

Схема вирішення науково-технічної задачі з техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС наведена на рисунку 2.1.

Таким чином з урахуванням вищенаведеного методика техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС складається з таких основних етапів:

1. Аналіз сучасного стану засобів виведення корисного вантажу та вибір принципової схеми АКС;
2. Вибір номенклатури технічних та економічних параметрів АКС;
3. Вибір критерію мінімізації витрат на АКС;

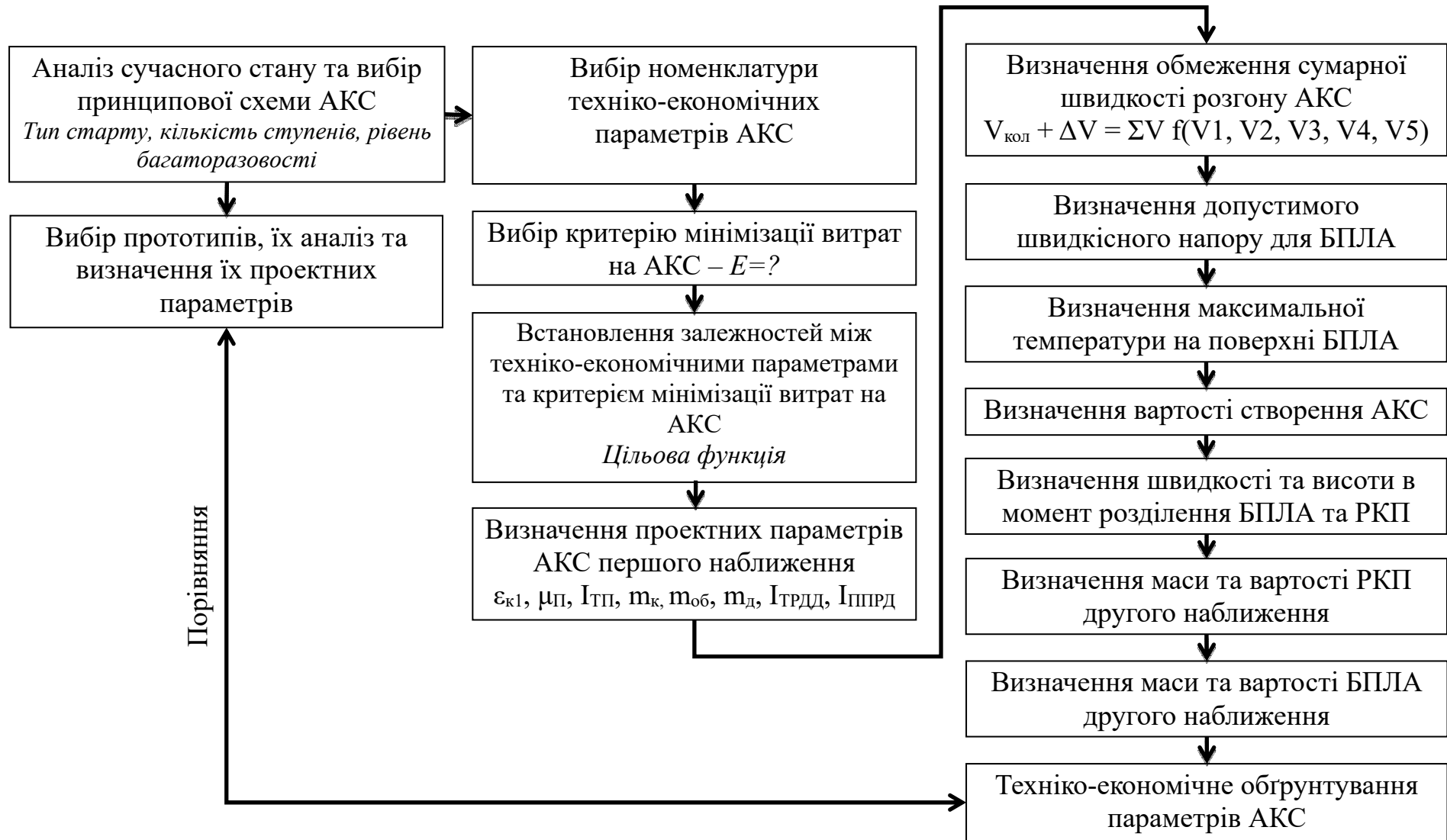


Рисунок 2.1 – Схема вирішення науково-технічної задачі

4. Встановлення залежностей між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації витрат на АКС і визначення цільової функції;

5. Визначення:

- основних проектних параметрів АКС першого наближення;
- обмеження сумарної швидкості розгону АКС;
- допустимого швидкісного напору для БПЛА;
- максимальної допустимої температури на поверхні БПЛА;
- вартості створення АКС;
- швидкості та висоти в момент розділення БПЛА та РКП;
- маси та вартості РКП другого наближення;
- маси та вартості БПЛА другого наближення;

6. Техніко-економічне обґрунтування параметрів АКС.

Перша частина наведеної методики дозволяє розглянути існуючі засоби виведення корисного вантажу, провести їх аналіз та визначити принципову схему авіаційно-космічної системи. Детально вирішення питань щодо першої частини методики розглянуто у першому розділі та у [55, 56, 57, 58].

### **2.3 Вибір номенклатури техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи**

Техніко-економічні параметри складаються з: технічних параметрів, що визначають функціональні можливості АКС, та економічних параметрів, що визначають витрати (фінансові, соціальні, виробничі та інші) для досягнення таких технічних параметрів.

Основний вплив на технічні параметри, тобто на виведення корисного вантажу чинять льотно-технічні характеристики АКС, які визначають шляхом вирішення рівнянь руху (2.1) [59].

$$\begin{aligned} \frac{dV(t)}{dt} &= \frac{P(t) \cdot \cos(\alpha(t)) - Xa(t)}{M_{\text{АКС}}(t)} - g(t) \cdot \sin(\theta(t)) \\ V(t) \frac{d\theta(t)}{dt} &= \frac{P(t) \cdot \sin(\alpha(t)) + Ya(t)}{M_{\text{АКС}}(t)} - g(t) \cdot \cos(\theta(t)) \end{aligned}, \quad (2.1)$$

де  $V(t)$  – швидкість польоту в залежності від часу польоту;

$t$  – час польоту;

$P(t)$  – сила тяги двигуна в залежності від часу польоту;

$\alpha(t)$  – кут атаки в залежності від часу польоту;

$X_a(t)$  – сила лобового опору в залежності від часу польоту;

$M_{AKC}(t)$  – маса АКС в залежності від часу польоту;

$g(t)$  – прискорення вільного падіння в залежності від часу польоту;

$\theta(t)$  – кут тангажу в залежності від часу польоту;

$Y_a(t)$  – підйомна сила в залежності від часу польоту.

З наведених рівнянь руху слід зауважити, що виконання льотно-технічних характеристик залежить від характеристик двигунів (сили тяги), маси АКС та аеродинамічних характеристик (сили лобового опору, підйомної сили).

Характеристики двигунів залежать від питомого імпульсу тяги та стартової тягоозброєності. Маса АКС залежить від кількості ступенів РКП, відношення мас попереднього і наступного ступенів РКП, відносної маси палива РКП та БПЛА, температури на поверхні БПЛА, а також від швидкості та висоти в момент розділення БПЛА та РКП. Аеродинамічні характеристики залежить від площі крила БПЛА та аеродинамічної якості БПЛА.

Основними економічними параметрами АКС є вартість пуску та вартість виведення 1 кг корисного вантажу [60].

Таким чином, для обґрунтування обрані такі технічні та економічні параметри АКС:

1. Швидкість та висота в момент розділення БПЛА та РКП;
2. Питомий імпульс ППРД;
3. Стартова тягоозброєність БПЛА;
4. Маса корисного вантажу, РКП та АКС;
5. Максимальна температура на поверхні БПЛА;
6. Коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА;
7. Вартість пуску АКС та виведення 1 кг корисного вантажу.

Обрані саме такі параметри, тому що саме вони впливають на технічні можливості АКС та на витрати для досягнення таких можливостей.

На визначення перерахованих техніко-економічних параметрів впливають наступні проектні параметри:

1. Відносні маси конструкції ступенів РКП;
2. Питомий імпульс двигунів ступенів РКП;
3. Відносні маси:
  - палива ступенів РКП;
  - конструкції БПЛА;
  - обладнання БПЛА;
  - двигунів БПЛА;
  - палива БПЛА;
4. Питоме навантаження на крило БПЛА.

#### **2.4 Вибір критерію мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему**

Аналіз робіт, присвячених критеріальним дослідженням перспектив розвитку авіаційно-космічної техніки, показує, що оптимізація її основних техніко-економічних параметрів розглядається в аспекті широко поширеної тріади критеріїв: ефективність – вартість – час [61]. Причому частіше в якості головного критерію цієї тріади використовується вартість (економічна ефективність), а два інших критерії виступають в якості обмежень. Це викликано завданням мінімізації ресурсів під час виведення корисного вантажу на навколосемну орбіту.

Тому основним показником критерію економічної ефективності є вартість запуску [62]. Цей показник також має особливе значення при проведенні порівняння альтернативних варіантів побудови авіаційно-космічних систем, з метою виявлення їх економічних переваг. І саме цей показник прийнято розглядати для оцінки критерію економічної ефективності в критеріальних дослідженнях.

Аналіз існуючих методик розрахунку вартості пуску [62] показує, що для отримання об'єктивної оцінки, крім прямих витрат, які безпосередньо пов'язані з проведенням пуску (вартість матеріалів і палива, які витрачаються в кожному пуску; витрати на виробництво елементів, які використовуються одноразово;

вартість амортизації багаторазових елементів, тощо) також повинні бути враховані витрати, пов'язані з розробленням авіаційно-космічної системи.

При виборі критерію мінімізації слід враховувати, що багаторазова авіаційно-космічна система створюється для виведення не одного космічного апарату, а багатьох однотипних космічних апаратів рознесених у просторі та часі. Критерій мінімізації витрат на АКС має відображати суттєві якості, покращення яких при виведенні корисного вантажу дають суттєві переваги. Враховуючи призначення багаторазової АКС – виведення необхідної кількості корисних вантажів на навколоземні орбіти, основний критерій мінімізації витрат на АКС можна сформулювати так: виведення визначеної сумарної маси корисних вантажів на задані орбіти із найменшими витратами (2.2) [63].

$$E = \frac{B_p + B_z \cdot n}{M_{\Sigma к. в.}}, \quad (2.2)$$

де  $B_p$  – витрати на розробку та експериментальне відпрацювання складових частин АКС, тобто разові витрати;

$B_z$  – витрати на один запуск;

$n$  – кількість запусків АКС;

$M_{\Sigma к. в.}$  – сумарна маса виведених корисних вантажів.

Обраний критерій мінімізації поєднує витрати на розробку та експлуатацію АКС та показує скільки необхідно здійснити запусків, щоб досягти зниження вартості виведення корисного вантажу до заданого показника.

Тобто пошук мінімуму обраного критерію забезпечить виконання поставленої задачі з виведення космічного вантажу на навколоземну орбіту із найменшими затратами.

У наступному розділі наведені залежності між техніко-економічними параметрами і критерієм мінімізації та обмеження необхідні для пошуку мінімуму зазначеного критерію.

## 2.5 Встановлення залежності між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації

Критерій мінімізації витрат на АКС наведений у формулі (2.2). Даний критерій містить витрати  $B_p$  та  $B_z$ .

$B_p$  – витрати на проектно-конструкторську розробку та експериментальне відпрацювання, залежать від ступеню новизни розробки, тобто кількості перейнятих компонентів із існуючих систем, розмірності АКС та програми наземних і льотних випробувань. Витрати на розробку та відпрацювання відносять до разових витрат, що мають окупитися за час виконання космічної програми і напряду не залежать від техніко-економічних параметрів АКС.

$B_z$  – витрати на запуск включають: амортизаційні відрахування на матеріальну частину багаторазових складових АКС, вартість виготовлення одноразових складових АКС, вартість палива та витрачених матеріалів, вартість регламентних робіт та послуг аеродрому (2.3) [54].

$$B_z = B_A + B_O + B_{\Pi} + B_{pp} \quad (2.3)$$

Амортизаційні витрати ( $B_A$ ) залежать від маси конструкції та систем багаторазових складових АКС. Залежність між амортизаційними витратами та техніко-економічними параметрами показує формула (2.4).

$$B_A = B_{шт}^A \cdot \frac{M_K^B}{n} = B_{шт}^A \cdot \frac{(M_{АКС} - M_{РКП}) \cdot m_k}{n}, \quad (2.4)$$

де  $B_{шт}^A$  – усереднені питомі витрати на амортизацію конструкції багаторазових складових АКС;

$M_K^B$  – маса конструкції багаторазових складових АКС;

$M_{АКС}$  – маса АКС;

$M_{РКП}$  – маса РКП;

$m_k$  – відносна маса конструкції БПЛА.

Вартість виготовлення одноразових складових АКС ( $B_0$ ) залежить від маси конструкції та систем одноразових складових АКС. Залежність між вартістю виготовлення одноразових складових АКС та технічними параметрами показує формула (2.5).

$$B_0 = B_{шт}^0 \cdot M_K^0 = B_{шт}^0 \cdot M_{РКП}, \quad (2.5)$$

де  $B_{шт}^0$  – усереднена питома вартість виготовлення конструкції одноразових складових АКС.

Вартість палива ( $B_{\Pi}$ ) залежить від маси палива АКС. Залежність між вартістю палива та масою палива показує формула (2.6).

$$B_{\Pi} = B_{шт}^{\Pi} \cdot M_{АКС} \cdot \mu_{\Pi}, \quad (2.6)$$

де  $B_{шт}^{\Pi}$  – питома вартість палива АКС;

$\mu_{\Pi}$  – відносна маса палива БПЛА.

Вартості регламентних робіт та послуг аеродрому ( $B_{pp}$ ) напряму не залежать від техніко-економічних параметрів.

$M_{\Sigma к.в.}$  – сумарна маса корисних вантажів, це сума мас вантажів, що мають бути виведені АКС за період існування космічної програми. Залежність сумарної маси корисних вантажів, при умові виводу однотипних мікросупутників однакових мас, від відносної маси корисного вантажу показує формула (2.7).

$$M_{\Sigma к.в.} = \sum_1^n M_{к.в.} = \mu_{к.в.} \cdot M_{АКС} \cdot n \quad (2.7)$$

Таким чином цільова функція, отримала на основі формули (2.2), прийме вигляд наведений у формулі (2.8).

$$E = \frac{B_p + \left( B_{шт}^A \cdot \frac{(M_{АКС} - M_{РКП}) \cdot m_k}{n} + B_{шт}^0 \cdot M_{РКП} + M_{АКС} \cdot \mu_{\Pi} + B_{pp} \right) \cdot n}{\mu_{к.в.} \cdot M_{АКС} \cdot n} \quad (2.8)$$

Для пошуку мінімуму наведеної цільової функції було визначено залежність маси РКН (2.9) та маси АКС (2.10) від проектних параметрів АКС. Проектні параметри АКС складаються з проектних параметрів РКН та БПЛА.



Кількість ступенів РКП визначена з урахуванням рекомендацій [53], але з огляду на повітряний старт РКП і складає три ступені.

Тип використаного палива обраний з урахуванням особливостей повітряного старту (необхідності забезпечення більшої тягоозброєності), а також спрощення експлуатації авіаційно-космічної системи – тверде паливо на основі НТРВ.

Визначення маси РКП першого наближення відбувалося із використанням формули (2.9) [53]. При цьому, відносні маси палива ступенів РКП є функціями, що залежать від питомих імпульсів та швидкостей відділення ступенів РКП та визначаються в результаті пошуку мінімуму цільової функції.

$$M_{РКП} f(V3, V4, V5) = M_{КВ} \cdot \frac{1 - \varepsilon_{\kappa 1}}{1 - \mu_{П} f(V3, I_{ТП}) - \varepsilon_{\kappa 1}} \cdot \frac{1 - \varepsilon_{\kappa 2}}{1 - \mu_{П} f(V4, I_{ТП}) - \varepsilon_{\kappa 2}} \cdot \frac{1 - \varepsilon_{\kappa 3}}{1 - \mu_{П} f(V5, I_{ТП}) - \varepsilon_{\kappa 3}}, \quad (2.9)$$

де  $M_{РКП}$  – маса РКП;

$V3, V4, V5$  – швидкості, що надає робота 1-го, 2-го та 3-го ступенів РКП;

$M_{КВ}$  – маса корисного вантажу;

$\varepsilon_{\kappa 1}, \varepsilon_{\kappa 2}, \varepsilon_{\kappa 3}$  – відносна маса конструкції ступенів (розгінних блоків) РКП;

$\mu_{П}$  – відносна маса палива;

$I_{ТП}$  – питомий імпульс твердого палива.

Визначення маси всієї АКС першого наближення відбувалось із використанням формули (2.10) [54]. При цьому, відносні маси палива, що витрачається на розгін з використанням ТРДД та ППРД, є функціями, що залежать від питомих імпульсів та швидкостей, до яких працюють ТРДД та ППРД відповідно та визначаються в результаті пошуку мінімуму цільової функції.

$$M_{АКС} f(V1, V2, V3, V4, V5) = \frac{M_{РКП} f(V3, V4, V5)}{1 - (m_{\kappa} + m_{об} + m_{д} + \mu_{ПП} + \mu_{П} f(V1, I_{ТРДД}) + \mu_{П} f(V2, I_{ППРД}))}, \quad (2.10)$$

де  $M_{АКС}$  – стартова маса АКС;

$V1, V2$  – швидкості, що надає робота ТРДД та ППРД;

$m_{\kappa}$  – відносна маса конструкції БПЛА;

$m_{об}$  – відносна маса обладнання БПЛА;

$m_{д}$  – відносна маса двигунів БПЛА;

$\mu_{\text{ПП}}$  – відносна маса палива на повернення БПЛА;

$I_{\text{ТРДД}}$  – питомий імпульс ТРДД;

$I_{\text{ППРД}}$  – питомий імпульс ППРД;

Для пошуку мінімуму наведеної цільової функції необхідно визначити наступні обмеження:

- рівність сумарної швидкості розгону АКС коловій швидкості із урахуванням втрат;
- максимальні значення швидкостей польоту для кожного типу двигуна;
- допустимий швидкісний напор;
- максимально допустиму температуру на поверхні БПЛА.

Пошук мінімуму цільової функції та визначення значень наведених обмежень виконано у розділі 3.

## **2.6 Висновки другого розділу**

У другому розділі визначена схема вирішення науково-технічної задачі та обрана номенклатура основних техніко-економічних параметрів:

- швидкість та висота в момент розділення БПЛА та РКП;
- питомий імпульс ППРД;
- стартова тягоозброєність БПЛА;
- маса корисного вантажу, РКП та АКС;
- максимальна температура на поверхні БПЛА;
- коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА;
- вартість пуску АКС та виведення 1 кг корисного вантажу.

З урахуванням призначення АКС обраний критерій для мінімізації витрат на АКС, що поєднує витрати на розробку та експлуатацію АКС та показує скільки необхідно здійснити запусків, щоб досягти зниження вартості виведення корисного вантажу до заданого показника.

На базі обраного критерію мінімізації витрат на АКС встановлена залежність між техніко-економічними параметрами та критерієм мінімізації, визначена цільова функція та наведені обмеження, що необхідні для вирішення цільової функції.

### 3 Техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи першого наближення

#### 3.1 Постановка задачі для третього розділу

Для техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС необхідно в даному розділі визначити мінімум цільової функції, що наведена у другому розділі.

Для пошуку мінімуму наведеної цільової функції необхідно визначити:

- проектні параметри РКН та БПЛА;
- обмеження сумарної швидкості розгону АКС;
- допустимий швидкісний напор;
- максимально допустиму температуру на поверхні БПЛА;
- схему оцінки вартості створення АКС.

Тобто у третьому розділі буде виконано техніко-економічне обґрунтування параметрів АКС першого наближення шляхом пошуку мінімуму цільової функції. Техніко-економічне обґрунтування параметрів АКС другого наближення буде виконано у четвертому розділі.

#### 3.2 Визначення проектних параметрів ракети космічного призначення та безпілотного літального апарату

Проектні параметри РКП та БПЛА необхідні для визначення техніко-економічних параметрів АКС, в першу чергу маси РКП, БПЛА та АКС в цілому.

Відносна маса конструкції ступенів РКП визначалась за залежностями наведеними у [53] для РКП на твердому паливі. Так як залежності наведені дискретно та тільки для різниці між ступенями більше двох тон, для визначення значень при різниці між попереднім та наступним ступенем менше 2 тон було застосовано інтерполяційних поліном Лагранжа, який розраховувався за формулою (3.1) [64].

$$\varepsilon_{\kappa}(x) = \sum_i \left( E_i \cdot \prod_j \frac{x - X_j}{X_i - X_j} \right) \quad (3.1)$$

де  $E$  – вектор відносних мас конструкцій ступенів;

$X$  – вектор різниць між попереднім та наступним ступенем.

В результаті отримані наступні відносні маси конструкції ступенів (розгінних блоків):  $\varepsilon_{к1} = 0,173$ ;  $\varepsilon_{к2} = 0,206$ ;  $\varepsilon_{к3} = 0,296$ .

Функція відносної маси палива визначається за формулою (3.2) [65].

$$\mu_{II} f(V, I) = 1 - e^{-\frac{V}{g \cdot I}} \quad (3.2)$$

де  $g$  – прискорення вільного падіння, що складає  $9,807 \text{ м/с}^2$ .

Пустотний питомий імпульс для палива НТРВ, для твердопаливних двигунів РКП для повітряного старту становить  $\sim 290 \text{ с}$  [30]. Для першого ступеню значення питомого імпульсу також було прийнято  $290 \text{ с}$ , так як запуск РДТП першого ступеню буде відбуватися на значній висоті.

Відносна маса конструкції БПЛА, відносна маса обладнання БПЛА та відносна маса двигунів БПЛА визначені з урахуванням значень відносних мас компонентів повітряно-космічного літака [65, 66]. Для першого наближення прийняті наступні відносні маси:  $m_{к} = 0,362$ ;  $m_{об} = 0,09$ ;  $m_{д} = 0,145$ .

Відносна маса палива для повернення БПЛА до аеродрому посадки розрахована за формулою (3.3) [54].

$$\mu_{III} = (m_{к} + m_{об} + m_{д}) \cdot \left( 1 - e^{-\frac{L}{V_{II} \cdot I_{TRDD\_M} \cdot K}} \right) \quad (3.3)$$

де  $L$  – дальність до аеродрому посадки, що прийнята  $350 \text{ км}$ ;

$V_{II}$  – швидкість повернення на аеродром, що прийнята  $0,8M$ ;

$K$  – коефіцієнт аеродинамічної якості, що прийнятий  $5$  за результатами аналізу таблиць 3.2 та 4.14.

$I_{TRDD\_M}$  – питомий імпульс ТРДД на максимальному режимі роботи, що прийнятий  $4700 \text{ с}$  за результатами аналізу таблиці 3.1;

Питомий імпульс ТРДД на форсажному режимі роботи визначено за результатами аналізу таблиці 3.1 для форсажного режиму роботи двигуна, що складає  $1800 \text{ с}$ .

Таблиця 3.1 – Основні параметри ТРДД

Модель двигуна	F100-229	YJ93-GE-3	Д-30	P15Б-300	АЛ-31Ф	РД33	EJ200	АІ-322Ф
Виробник	Pratt & Whitney, США	General Electric, США	ВАТ «Авиадвигатель», Росія	КБ Туманського, Росія	НВО Сатурн, Росія	ВАТ «Клімов», Росія	Eurojet Turbo, Європа	Івченко-Прогрес, Україна
Застосування	F-15, F-16 (RASCAL)	XB-70A Valkyrie	МиГ-31	МиГ-25, Ту-123	Су-27	МиГ-29	Eurofighter Typhoon	L-15B
Діапазон висот, км	0 – 20 (26,8)	0 – 23,6	0 – 30	0 – 35 (37,6)	0 – 22,5	0 – 18	0 – 19,8	0 – 16,5
Діапазон швидкостей, М	0 – 2,5 (4,0)	0 – 3,1	0 – 2,83	0 – 2,83	0 – 2,35	0 – 2,25	0 – 2,2	0 – 1,6
<u>На максимальному режимі</u>								
Максимальна тяга, кН	79	98	93	73,5	74	49,4	60	24,5
Питома витрата палива, кг/(Н*год)	0,075	0,071	0,073	0,127	0,068	0,079	0,083	0,067
Питомий імпульс, с	4865	5143	5000	2880	5405	4675	4444	5455
<u>На форсажному режимі</u>								
Максимальна тяга, Н	129	130	152	100	122,6	81,4	90	41,2
Питома витрата палива, кг/(Н*год)	0,209	0,184	0,194	0,275	0,2	0,189	0,176	0,194
Питомий імпульс, с	1756	2000	1895	1333	1837	1946	2086	1895
Витрата повітря, кг/с	113	125	-	144	112	77	77	49,7
Довжина, м	4,775	6	8	6,264	4,945	4,23	4	3,138
Діаметр, м	1,175	1,33	-	1,512	0,91	1,04	0,737	0,624
Суша маса, кг	1696	2300	2416	2454	1530	1055	990	560
Тягоозброєність на форс. режимі	7,8	5,8	6,4	4,2	8,2	7,9	9,3	7,5

Таблиця 3.2 – Параметри винищувачів четвертого покоління

Найменування	Модель винищувача							
	МиГ-29	Су-27	Mirage 2000	F-16	F-15	F-18	JAS-38	F-14
Маса порожнього, кг	10 900	16 300	7 500	8 581	12 973	104 555	6 622	13 400
Маса злітна, кг	15 360	28 355	17 000	18 187	30 850	22 328	12 474	26 200
Тягоозброєність	1,10	1,08	1,02	0,98	1,05	0,94	0,85	0,71
Площа крила, м <sup>2</sup>	38,06	62,04	41,00	28,87	56,50	37,16	30,70	53,00
Навантаження на крило, кПа	3,3	3	1,9	3	2,9	3,4	2,6	4,85
Навантаження на крило з урахуванням несучого корпусу, кПа	2,37	2	1,9	2,8	2,9	3,2	2,6	4,85
Коефіцієнт аеродинамічної якості при $M > 1$	3,50	4,20	5,30	4,00	4,10	4,25	4,00	3,00

Визначення питомого імпульсу ППРД ускладнено відсутністю близьких аналогів та взагалі невеликою кількістю інформації щодо параметрів ППРД. Тому для визначення проектних параметрів першого наближення скористаємось діапазоном питомого імпульсу ППРД від 500 до 1000 с [67, 68, 69].

Прийняті проектні параметри РКП та БПЛА першого наближення зведено у таблиці 3.3.

Таблиця 3.3 – Прийняті проектні параметри РКП та БПЛА першого наближення

Найменування проектного параметру	Значення
Відносні маси конструкції ступенів РКП:	
– 1 ступінь	0,173
– 2 ступінь	0,206
– 3 ступінь	0,296
Питомий імпульс двигунів ступенів РКП, с	290
Відносна маса палива ступенів РКП	визначається за формулою (3.2)
Відносна маса конструкції БПЛА	0,362
Відносна маса обладнання БПЛА	0,09
Відносна маса двигунів БПЛА	0,145
Питомий імпульс ТРДД на форсажному режимі, с	1800
Питомий імпульс ППРД, с	від 500 до 1000
Відносна маса палива БПЛА	визначається за формулою (3.2)

### 3.3 Визначення обмеження сумарної швидкості розгону авіаційно-космічної системи

Для пошуку мінімуму цільової функції (2.8) використовувалось обмеження сумарної швидкості розгону АКС, що уявляє собою рівняння (3.4), у якому швидкість, що надається ТРДД, ППРД, та ступенями РКП прирівнюється до необхідної колової швидкості із урахуванням втрат.

$$V_{\text{кол}} + \Delta V = \Sigma V f(V1, V2, V3, V4, V5) \quad (3.4)$$

де  $\Sigma V$  – сумарна швидкість розгону АКС;

$V_{\text{кол}}$  – колова швидкість на орбіті;

$\Delta V$  – втрати швидкості.

Сумарна швидкість розгону АКС визначається за формулою Ціолковського для багатоступеневого засобу виведення корисного вантажу (3.5) [53].

$$\begin{aligned} \Sigma V f(V1, V2, V3, V4, V5) = & I_{\text{ТРДД}} \cdot g \cdot \ln \left( \frac{1}{1 - (\mu_{\text{П}} f(V1, I_{\text{ТРДД}}))} \right) + I_{\text{ППРД}} \cdot g \cdot \ln \left( \frac{1}{1 - (\mu_{\text{П}} f(V2, I_{\text{ППРД}}))} \right) + \\ & + I_{\text{ТП}} \cdot g \cdot \ln \left( \frac{1}{1 - (\mu_{\text{П}} f(V3, I_{\text{ТП}}))} \right) + I_{\text{ТП}} \cdot g \cdot \ln \left( \frac{1}{1 - (\mu_{\text{П}} f(V4, I_{\text{ТП}}))} \right) + I_{\text{ТП}} \cdot g \cdot \ln \left( \frac{1}{1 - (\mu_{\text{П}} f(V5, I_{\text{ТП}}))} \right) \end{aligned} \quad (3.5)$$

Колова швидкість на орбіті визначається за формулою (3.6) [53].

$$V_{\text{кол}} = \sqrt{g_H \cdot (R_3 + H_{\text{кол}})} \quad (3.6)$$

$$g_H = g \cdot \frac{R_3^2}{(R_3 + H_{\text{кол}})^2} \quad (3.7)$$

де  $g_H$  – прискорення вільного падіння на висоті колової орбіти, що визначається за формулою (3.7);

$R_3$  – радіус Землі, що прийнятий 6371 км;

$H_{\text{кол}}$  – висота колової орбіти, що прийнята 500 км.

Прискорення вільного падіння на висоті 500 км складає 8,431 м/с<sup>2</sup>. Колова швидкість на висоті 500 км складає 7611 м/с.

Втрати швидкості – це різниця між реальною необхідною швидкістю розгону АКС та ідеальною, що розрахована на формулою Ціолковського (3.5). Втрати швидкості виникають через наявність лобового опору, сили тяжіння, керуючі сили, зміну тиску з висотою польоту та інші фактори.

Відомо з рекомендацій [53], що для рідинних ракет втрати швидкості складають 22% від колової швидкості (тобто 1675 м/с), а для твердопаливних ракет складають 18% від колової швидкості (тобто 1370 м/с).

Відомо з рекомендацій [65], що для всього ПКЛ сумарні втрати при швидкості старту 0 м/с складають від 1650 до 2050 м/с.

Відомо з [70], що при використанні аеродинамічної сили для виведення корисного вантажу на навколосезну орбіту (проекти SSTO, ВКС-О, МАКС-ОС, МАКС-М, Ан-225/Хотол) сумарні втрати швидкості складають від 1049 до 1665 м/с.

Враховуючи вищенаведені рекомендації для АКС з горизонтальним стартом, рідкими та твердими компонентами палива приймаємо величину втрат швидкості  $\Delta V = 1700$  м/с.

Також для вирішення рівняння (3.4) були задані наступні обмеження:

1. Швидкість, що надається за рахунок роботи ТРДД –  $0 \leq V_1 \leq 600$  м/с, за результатами аналізу таблиці 3.1 та можливостей двигунів української розробки;
2. Швидкість, що надається за рахунок роботи ППРД –  $V_2 < 2065$  м/с –  $V_1$ , що була визначена за результатами аналізу аналогів, що наведені в таблиці 3.4;
3. Швидкості, що надаються ступенями РКП для першого наближення з огляду на рекомендації [71] прийняті рівними  $V_3 = V_4 = V_5$ .

Таблиця 3.4 – Порівняння швидкостей роботи двигунів аналогів

Найменування	Молот	Sänger-2	ELAC
Швидкість в момент розділення ступенів, М	2,0	6,6	7,0
Висота в момент розділення ступенів, км	44	35	30
Діапазон швидкостей ТРДД, М	0 – 2	0 – 3,7	0 – 3
Діапазон швидкостей ППРД, М	2 – 3,9	3,7 – 6,6	3 – 7

### 3.4 Визначення допустимого швидкісного напору для безпілотного літального апарату

Значення максимального швидкісного напору впливає на міцність БПЛА, чим більший швидкісний напор, тим міцніше має бути конструкція і відповідно тим важча. Значення швидкісного напору при розділенні БПЛА і РКП впливає на



забезпечення можливості без ударного розділення і тому відділення РКП для зменшення навантажень необхідно проводити при менших швидкісних напорах.

Згідно [65, 72, 73] рекомендоване обмеження за максимальним швидкісним напором при польоті гіперзвукових літаків становить 73,5 кПа.

У роботах [74 та 75] для оптимізації руху гіперзвукового літака-розгінника використовується обмеження швидкісного напору 58,8 кПа.

У роботі [76] для розрахунку траєкторії польоту гіперзвукового пасажирського літака за європейським проектом LARCAT 2, що виконує крейсерський політ при швидкості 8 Махів, використовується обмеження швидкісного напору 58,8 кПа.

Для попереднього вибору максимального швидкісного напору польоту та швидкісного напору при відділенні РКП було проаналізовано траєкторії польоту аналогів.

На рисунках 3.1 та 3.2 наведені результати аналізу траєкторій та швидкісних напорів аналогів.

АКС Sanger-2, Skylon та ELAC виконують політ при швидкісних напорах менше за 73,5 кПа. Відділення виконується при працюючому двигуні на швидкісних напорах від 17,7 до 42,8 кПа. АКС GT RASCAL та Молот виконують політ при швидкісних напорах, що перевищує 73,5 кПа і складає 132,4 кПа. Це свідчить про те, що конструкція повинна витримувати більші навантаження та відносна маса конструкції буде більшою. Однак швидкісні напори при відділенні у проектів АКС GT RASCAL та Молот значно менші, оскільки відділення відбувається при вимкнутих двигунах.

Враховуючи рекомендації [77], що оптимальна траєкторія польоту літального апарату з ППРД можлива коли політ виконується при постійному максимальному швидкісному напорі, висота в момент розділення БПЛА та РКП визначалася за умови польоту при постійному швидкісному напорі  $q_{\max} = 34,3$  кПа.

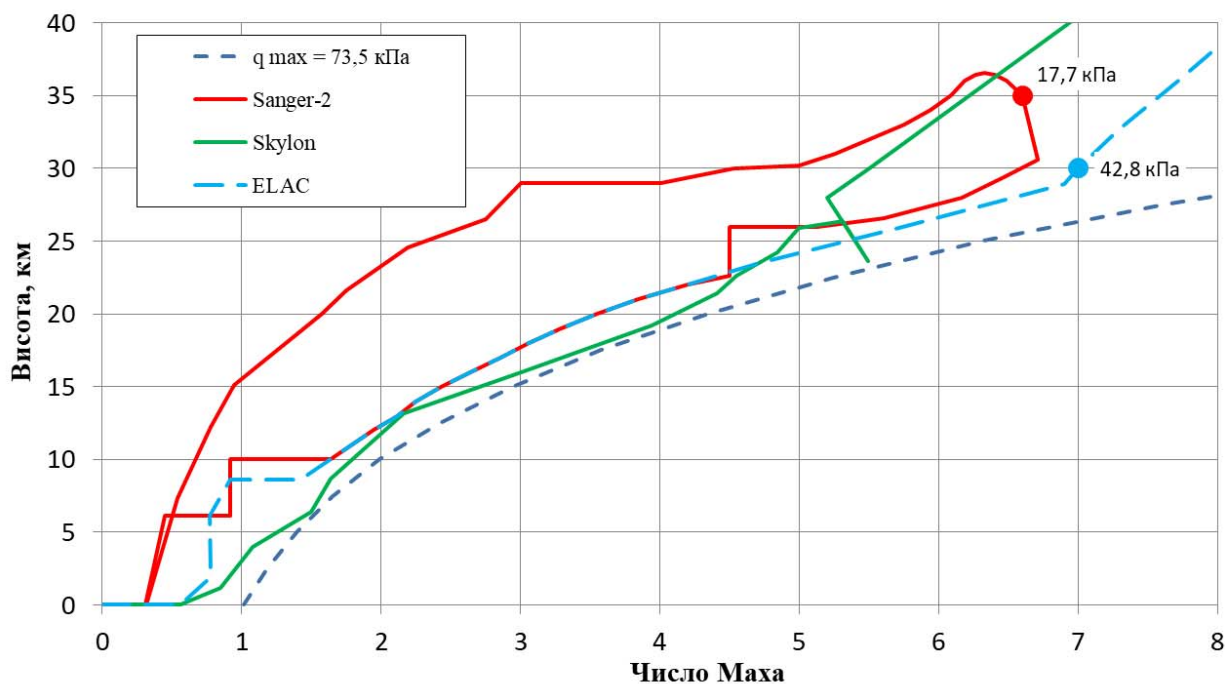


Рисунок 3.1 – Траєкторії польоту та швидкісні напори Sanger-2, Skylon, ELAC

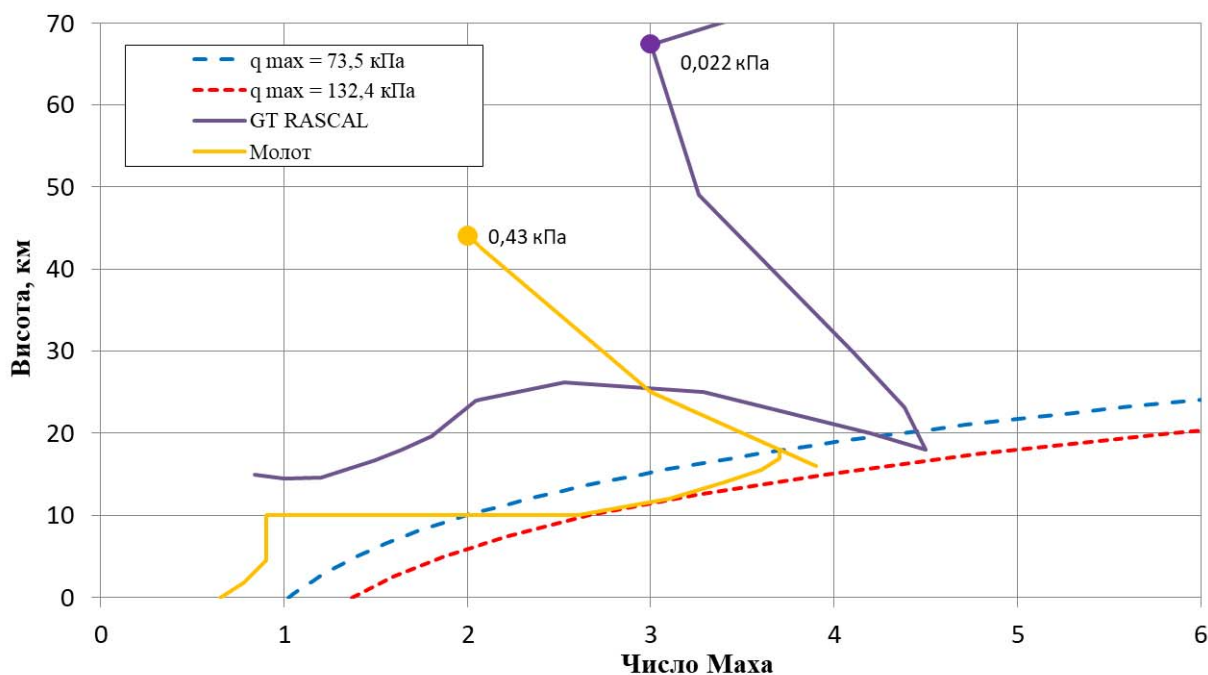


Рисунок 3.2 – Траєкторії польоту та швидкісні напори GT RASCAL та Молот

Висота в момент розділення РКП та БПЛА розраховувалася за формулою (3.8) або (3.9) в залежності від значення щільності повітря при максимальному швидкісному напорі, що розраховувалася за формулою (3.10).

$$H_p f(V1+V2) = 44380 \cdot \left( 1 - \frac{\sqrt[4.25]{\frac{\rho_{q \max}(V1+V2)}{\rho_0}}}{\rho_0} \right) \text{ якщо } \rho_0 \geq \rho_{q \max}(V1+V2) > \rho_{11} \quad (3.8)$$

$$H_p f(V1+V2) = 11000 - 6400 \cdot \ln \left( \frac{\rho_{q \max}(V1+V2)}{0.298 \cdot \rho_0} \right) \text{ якщо } \rho_{q \max}(V1+V2) < \rho_{11} \quad (3.9)$$

$$\rho_{q \max}(V1+V2) = \frac{2 \cdot q_{\max}}{(V1+V2)^2} \quad (3.10)$$

де  $H_p$  – висота в момент розділення РКП та БПЛА;

$\rho_{q \max}$  – щільність повітря при максимальному швидкісному напорі  $q_{\max}$ ;

$\rho_0$  – щільність повітря на рівні моря;

$\rho_{11}$  – щільність повітря на висоті 11 км;

$q_{\max}$  – максимальний швидкісний напор.

### 3.5 Визначення максимально допустимої температури на поверхні безпілотного літального апарату

Максимальна температура на поверхні БПЛА суттєво впливає на масу конструкції БПЛА, вартість АКС та взагалі на можливість реалізації концепції АКС [78].

Розподілення температури на поверхні БПЛА залежить від багатьох факторів і визначити точно температуру незалежно від конкретної геометрії БПЛА та траєкторії польоту доволі важко. Інтенсивність аеродинамічного нагріву поверхні БПЛА суттєво зменшується при збільшенні відстані від передньої крайки крила або носка фюзеляжу, при збільшенні кута стріловидності крила та ролів, при збільшенні радіусу носка фюзеляжу або крила та інших факторів.

Тому визначення температури на поверхні обшивки БПЛА проводилося за формулою (3.11) [79] в залежності від швидкості відділення РКП від БПЛА. Так як врахування теплопередачі суттєво ускладнить алгоритм визначення температури та потребує наявності геометрії БПЛА, то вплив теплопередачі не враховувався.

$$T_{of}(V2+V1) = T_H \cdot \left( 1 + r_t \cdot \frac{k-1}{2} \cdot Mf(V2+V1)^2 \right) \quad (3.11)$$

де  $T_0$  – температура на поверхні обшивки БПЛА;

$T_H$  – температура набігаючого потоку, що залежить від висоти в момент розділення БПЛА та РКН;

$r_t$  – коефіцієнт відновлення пограничного шару, який для турбулентного пограничного шару дорівнює 0,89;

$k$  – коефіцієнт адіабати, який для повітря дорівнює 1,4;

$M$  – число Маху набігаючого потоку.

Для аналізу максимальної допустимої температури на поверхні БПЛА було розглянуто наявні дані з аналогічних проектів. На рисунку 3.3 наведено типове розподілення температури на поверхні ПКС при польоті зі швидкістю 8 М на висоті 34 км. На рисунку 3.4 наведена температура поверхні планеру Х-15-2 без теплозахисного покриття при польоті зі швидкістю 8,3 М на висоті 30,5 км.

Значення максимально допустимої температури на поверхні БПЛА обмежимо максимальною температурою експлуатації наявних конструкційних матеріалів. Для жаростійкого сплаву на основі ніобію типу ВН-2АЭ [80, 81], що має достатню міцність при вказаній температурі максимальна температура експлуатації без спеціальних покриттів складає 1400 – 1500°C.

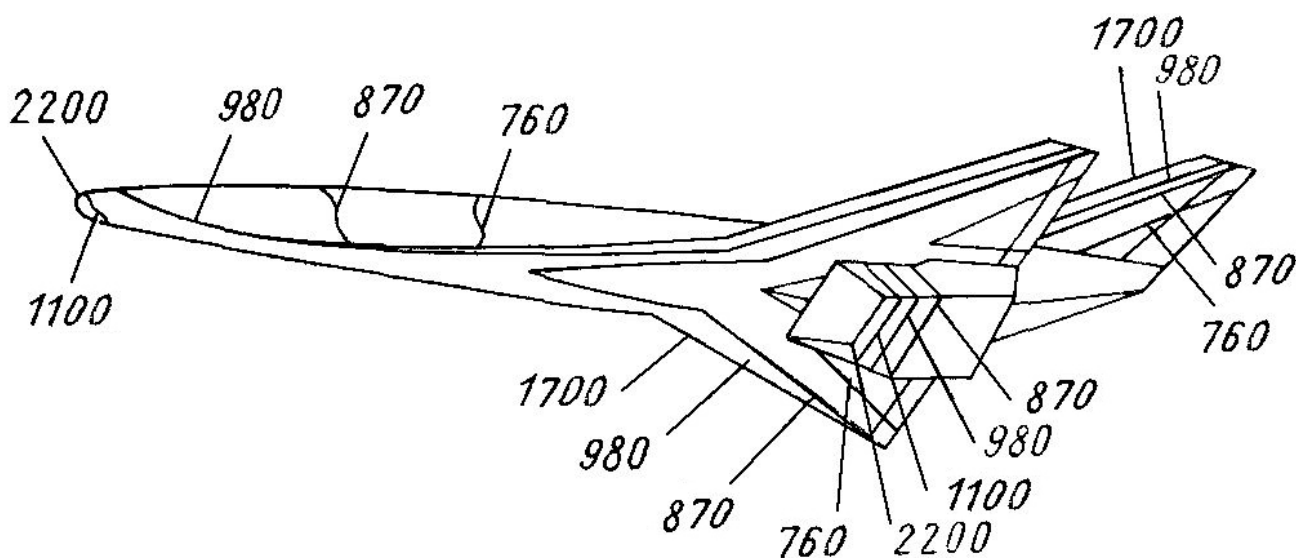


Рисунок 3.3 – Температура на поверхні ПКС в градусах Цельсія при  $M=8$ ,  $H=34$  км [65]

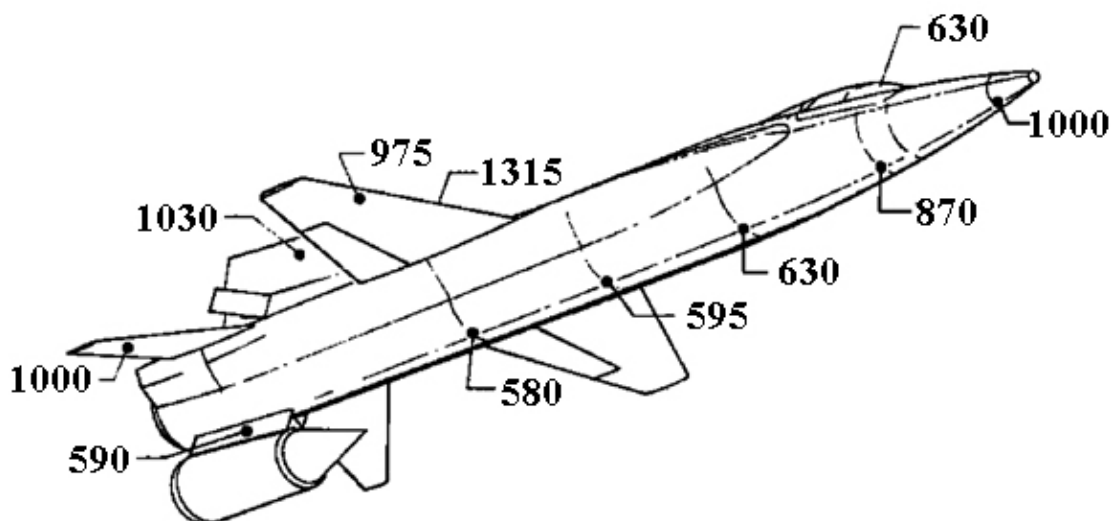


Рисунок 3.4 – Температура поверхні планеру Х-15-2 без теплозахисного покриття в градусах Цельсія при  $M=8,3$ ,  $H=30,5$  км [82]

### 3.6 Визначення вартості створення авіаційно-космічної системи

Для розрахунків вартості за основу взяті рекомендації та методи наведені у [83, 84, 85]. При розрахунках використовувався метод параметричної оцінки вартості. Параметрична оцінка вартості – це різновид методу аналогій, при якому для оцінки вартості використовується статистична залежність між історичними даними та іншими змінними (наприклад, кількість годин робочого часу). При використанні даного методу можна отримати достатньо точні результати. Рівень точності такої оцінки залежить від складності, кількості ресурсів, що виділені для такої роботи та даних про вартість, що використовуються при оцінці.

Схема розрахунку вартості АКС наведена на рисунку 3.5.

У якості історичних даних використовувалися значення відносної вартості складових частин РКП та БПЛА, що наведені у таблиці 3.5.

Прийнято, що АКС виконає 50 запусків. При цьому використовується один БПЛА і відповідно 50 РКП.

Вартість проектно-конструкторської розробки оцінювалась для чотирьох етапів згідно [86]: технічної пропозиції, ескізного проекту, технічного проекту та робочої конструкторської документації. Вартість розробки кожного етапу визначалася за формулою (3.12).

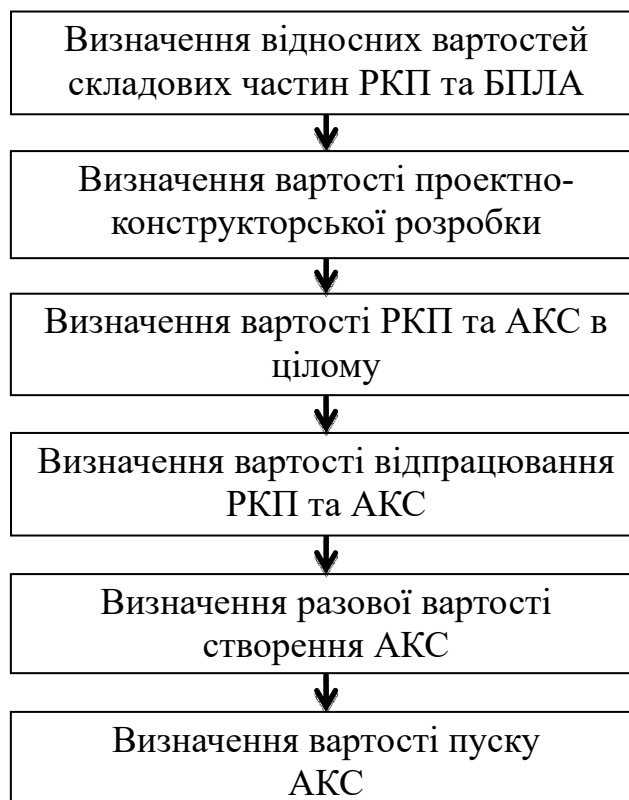


Рисунок 3.5 – Схема оцінки вартості АКС

$$V_{про} = [(V_{л/м} \cdot П \cdot Міс \cdot) + (V_{доб} \cdot Дні + V_{проїзду} + V_{проживання}) + V_{ст}] K_{адм} \quad (3.12)$$

де  $V_{л/м}$  – вартість роботи однієї людини за один місяць;

$П$  – кількість задіяних працівників;

$Міс$  – тривалість кожного етапу у місяцях;

$V_{доб}$  – вартість доби перебування у відрядженні;

$Дні$  – тривалість відрядження у днях;

$V_{проїзду}$  – вартість проїзду при перебуванні у відрядженні;

$V_{проживання}$  – вартість проживання при перебуванні у відрядженні;

$V_{ст}$  – вартість залучення сторонніх організацій;

$K_{адм}$  – коефіцієнт адміністративних витрат, що включає витрати на утримання загальних служб, відрахування на соціальне страхування, прибуток підприємства.

Визначення вартості РКП та АКС відбувалося за формулами (3.13) та (3.14) відповідно.

$$B_{PKП} f(V3, V4, V5) = M_{3cm} \cdot \varepsilon_{к3} \cdot b_k + M_{3cm} \cdot \mu_{П} f(V5, I_{ТП}) \cdot b_{П} + M_{2cm} \cdot \varepsilon_{к2} \cdot b_k + \\ + M_{2cm} \cdot \mu_{П} f(V4, I_{ТП}) \cdot b_{П} + M_{1cm} \cdot \varepsilon_{к1} \cdot b_k + M_{1cm} \cdot \mu_{П} f(V3, I_{ТП}) \cdot b_{П} \quad (3.13)$$

$$B_{AKC} f(V1, V2, V3, V4, V5) = B_{PKП} f(V3, V4, V5) + M_{AKC} \cdot m_{кон} \cdot b_{кон} + M_{AKC} \cdot m_{об} \cdot b_{об} + \\ + M_{AKC} \cdot m_{д} \cdot b_{д} + M_{AKC} \cdot \mu_{П} f(V1, I_{ТРДД}) \cdot b_{гас} + M_{AKC} \cdot \mu_{П} f(V2, I_{ППРД}) \cdot b_{гас} \quad (3.14)$$

Таблиця 3.5 – Відносні вартості складових частин АКС

Найменування складової частини АКС	Відносна вартість, тис. дол. США/кг
Конструкція РКП, $b_k$	1,5
Тверде паливо РКП, $b_{П}$	0,1
Конструкція БПЛА, $b_{кон}$	1,8
Обладнання БПЛА, $b_{об}$	2,8
Двигуни БПЛА, $b_{д}$	1,9
Паливо, $b_{гас}$ – гас, що використовується в БПЛА	0,006

Визначення вартості наземного та льотного відпрацювання РКП та БПЛА відбувалося за формулою (3.15).

$$B_{відн} f(V1, V2, V3, V4, V5) = B_{PKП} f(V3, V4, V5) \cdot n_{PKП} + B_{БПЛА} f(V3, V4, V5) \cdot n_{БПЛА} + B_{орг} \quad (3.15)$$

де  $n_{PKП}$  – кількість РКП для відпрацювання;

$n_{БПЛА}$  – кількість БПЛА для відпрацювання;

$B_{орг}$  – вартість робіт з організації випробувань, випуску програм випробувань, створення оснащення для випробувань та інших робіт.

Визначення разової вартості створення АКС визначається за формулою (3.16).

$$B_p f(V1, V2, V3, V4, V5) = (B_{про} + B_{відн} f(V1, V2, V3, V4, V5)) \cdot 1,1 \quad (3.16)$$

Визначення вартості амортизації конструкції БПЛА та пуску АКС відбувалося за формулами (3.17) та (3.18) відповідно.

$$B_A f(V1, V2, V3, V4, V5) = \frac{M_{AKC} \cdot m_{кон} \cdot b_{кон} + M_{AKC} \cdot m_{об} \cdot b_{об} + M_{AKC} \cdot m_{д} \cdot b_{д}}{n} \cdot 1,1 \quad (3.17)$$

$$B_3 f(V1, V2, V3, V4, V5) = B_A f(V1, V2, V3, V4, V5) + B_{PKП} f(V3, V4, V5) + \\ + M_{AKC} \cdot \mu_{П} f(V1, I_{ТРДД}) \cdot b_{гас} + M_{AKC} \cdot \mu_{П} f(V2, I_{ППРД}) \cdot b_{гас} + B_{pp} \quad (3.18)$$

### 3.7 Визначення швидкості та висоти в момент розділення безпілотного літального апарату та ракети космічного призначення

Для визначення швидкості та висоти в момент розділення була прийнята маса корисного вантажу 30 кг, що відповідає світовим тенденціям розвитку ринку малих супутників [87, 88, 89]. Тип орбіти – сонячно-синхронна з висотою 500 км. У таблиці 3.6 наведено параметри можливого корисного вантажу, що може бути виведений на навколоземну орбіту за допомогою АКС.

Таблиця 3.6 – Параметри можливого корисного вантажу

Найменування	PolyITAN-1 [90]	PolyITAN-2 [91]	3U	6U	12U
Рік виведення	2014	2017	Після обґрунтування параметрів АКС		
Маса супутника, кг	1	1,9	2,7	14	20
Формат CubeSat	1U	2U	3U	6U	12U
Висота орбіти, км	640-712	400	Низькі навколоземні та сонячно-синхронні орбіти		
Нахил, град.	98	51,63			
Призначення	Технологічні дослідження	Наукові дослідження	Дистанційне зондування Землі, наукові дослідження та інші задачі		

Для порівняння впливу вартості визначення швидкості та висоти в момент розділення виконувалося пошуком мінімуму двох цільових функцій:

1. Критерію мінімізації (формула 2.8);
2. Стартової маси АКС (формула 2.10).

В результаті вирішення цільової функції за критерієм мінімізації отримані значення швидкості та висоти в момент розділення, а також основні техніко-економічні параметри АКС першого наближення в залежності від питомого імпульсу ППРД, що наведені у таблиці 3.7.

В результаті вирішення цільової функції за мінімумом стартової маси АКС отримані значення швидкості та висоти в момент розділення, а також основні техніко-економічні параметри АКС першого наближення в залежності від питомого імпульсу ППРД, що наведені у таблиці 3.8.



Таблиця 3.7 – Основні техніко-економічні параметри АКС першого наближення за критерієм мінімізації

Найменування	Значення					
	500	600	700	800	900	1000
Питомий імпульс ППРД, с	500	600	700	800	900	1000
Швидкість в момент розділення ступенів, М	6,03	6,4	6,4	6,4	6,4	6,4
Висота в момент розділення ступенів, км	29,1	29,8	29,8	29,8	29,8	29,8
Маса корисного вантажу, кг	30	30	30	30	30	30
Маса РКП, кг	3438	3140	3140	3140	3140	3140
Маса АКС, кг	27234	21881	18577	16640	15367	14468
Температура на поверхні обшивки БПЛА, °С	1329	1500	1500	1500	1500	1500
Вартість пуску АКС, млн. дол. США	2,81	2,55	2,46	2,41	2,37	2,34
Вартість 1 кг корисного вантажу, тис. дол. США/кг	94	85	82	80	79	78

Таблиця 3.8 – Основні техніко-економічні параметри АКС першого наближення за мінімумом стартової маси АКС

Найменування	Значення					
	500	600	700	800	900	1000
Питомий імпульс ППРД, с	500	600	700	800	900	1000
Швидкість в момент розділення ступенів, М	4,76	5,9	6,4	6,4	6,4	6,4
Висота в момент розділення ступенів, км	26	28,8	29,8	29,8	29,8	29,8
Маса корисного вантажу, кг	30	30	30	30	30	30
Маса РКП, кг	4782	3557	3140	3140	3140	3140
Маса АКС, кг	25348	21690	18577	16640	15367	14468
Температура на поверхні обшивки БПЛА, °С	813	1269	1500	1500	1500	1500
Вартість пуску АКС, млн. дол. США	3,24	2,7	2,46	2,41	2,37	2,34
Вартість 1 кг корисного вантажу, тис. дол. США/кг	108	90	82	80	79	78

При порівнянні таблиць 3.7 та 3.8 видно, що при значеннях питомого імпульсу ППРД від 700 до 1000 секунд значення основних техніко-економічних параметрів однакове, так як спрацьовує обмеження за максимальною температурою на поверхні БПЛА 1500°С.

При значеннях питомого імпульсу ППРД менше 700 секунд можна побачити різницю між цільовими функціями. При вирішенні цільової функції за

критерієм мінімізації отримуємо більшу масу АКС, проте меншу вартість пуску. А при вирішенні цільової функції мінімуму стартової маси АКС отримуємо меншу стартову масу, проте більшу вартість пуску.

Було проаналізовано вплив на швидкість в момент розділення зменшення максимальної температури на поверхні БПЛА до значень  $1200^{\circ}\text{C}$  (для сплаву типу ХН70Ю) та  $1000^{\circ}\text{C}$  (для сплаву типу Inconel 718). Результати наведено на рисунку 3.6 та у [92].

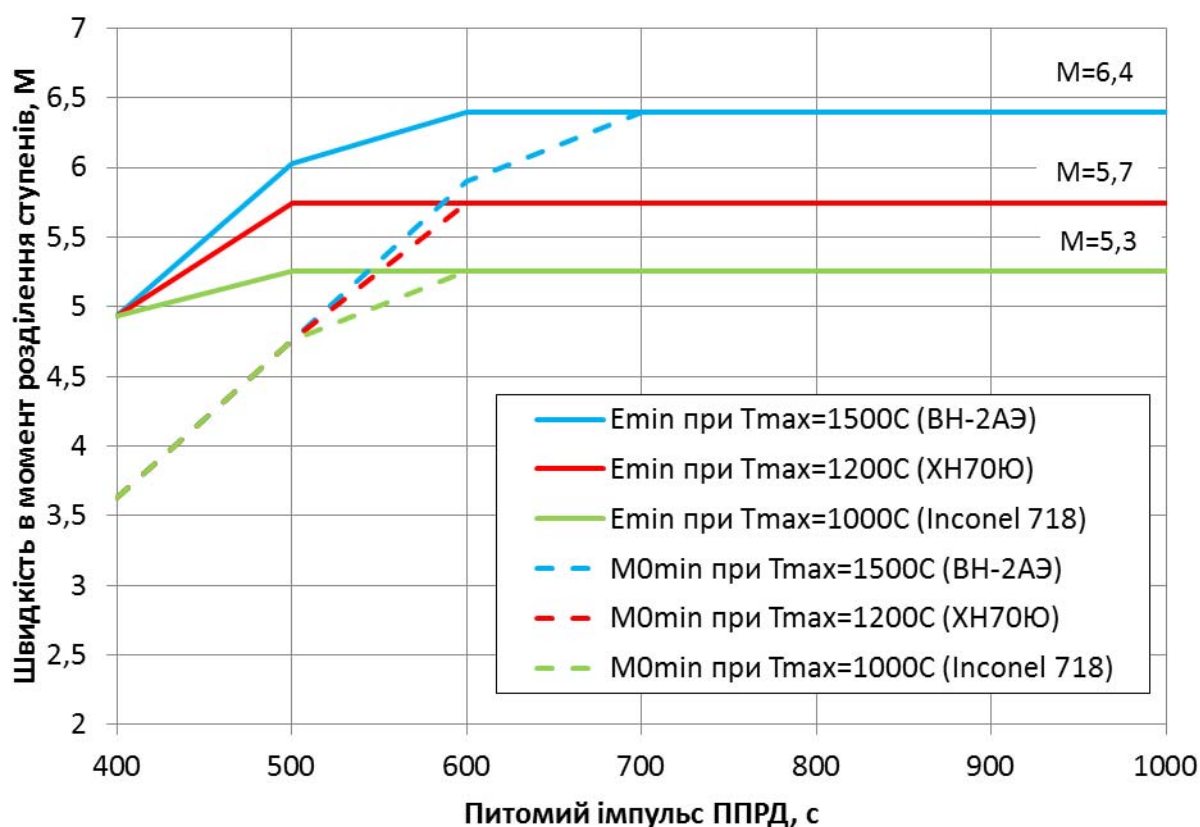


Рисунок 3.6 – Вплив на швидкість в момент розділення БПЛА та РКП максимальної температури на поверхні БПЛА

Було проаналізовано вплив максимальної швидкості роботи ППРД на масу АКС та вартість виведення 1 кг корисного вантажу за критерієм мінімізації. Результати наведено на рисунку 3.7.

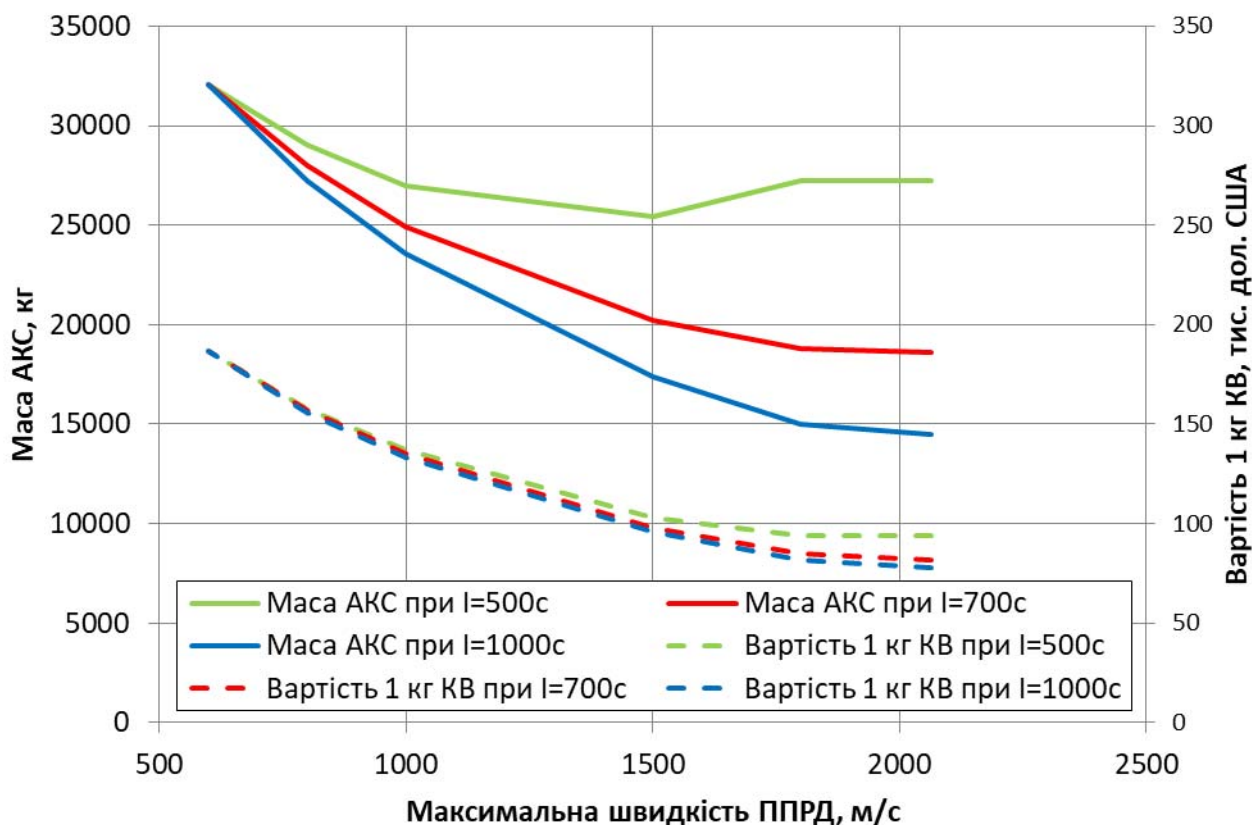


Рисунок 3.7 – Вплив максимальної швидкості роботи ППРД на масу АКС та вартість виведення 1 кг корисного вантажу

При значеннях питомого імпульсу ППРД менше 700 секунд можна побачити, що отримуємо більшу масу АКС, проте меншу вартість виведення 1 кг корисного вантажу.

### 3.8 Висновки третього розділу

У третьому розділі виконано техніко-економічне обґрунтування параметрів АКС. Визначено наступні параметри.

1. проектні параметри РКП та БПЛА першого наближення, а саме відносні маси конструкції РКП (0,173 для першого ступеня, 0,206 для другого ступеня, 0,296 для третього ступеня) та БПЛА – 0,362, відносна маса обладнання БПЛА – 0,09, відносна маса двигунів БПЛА – 0,145, питомі імпульси РДТП – 290 с, ТРДД на форсажному режимі – 1800 с, ППРД – від 500 до 1000 с;

2. обмеження сумарної швидкості розгону АКС, а саме швидкість розгону на ТРДД до 600 м/с, швидкість розгону на ППРД до 2065 м/с, швидкості розгону ступенів РКП мають бути однаковими, втрати швидкості складають 1700 м/с;
3. допустимий швидкісний напор, що склав 34,3 кПа;
4. максимальна допустима температура на поверхні БПЛА, що склала 1500°C, яка була визначена для жаростійкого сплаву на основі ніобію типу ВН-2АЭ;
5. схема оцінки вартості створення АКС;
6. визначена швидкість та висота в момент розділення БПЛА та РКП, що склали 6,4М та 30 км відповідно;

Отримані параметри є вихідними даними для виконання техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС другого наближення, що будуть визначені у четвертому розділі.

## 4 Техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи другого наближення

### 4.1 Постановка задачі для четвертого розділу

Для техніко-економічного обґрунтування параметрів АКС другого наближення необхідно:

1. Детально визначити масу та вартість РКП, а саме:

- обрати стартову тягу озброєність та діаметр ступенів;
- визначити детальний склад РКП;
- визначити характеристики маршових РДТП ступенів;
- визначити параметри сухих відсіків, обтічника, обладнання та агрегатів

ступенів;

- визначити геометрію РКП;
- визначити аеродинамічні характеристики РКП;
- провести розрахунки траєкторії польоту РКП;
- визначити масу та вартість РКП;

2. Детально визначити масу та вартість БПЛА, а саме:

– обрати питоме навантаження на крило, стартову тягоозброєність та коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА;

- визначити детальний склад БПЛА;
- визначити характеристики ТРДД та ППРД;
- визначити масові та геометричні параметри конструкції, систем та агрегатів;

- визначити аеродинамічні характеристики БПЛА;
- визначити траєкторію польоту БПЛА;
- визначити теплові режими БПЛА;
- визначити можливість розділення БПЛА та РКП;

3. Обґрунтувати техніко-економічні параметри АКС.

Тобто у четвертому розділі буде виконано остаточне техніко-економічне обґрунтування параметрів АКС.

## 4.2 Визначення маси та вартості ракети космічного призначення другого наближення

Для визначення маси та вартості РКП другого наближення за основу була взята методика, яка наведена у [93]. Суть методики полягає у тому, що визначення маси та вартості РКП другого наближення проводилося за схемою наведеною на рисунку 4.1.



Рисунок 4.1 – Схема визначення маси та вартості РКП другого наближення

### 4.2.1 Вибір стартової тягоозброєності та діаметру ступенів

Діаметр ракети обирався ітераційно. Початкове значення обрано з урахуванням відносних параметрів корисного вантажу за формулою

$$D = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot M_{KB}}{\rho_{KB} \cdot \pi \cdot \lambda_{KB}}} \quad (4.1)$$

де  $D$  – діаметр РКП, що склав 860 мм;

$\rho_{KB}$  – щільність корисного вантажу, що складає 50 – 250 кг/м<sup>3</sup> [53];

$\lambda_{KB}$  – відносне подовження корисного вантажу, що прийнято 1.

Стартова тягоозброєність ступенів РКП обиралася ітераційно за рекомендаціями [53] з огляду на повітряний старт. Головним обмеженням при виборі стартової тягоозброєності є не перевищення максимального повздовжнього перевантаження, що дорівнює 7g [28, 27].

#### 4.2.2 *Визначення детального складу ракети космічного призначення*

Склад РКП визначений виходячи з вимог до її функціонування. РКП складається з:

1. Головного блоку, що включає:
  - головний обтічник;
  - адаптер;
  - корисний вантаж;
2. Третього ступеню, що включає:
  - РДТП з карданним підвісом та електромеханічними приводами;
  - перехідне кільце, що призначено для кріплення головного обтічника;
  - хвостовий відсік;
  - газову систему управління, орієнтації та стабілізації;
  - елементи системи управління та вимірювань
3. Другого ступеню, що включає:
  - РДТП з поворотним соплом та електромеханічними приводами;
  - хвостовий відсік;
  - перехідний відсік;
  - твердопаливний двигун крену;
  - систему розділення;
  - елементи системи управління та вимірювань;
4. Першого ступеню, що включає:

- РДТП з поворотним соплом та електромеханічними приводами;
- хвостовий відсік;
- перехідний відсік;
- твердопаливний двигун крену;
- РДТП відділення;
- стікач;
- стабілізатори;
- елементи системи управління та вимірювань.

Таким чином, керування 1 та 2 ступенем у каналах тангажу та рискання виконується поворотними соплами. Керування 3 ступеню у каналах рискання та тангажу нахилом РДТП у карданному підвісі. Керування у каналах крену 1 та 2 ступеню виконується з застосуванням твердопаливного двигуну крену, а для 3 ступеню газовою системою управління, орієнтації та стабілізації. На пасивній ділянці траєкторії газова система управління, орієнтації та стабілізації виконує управління у всіх трьох каналах.

#### *4.2.3 Визначення характеристик маршових РДТП ступенів*

Визначення масогабаритних, термодинамічних та внутрішньобалістичних характеристик РДТП виконано із застосуванням методик [94, 95]. Результати визначення характеристик РДТП наведені нижче.

Загальний вигляд РДТП третього ступеню наведений на рисунку 4.2. Основні характеристики РДТП третього ступеню наведені у таблиці 4.1. Залежність тяги РДТП третього ступеню від часу роботи наведена на рисунку 4.3.

РДТП третього ступеню складається з:

- титанового корпусу (сплав ВТ23) із теплозахисним покриттям;
- твердого палива (НТРВ);
- стаціонарного сопла з сопловою заглушкою та системою запуску;
- деталей загального складання.



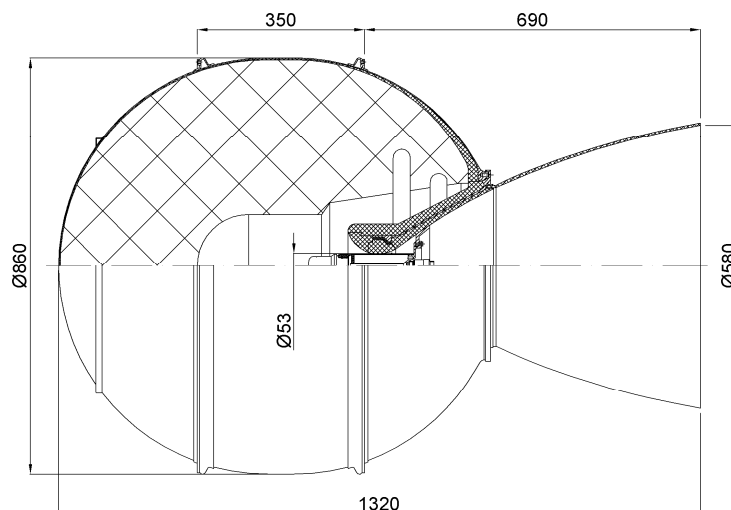


Рисунок 4.2 – Загальний вигляд РДТП третього ступеню

Таблиця 4.1 – Основні характеристики РДТП третього ступеню

Найменування	Значення
Маса твердого палива, кг	520
Діаметр корпусу, мм	860
Діаметр критичного перетину сопла, мм	60
Діаметр зрізу сопла, мм	580
Середній тиск у камері згоряння, МПа	3,94
Максимальний тиск у камері згоряння, МПа	5,97
Середня витрата, кг/с	7,13
Час роботи РДТП, с	73,0
Питомий імпульс у пустоті, с	295
Маса конструкції РДТП, кг у тому числі:	64,0
– корпус;	44
– сопло;	18,1
– деталі загального складання	1,9
Маса РДТП, кг	584,5

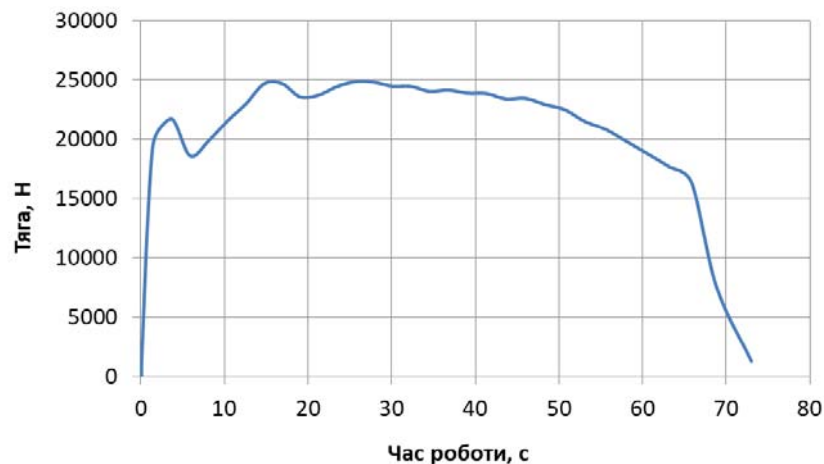


Рисунок 4.3 – Залежність тяги РДТП третього ступеню від часу роботи

Загальний вигляд РДТП другого ступеню наведений на рисунку 4.4. Основні характеристики РДТП другого ступеню наведені у таблиці 4.2. Залежність тяги РДТП другого ступеню від часу роботи наведена на рисунку 4.5.

РДТП другого ступеню складається з:

- титанового корпусу (сплав ВТ23) із теплозахисним покриттям;
- твердого палива (НТРВ);
- поворотного сопла з сопловою заглушкою та системою запуску;
- електроприводів;
- деталей загального складання.

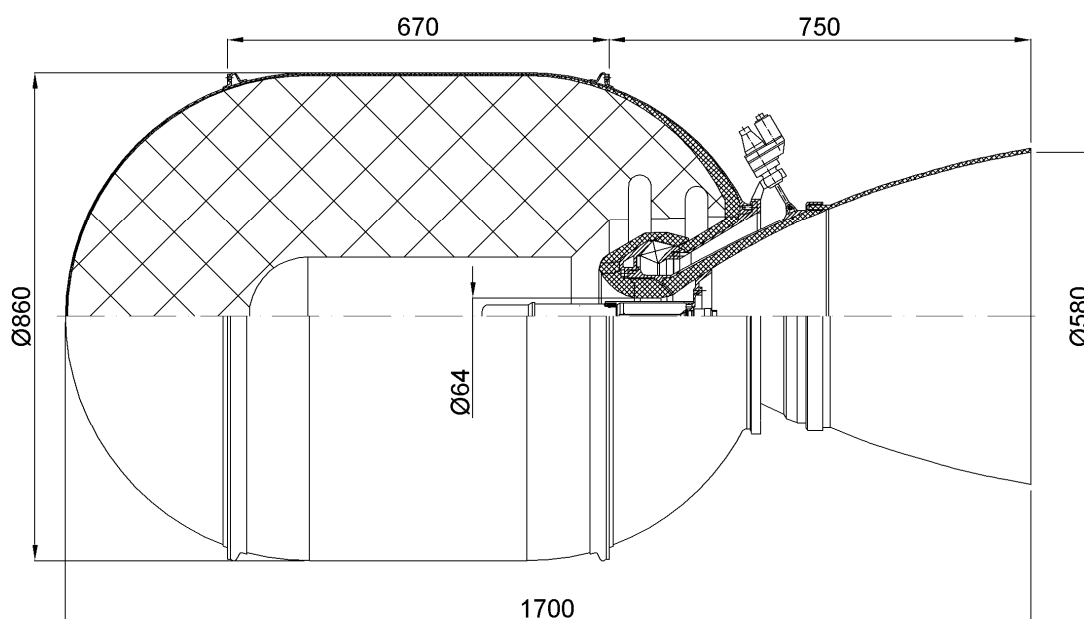


Рисунок 4.4 – Загальний вигляд РДТП другого ступеню

Таблиця 4.2 – Основні характеристики РДТП другого ступеню

Найменування	Значення
Маса твердого палива, кг	815
Діаметр корпусу, мм	860
Діаметр критичного перетину сопла, мм	71
Діаметр зрізу сопла, мм	580
Середній тиск у камері згоряння, МПа	5,85
Максимальний тиск у камері згоряння, МПа	7,45
Середня витрата, кг/с	14,84
Час роботи РДТП, с	55
Питомий імпульс у пустоті, с	292

Найменування	Значення
Маса конструкції РДТП, кг	124,0
у тому числі:	
– корпус;	65,9
– поворотне сопло;	47
– електроприводи;	7
– деталі загального складання	4,1
Маса РДТП, кг	945,6
Кут повороту сопла, кутові градуси	$\pm 3$

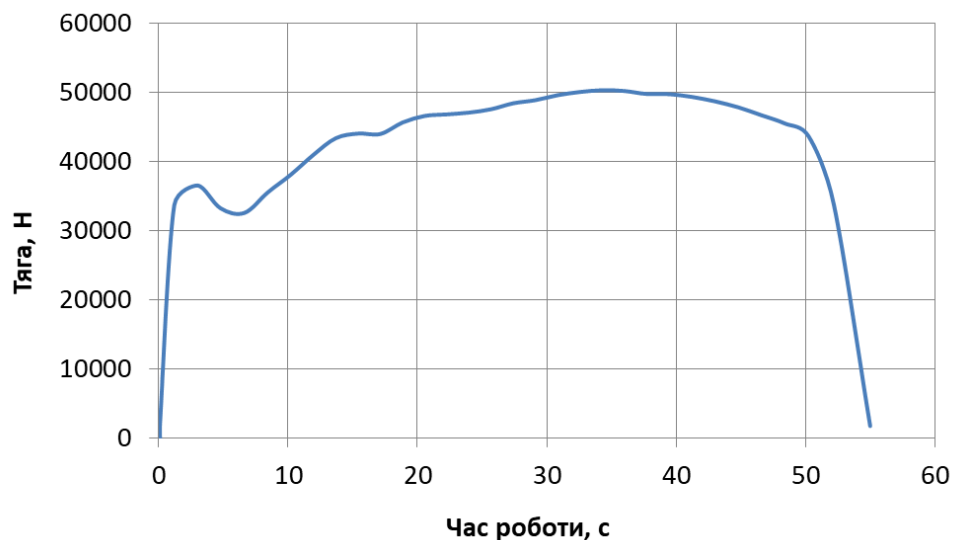


Рисунок 4.5 – Залежність тяги РДТП другого ступеню від часу роботи

Загальний вигляд РДТП першого ступеню наведений на рисунку 4.6. Основні характеристики РДТП першого ступеню наведені у таблиці 4.3. Залежність тяги РДТП першого ступеню від часу роботи наведена на рисунку 4.7.

Склад РДТП першого ступеню аналогічний РДТП другого ступеню.

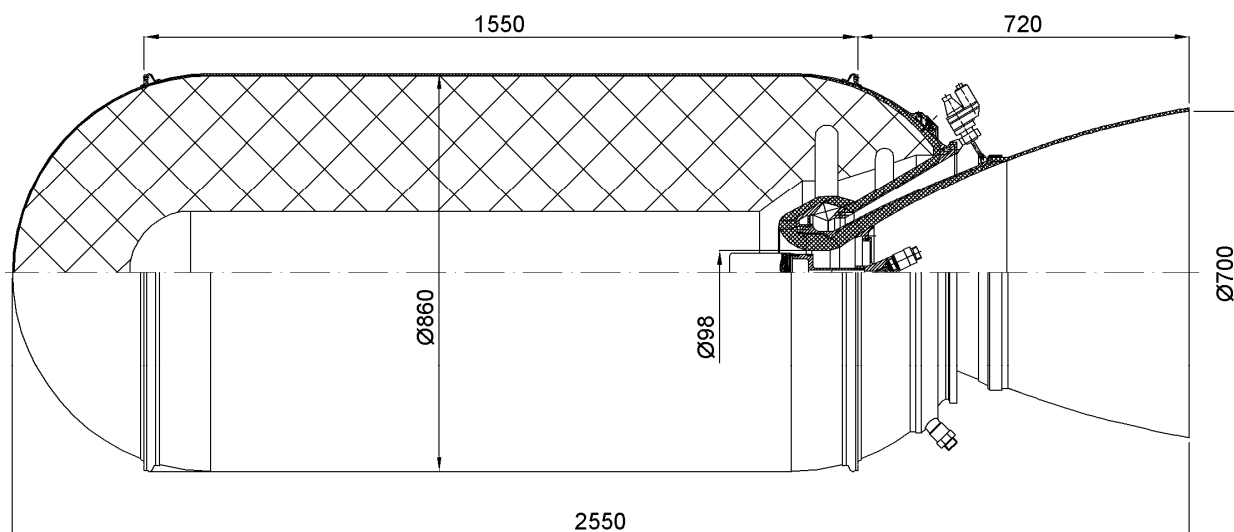


Рисунок 4.6 – Загальний вигляд РДТП першого ступеню

Таблиця 4.3 – Основні характеристики РДТП другого ступеню

Найменування	Значення
Маса твердого палива, кг	1500
Діаметр корпусу, мм	860
Діаметр критичного перетину сопла, мм	104
Діаметр зрізу сопла, мм	700
Середній тиск у камері згоряння, МПа	5,53
Максимальний тиск у камері згоряння, МПа	7,3
Середня витрата, кг/с	30,05
Час роботи РДТП, с	50
Питомий імпульс у пустоті, с	290
Маса конструкції РДТП, кг у тому числі:	180,0
– корпус;	98,6
– поворотне сопло;	65,4
– електроприводи;	10
– деталі загального складання	6
Маса РДТП, кг	1681,0
Кут повороту сопла, кутові градуси	$\pm 8$

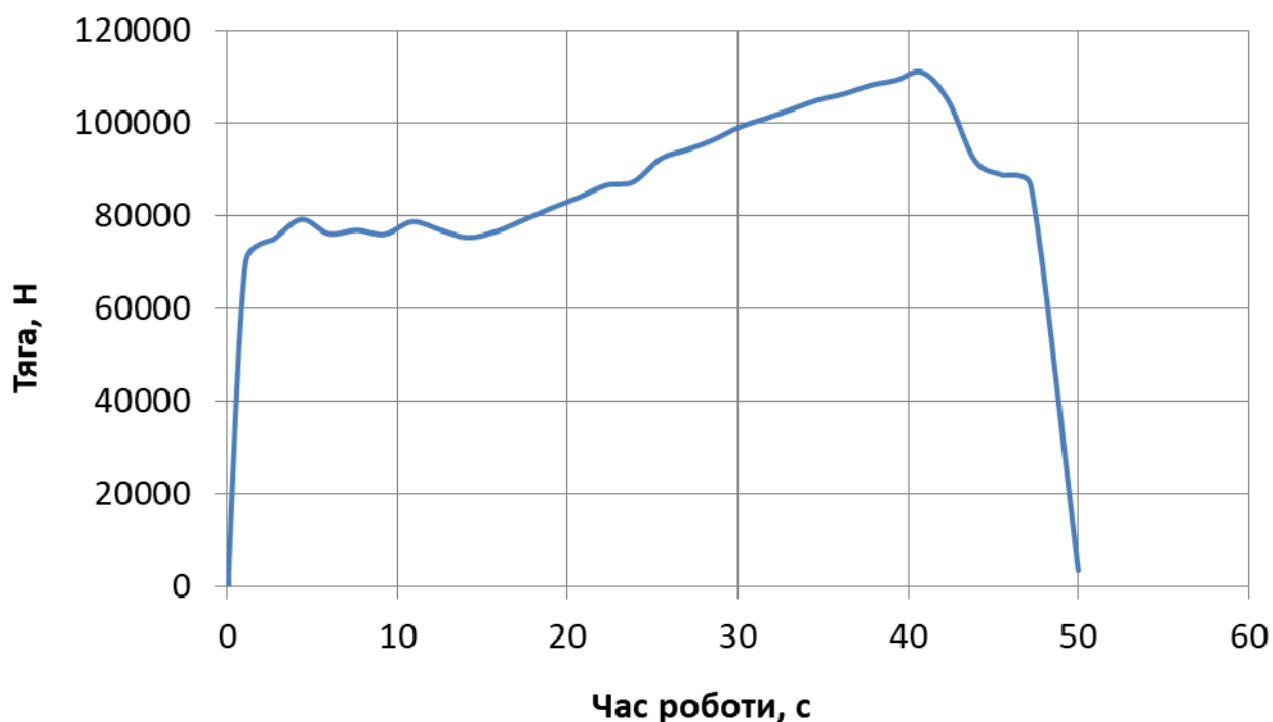


Рисунок 4.7 – Залежність тяги РДТП першого ступеню від часу роботи

#### *4.2.4 Визначення параметрів сухих відсіків, обтічника, обладнання та агрегатів ступенів*

Головний обтічник конструктивно складається з сферичного наконечника та циліндро-конічного корпусу. Корпус складається з двох половинок, що виконані у вигляді тришарової конструкції з композиційних матеріалів.

Адаптер конструктивно складається з корпусу, що уявляє собою клепану металеву конструкцію, пружинних штовхачем та електричних з'єднувачів.

Перехідне кільце третього ступеню конструктивно уявляє собою тіло обертання із поперечним перетином у вигляді швелеру.

Хвостовий відсік третього ступеню забезпечує з'єднання 2-го та 3-го ступенів РКП, а також кріплення елементів газової системи управління, орієнтації та стабілізації. Конструктивно хвостовий відсік уявляє собою шпангоут, що посиленний ребрами жорсткості.

Газова система управління, орієнтації та стабілізації конструктивно складається з балону з робочим тілом, зарядного, редуційного клапанів, піроклапану, електропневмоклапанів та сопел.

Перехідний відсік другого ступеню забезпечує з'єднання 2-го та 3-го ступенів та конструктивно уявляє собою тришарову оболонку з композиційних матеріалів, що виконана з урахуванням рекомендацій [96].

Хвостовий відсік другого ступеню забезпечує з'єднання 1-го та 2-го ступенів та конструктивно уявляє собою тришарову оболонку з композиційних матеріалів.

Твердопаливний двигун крену першого та другого ступенів складається з газогенератору з системою запуску, регулятора тиску та двох клапанів-газорозподільвачів з соплами.

Система розділення другого та третього ступенів складається з пружинних штовхачів, вузла MDF (Mild Detonation Fuse) та напрямляючі штирів.

Перехідний відсік першого ступеню застосовується для з'єднання 1-го та 2-го ступенів та уявляє собою тришарову оболонку з композиційних матеріалів.

Хвостовий відсік першого ступеню забезпечує з'єднання стікача, захист електроприводів та виключає обдування соплового блоку аеродинамічним

поток. Конструктивно уявляє собою тришарову оболонку з композиційних матеріалів.

РДТП відділення призначені для відділення відпрацьованого першого ступеню та складаються з корпусу, твердого палива, системи запалення та сопла.

Стікач призначений для зменшення аеродинамічного опору РКП при польоті у складі АКС. Стікач конструктивно складається із корпусу та шпангоуту.

Чотири стабілізатори призначені для стабілізації РКП після відділення від БПЛА і конструктивно складаються з консолі стабілізатора, опори, упорів та пружин. Консолі стабілізаторів виконані з обшивки та силового набору.

Система керування РКП забезпечує підготовку до пуску в автоматичному режимі, пуск та політ РКП з метою виведення корисного вантажу на задану орбіту з необхідною точністю. Бортова система керування автономна, інерційна з корекцією від супутникових навігаційних систем.

Система вимірювання забезпечує збирання, перетворення, формування та передачу через радіоканал на наземні прийомні засоби телеметричної та траєкторної інформації про стан систем, вузлів та агрегатів.

Елементи системи керування та вимірювання (прилади, датчики, антени, кабельна мережа) розподілені між ступенями ракети.

Визначення масових параметрів відсіків відбувалося за допомогою створення 3D моделей відсіків та призначення їм застосованих матеріалів. Масові параметри систем та вузлів РКП отримані з аналогічних систем з інших проектів. Отримане масове зведення наведено у таблиці 4.4.

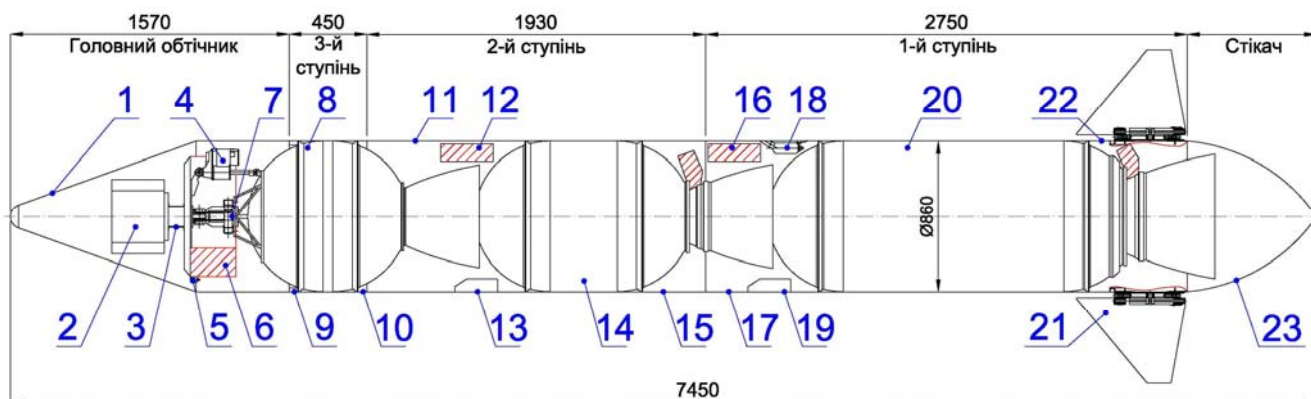
Таблиця 4.4 – Масове зведення РКП

Найменування елементів	Маса, кг
Головний обтічник	45
Корисний вантаж	30
Адаптер	12
Третій ступень	
Конструкція РДТП	64
Вузол карданного підвісу з приводами	23
Перехідне кільце	10

Найменування елементів	Маса, кг
Хвостовий відсік	10
Газова система управління, орієнтації та стабілізації	8,7
Елементи системи керування та вимірювання	24,7
Деталі загального складання, конструкторський запас	16,7
Сумарна «суха» маса конструкції 3-го ступеня	157,1
Заправка паливом / заправка газом	520 / 0,9
Сумарна маса 3-го ступеня	678
<b>Другий ступень</b>	
Конструкція РДТП	124
Перехідний відсік	25
Хвостовий відсік	18
Двигун крену	7
Система розділення ступенів	5
Елементи системи керування та вимірювання	14,4
Вузол кріплення РКП до БПЛА	8
Деталі загального складання, конструкторський запас	29,6
Сумарна «суха» маса конструкції 2-го ступеня	231
Заправка паливом	815
Сумарна маса 2-го ступеню	1046
<b>Перший ступень</b>	
Конструкція РДТП	180
Перехідний відсік	19
Хвостовий відсік	17
Двигун крену	10
Стабілізатори	34
РДТП відділення	8
Елементи системи керування та вимірювання	14,8
Вузол кріплення РКП до БПЛА	8
Деталі загального складання, конструкторський запас	35,2
Сумарна «суха» маса конструкції 1-го ступеня	326
Заправка паливом	1500
Сумарна маса 1-го ступеня	1826
Стікач	13
Ракета космічного призначення	3650

#### 4.2.5 Визначення геометрії ракети космічного призначення

Геометрія РКП визначалася послідовним компоюванням всіх зазначених складових частин. Отримана конструктивно-компоувальна схема наведена на рисунку 4.8.



1 – головний обтічник; 2 – корисний вантаж; 3 – адаптер; 4 – електромеханічні привода; 5 – газова система управління, орієнтації та стабілізації; 6, 12, 16 – елементи системи управління та вимірювань; 7 – карданний підвіс; 8 – РДТП 3-го ступеню; 9 – перехідне кільце; 10 – хвостовий відсік 3-го ступеню; 11 – перехідний відсік 2-го ступеню; 13, 19 – твердопаливний двигун крену; 14 – РДТП 2-го ступеню, 15 – хвостовий відсік 2-го ступеню; 17 – перехідний відсік 1-го ступеню; 18 – РДТП відділення; 20 – РДТП 1-го ступеню; 21 – стабілізатор; 22 – хвостовий відсік 1-го ступеню; 23 – стікач

Рисунок 4.8 – Конструктивно-компонувальна схема РКП

#### 4.2.6 Визначення аеродинамічних характеристик

Визначення аеродинамічних характеристик (АДХ) РКП виконувалось програмним забезпеченням, в якому реалізована методика наведена у [97] у зв'язаній системі координат. Осі зв'язаної системи координат починаються у полюсі головного обтічника, ось  $X$  співпадає з віссю ракети та направлена проти польоту, ось  $Y$  перпендикулярна осі  $X$ , лежить у площині польоту та направлена вгору. Результати визначення АДХ наведені у таблицях 4.5 – 4.12.

Таблиця 4.5 – Коефіцієнт повздовжньої сили 1-го ступеня з працюючим РДТП

$M\alpha$	0	1	6	10	15	17	20	25	30
1,20	0,59124	0,59111	0,58664	0,57856	0,56321	0,55556	0,54260	0,51751	0,48878
1,50	0,55429	0,55421	0,55147	0,54645	0,53666	0,53165	0,52298	0,50546	0,48416
2,00	0,50752	0,50752	0,50748	0,50722	0,50608	0,50519	0,50316	0,49732	0,48739
3,00	0,41964	0,41977	0,42397	0,43121	0,44369	0,44928	0,45774	0,47043	0,47869
4,00	0,37371	0,37390	0,38064	0,39232	0,41290	0,42234	0,43702	0,46066	0,47960
6,00	0,34097	0,34115	0,34663	0,35863	0,37821	0,38882	0,40233	0,42410	0,44153
8,00	0,32324	0,32341	0,32962	0,34178	0,36031	0,37094	0,38383	0,40460	0,42123



10,00	0,31233	0,31250	0,31785	0,32974	0,35024	0,36089	0,37343	0,39363	0,40981
12,00	0,30551	0,30567	0,31000	0,32373	0,34353	0,35642	0,36880	0,38876	0,40474
14,00	0,30006	0,30021	0,30477	0,31891	0,33905	0,35083	0,36302	0,38266	0,39839

Таблиця 4.6 – Коефіцієнт поперечної сили 1-го ступеня з працюючим РДТП

M\alpha	0	1	6	10	15	17	20	25	30
1,20	0,00000	0,15199	0,93432	1,57899	2,41271	2,77411	3,44586	4,75668	5,99330
1,50	0,00000	0,13352	0,83294	1,43390	2,31854	2,80275	3,56795	4,82899	6,03446
2,00	0,00000	0,11166	0,69872	1,23330	2,23265	2,67472	3,34257	4,46411	5,55298
3,00	0,00000	0,08992	0,56777	1,14293	2,01369	2,38014	2,94866	3,94409	4,98618
4,00	0,00000	0,08096	0,52943	1,06991	1,82679	2,15550	2,67831	3,62633	4,65803
6,00	0,00000	0,07940	0,50803	0,93002	1,58183	1,94530	2,41712	3,27269	4,20379
8,00	0,00000	0,07784	0,48888	0,83547	1,51494	1,85990	2,31102	3,12903	4,01925
10,00	0,00000	0,07629	0,46185	0,81039	1,47726	1,81205	2,25155	3,04851	3,91583
12,00	0,00000	0,07473	0,43256	0,78916	1,44899	1,77451	2,20491	2,98537	3,83471
14,00	0,00000	0,07473	0,43143	0,79013	1,43957	1,75574	2,18159	2,95379	3,79416

Таблиця 4.7 – Коефіцієнт повздовжньої сили 1-го ступеня з не працюючим РДТП

M\alpha	0	1	6	10	15	17	20	25	30
1,2	0,76754	0,76738	0,76196	0,75218	0,73350	0,72415	0,70827	0,67729	0,64145
1,5	0,71747	0,71737	0,71376	0,70715	0,69428	0,68771	0,67632	0,65336	0,62548
2,0	0,63216	0,63214	0,63144	0,62997	0,62648	0,62438	0,62028	0,61028	0,59533
3,0	0,49210	0,49222	0,49604	0,50256	0,51368	0,51857	0,52583	0,53610	0,54144
4,0	0,42227	0,42246	0,42894	0,44015	0,45981	0,46878	0,48265	0,50468	0,52165
6,0	0,38528	0,38546	0,39061	0,40235	0,42118	0,43157	0,44435	0,46462	0,48025
8,0	0,36525	0,36541	0,37145	0,38344	0,40125	0,41173	0,42392	0,44326	0,45817
10,0	0,35292	0,35308	0,35818	0,36994	0,39003	0,40057	0,41242	0,43124	0,44575
12,0	0,34521	0,34537	0,34934	0,36319	0,38255	0,39561	0,40732	0,42590	0,44023
14,0	0,33905	0,33920	0,34344	0,35779	0,37757	0,38941	0,40093	0,41923	0,43333

Таблиця 4.8 – Коефіцієнт поперечної сили 1-го ступеня з не працюючим РДТП

M\alpha	0	1	6	10	15	17	20	25	30
1,2	0,00000	0,15506	0,95274	1,60960	2,45834	2,82565	3,50616	4,83118	6,08144
1,5	0,00000	0,13637	0,85000	1,46224	2,36078	2,85046	3,62376	4,89796	6,11605
2,0	0,00000	0,11384	0,71175	1,25494	2,26491	2,71116	3,38520	4,51678	5,61530
3,0	0,00000	0,09118	0,57535	1,15551	2,03244	2,40133	2,97344	3,97472	5,02241
4,0	0,00000	0,08180	0,53451	1,07834	1,83936	2,16970	2,69492	3,64685	4,68231
6,0	0,00000	0,08023	0,51290	0,93735	1,59272	1,95811	2,43211	3,29122	4,22570
8,0	0,00000	0,07866	0,49357	0,84206	1,52537	1,87216	2,32535	3,14674	4,04020
10,0	0,00000	0,07708	0,46627	0,81678	1,48742	1,82398	2,26551	3,06577	3,93624
12,0	0,00000	0,07551	0,43671	0,79538	1,45896	1,78620	2,21858	3,00226	3,85470
14,0	0,00000	0,07551	0,43557	0,79636	1,44948	1,76731	2,19512	2,97051	3,81393

Таблиця 4.9 – Коефіцієнт повздовжньої сили 2-го ступеня з працюючим РДТП

M\alpha	0	1	6	10	15	17
1,2	0,61883	0,61869	0,61400	0,60553	0,58943	0,58139
1,5	0,58008	0,57999	0,57705	0,57167	0,56119	0,55582
2,0	0,52484	0,52484	0,52466	0,52414	0,52250	0,52135
3,0	0,42532	0,42544	0,42958	0,43669	0,44894	0,45441
4,0	0,37574	0,37594	0,38263	0,39425	0,41470	0,42406
6,0	0,34283	0,34301	0,34844	0,36039	0,37986	0,39041
8,0	0,32500	0,32517	0,33135	0,34346	0,36188	0,37246

10,0	0,31403	0,31419	0,31952	0,33136	0,35176	0,36236
12,0	0,30717	0,30733	0,31163	0,32532	0,34502	0,35787
14,0	0,30169	0,30185	0,30637	0,32048	0,34052	0,35226

Таблиця 4.10 – Коефіцієнт поперечної сили 2-го ступеня з працюючим РДТП

M/a	0	1	6	10	15	17
1,2	0,00000	0,06500	0,40861	0,70878	1,13092	1,32934
1,5	0,00000	0,06892	0,42916	0,74490	1,23683	1,52318
2,0	0,00000	0,06959	0,42822	0,75282	1,37374	1,65134
3,0	0,00000	0,06607	0,39985	0,77929	1,34331	1,57914
4,0	0,00000	0,06311	0,38796	0,74982	1,24380	1,45592
6,0	0,00000	0,06189	0,37227	0,65178	1,07702	1,31394
8,0	0,00000	0,06068	0,35824	0,58552	1,03148	1,25626
10,0	0,00000	0,05947	0,33843	0,56794	1,00582	1,22393
12,0	0,00000	0,05825	0,31697	0,55307	0,98657	1,19858
14,0	0,00000	0,05825	0,31614	0,55375	0,98016	1,18590

Таблиця 4.11 – Коефіцієнт повздовжньої сили 3-го ступеня з працюючим РДТП

M/a	0	1	6	10	15	17
1,2	0,60304	0,60291	0,59830	0,58999	0,57418	0,56629
1,5	0,56553	0,56545	0,56258	0,55734	0,54713	0,54191
2,0	0,51241	0,51241	0,51229	0,51190	0,51049	0,50946
3,0	0,41597	0,41609	0,42028	0,42748	0,43991	0,44546
4,0	0,36851	0,36871	0,37545	0,38713	0,40772	0,41715
6,0	0,33624	0,33641	0,34190	0,35388	0,37346	0,38404
8,0	0,31875	0,31892	0,32513	0,33726	0,35578	0,36639
10,0	0,30799	0,30816	0,31352	0,32538	0,34584	0,35645
12,0	0,30127	0,30143	0,30578	0,31945	0,33921	0,35204
14,0	0,29589	0,29605	0,30061	0,31470	0,33479	0,34652

Таблиця 4.12 – Коефіцієнт поперечної сили 3-го ступеня з працюючим РДТП

M/a	0	1	6	10	15	17
1,2	0,00000	0,06388	0,39099	0,66253	1,01991	1,17574
1,5	0,00000	0,06553	0,39806	0,67453	1,06525	1,26688
2,0	0,00000	0,06318	0,37951	0,64772	1,09237	1,28369
3,0	0,00000	0,05744	0,33809	0,61688	1,00901	1,17009
4,0	0,00000	0,05400	0,31759	0,57571	0,91678	1,06028
6,0	0,00000	0,05297	0,30476	0,50043	0,79385	0,95688
8,0	0,00000	0,05193	0,29327	0,44956	0,76028	0,91487
10,0	0,00000	0,05089	0,27705	0,43606	0,74137	0,89133
12,0	0,00000	0,04985	0,25948	0,42464	0,72718	0,87287
14,0	0,00000	0,04985	0,25881	0,42516	0,72246	0,86364

#### 4.2.7 Проведення розрахунку траєкторії ракети космічного призначення

Визначення траєкторії польоту РКП відбувалось за рахунок вирішення рівнянь руху за формулою (2.1). Траєкторія польоту на сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км отримана в результаті розрахунків наведена на рисунках 4.9 та

4.10. Отримана маса корисного вантажу склала 28 кг. Час польоту РКП відраховувався від моменту відділення РКП від БПЛА.

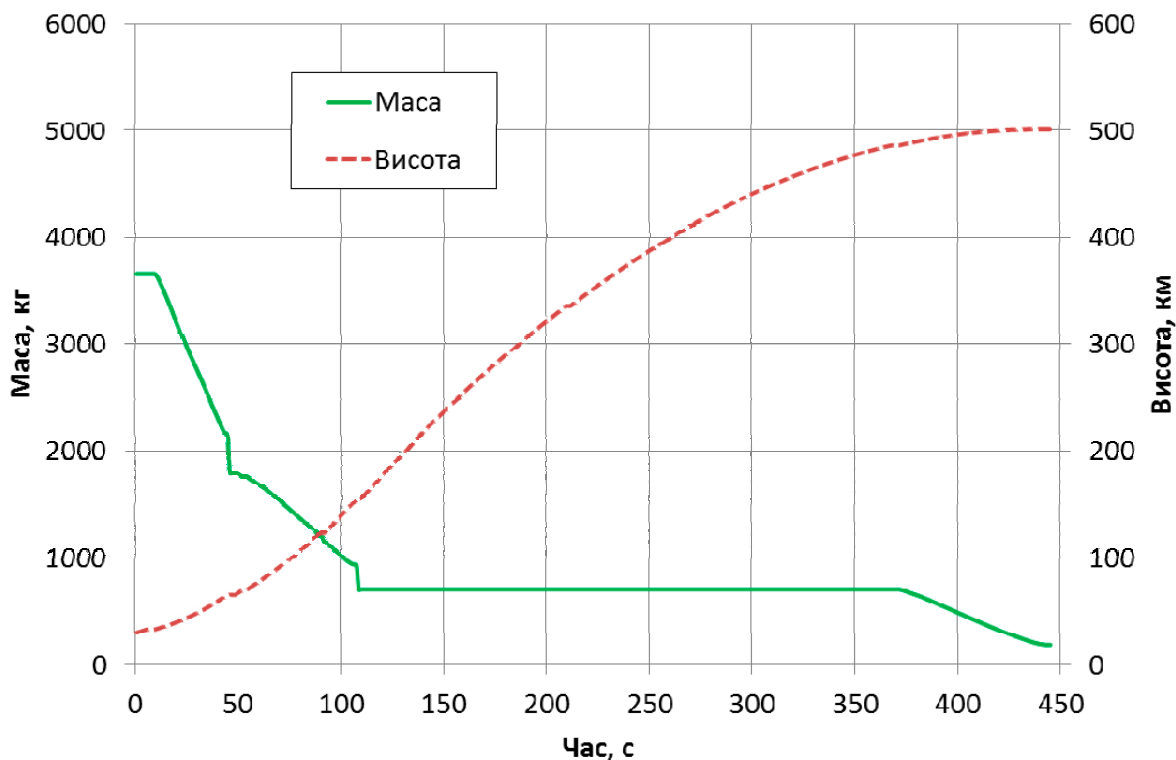


Рисунок 4.9 – Траєкторія польоту РКП (зміна маси та висоти польоту)

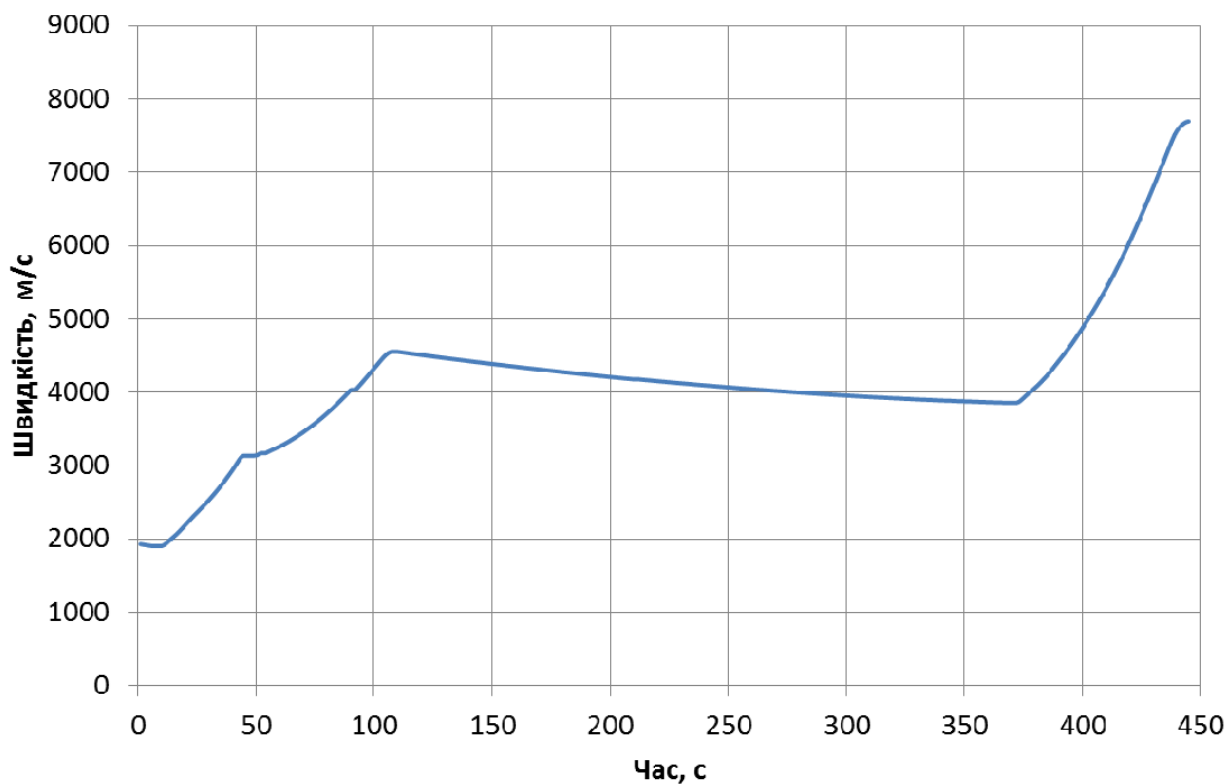


Рисунок 4.10 – Траєкторія польоту РКП (зміна швидкості польоту)

#### 4.2.8 *Визначення маси та вартості ракети космічного призначення другого наближення*

Маса та вартість РКП другого наближення наведені у таблиці 4.13.

Таблиця 4.13 – Маса та вартість РКП другого наближення

Найменування	Значення
Швидкість старту РКП, М	6,4
Висота старту РКП, км	30
Маса корисного вантажу на сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км, кг	28
Маса 3-го ступеню з головним блоком	765
Маса 2-го ступеню з 3-м ступенем та стікачем	1811
Маса РКП, кг	3650
Вартість РКП, млн. дол. США	1,27

За результатами другого наближення визначення маси РКП можна помітити, що були відкориговані значення відносних мас конструкції ступенів (розгінних блоків):

$$\varepsilon_{к1} = 0,173 \rightarrow 0,179$$

$$\varepsilon_{к2} = 0,206 \rightarrow 0,221$$

$$\varepsilon_{к3} = 0,296 \rightarrow 0,293$$

У подальшому, при аналогічних дослідженнях, можна користуватися саме такими значеннями відносної маси конструкції.

#### **4.3 Визначення маси та вартості безпілотного літального апарату другого наближення**

Вихідними даними для визначення параметрів БПЛА другого наближення є параметри РКП другого наближення та параметри старту РКП отримані у першому наближенні.

З методик проектування літаків [65, 98] відомо, що між параметрами літака та його льотними характеристиками є певна залежність. Значення льотних характеристик ЛА визначаються в основному його відносними параметрами: питомим навантаженням на крило, стартовою тягоозброєністю, коефіцієнтом аеродинамічної якості, відносної маси палива. Відомо також, що незалежно від

розмірів літака, щоб задовольнити вимогам льотно-технічних характеристик, ЛА повинен володіти певним набором відносних параметрів. Первинне визначення основних параметрів ЛА спирається на одне з рівнянь існування – рівняння балансу мас, що пов'язує невідоме значення злітної маси з відомими абсолютними значеннями маси корисного навантаження та інших частин через відносні маси інших складових частин. Величини відносних мас невідомих частин визначаються за статистикою, або на підставі фізичних закономірностей. Найважливішою відносною масою ЛА є відносна маса палива, яка для літаків, що виконують транспортну задачу визначається за рівнянням Бреге [65]. Для літальних апаратів, що виконують завдання розгону та набору висоти з ракетним двигуном відносна маса палива визначається за рівнянням Ціолковського [54, 65]. В АКС застосовується БПЛА з повітряно-реактивними двигунами, але який виконує завдання з розгону та набору висоти. Дальність тут не задається тож і рівняння Бреге на розгоні не може бути застосоване. Рівняння Ціолковського також не може бути використано, так як воно виведено з умови що двигун відкидає паливо, яке несе сам літальний апарат. А повітряно-реактивний двигун відкидає не тільки масу палива, а і масу повітря, яку забирає з навколишнього простору. При цьому стехіометричне відношення маси повітря, що забирається з навколишнього простору, до маси палива, що витрачається з запасу на борту, складає 20 – 14,7 до одного [99].

Тому для визначення маси та вартості БПЛА другого наближення застосуємо схему, що наведена на рисунку 4.11.

Спочатку за статистикою визначаються відносні параметри питомого навантаження на крило БПЛА, стартова тягоозброєність БПЛА, коефіцієнт аеродинамічної якості. Потім визначається детальний склад БПЛА, тобто перелік конструктивних складових частин, всіх систем, та агрегатів, що необхідні для функціонування БПЛА. Знаючи масу АКС першого наближення та стартову тягоозброєність визначаємо необхідну сумарну тягу двигунів БПЛА. Для швидкостей до 2 Махів застосовується ТРДД, для швидкостей польоту до 6,4 Махів застосовується ППРД.

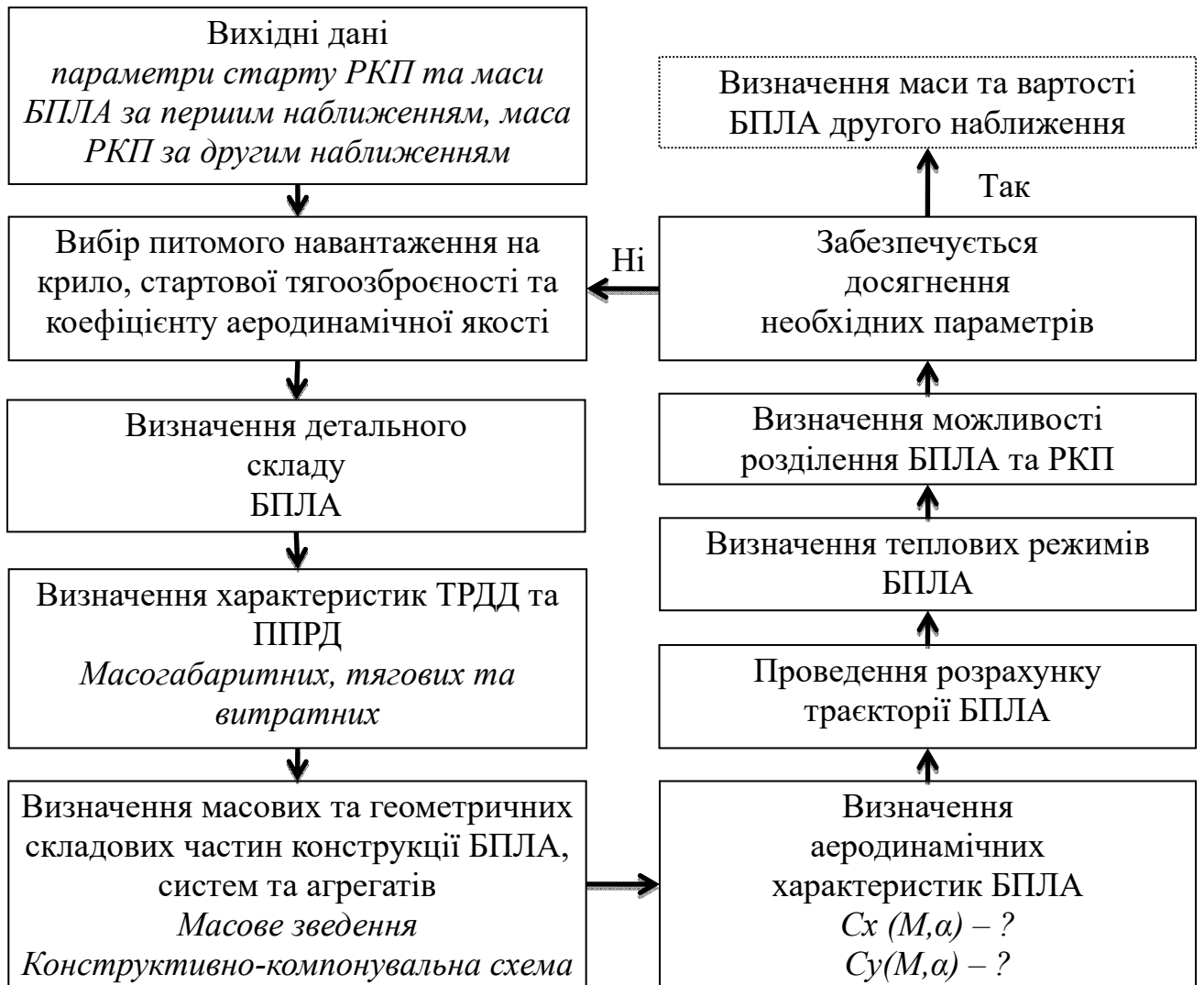


Рисунок 4.11 – Схема визначення маси та вартості БПЛА другого наближення

Далі визначаються тягові та витратні характеристики двигунів БПЛА в залежності від швидкості (числа  $M$ ) та висоти польоту. Також визначаються масові характеристики двигунів.

Через питоме навантаження на крило і масу АКС першого наближення визначається площа крила БПЛА, задається початкова геометрія БПЛА виходячи з умов перебування всіх несучих поверхонь всередині конуса Маха при  $M = M_{\max.} > 6,4$ . Визначення масових та геометричних параметрів складових частин конструкції БПЛА відбувається одночасно.

Потім розраховуються аеродинамічні характеристики.

Далі розраховується траєкторія польоту з визначенням витрат палива. Визначається витрати палива, необхідні для виконання завдання розгону БПЛА АКС з набором висоти.

Для обґрунтування отриманих параметрів проводиться розрахунок теплових режимів БПЛА та визначення можливості розділення БПЛА та РКП.

Потім визначаються техніко-економічні параметри БПЛА другого наближення.

Розраховується маса літального апарату після розгону, набору висоти та старту РКП. Після цього можливо за рівнянням Бреге визначити запас палива необхідного для повернення на аеродром посадки з урахуванням планування з висоти 30 км.

Після виконання даних проектних дій, відомими стають абсолютні маси палива, силових установок, і можливо визначити відносні витрати палива на розгін і на повернення на аеродром посадки. Після цього ітераційним методом вирішується завдання масового балансу. У випадку коли не досягається масовий баланс розрахунки повторюються [100].

Основною вимогою для БПЛА є забезпечення розгону з корисним навантаженням у вигляді РКП до швидкості відповідної  $M > 6,4$  на висоті до 30 км. Вимога крейсерського польоту при цих умовах не пред'являється. Другою основною вимогою є те, що в якості першої ступені повинен використовуватись безпілотний літальний апарат, який здатний злітати зі злітно-посадкової смуги та сідати на злітно-посадкову смугу довжиною до 2,5 км, а також те, що в якості двигунів БПЛА повинні використовуватись ТРДД та ППРД.

Ці вимоги визначають, що аеродинамічна компоновка та силова установка повинні працювати в широкому діапазоні швидкостей від 0 до  $M > 6,4$ . Це означає, що аеродинамічна компоновка повинна бути гіперзвуковою, щоб, виходячи з принципу мінімуму аеродинамічних втрат всі частини БПЛА поміщалися всередині конуса Маха, що утворився головною хвилею ущільнення при числі  $M = M_{\max.} > 6,4$ .

У той же час вимоги зльоту-посадки та польоту до висоти 30 км обумовлюють використання не високих значень питомого навантаження на несучу площу БПЛА, що забезпечує можливість польоту БПЛА з тонким крилом малого подовження на зльоті і посадці. Звідси впливає що аеродинамічні характеристики повинні бути досить високими, що вимагає застосування механізації задньої крайки крила БПЛА.

#### *4.3.1 Вибір питомого навантаження на крило, стартової тягоозброєності та коефіцієнту аеродинамічної якості*

Для вибору питомого навантаження на крило, стартової тягоозброєності та коефіцієнту аеродинамічної якості розглянемо параметри аналогів та визначимось з аеродинамічною схемою. Розглядалися три можливі варіанти аеродинамічних схем: літаюче крило, нормальна аеродинамічна схема та схема «качка».

Схема літаюче крило є різновидом аеродинамічної схеми безхвістка з інтегрованим у крило фюзеляжем (аналоги «Спіраль», «Sänger-2», ELAC). Перевагою схеми літаюче крило є велике значення підйомної сили. Недоліком схеми літаюче крило є низька ефективність органів керування через невелику віддаленість від центру мас літака.

Нормальна аеродинамічна схема застосовує найбільш прості рішення стосовно стійкості та керованості літака (аналоги «RASCAL», «X-15»). До недоліків відносять наявність аеродинамічних втрат при відхиленні органів керування.

При використанні схеми «качка» горизонтальне оперення встановлюється попереду крила, що дозволяє уникнути аеродинамічних втрат при відхиленні органів керування (аналоги «Молот», «Skylon»). Основним недоліком є можливість різкого зниження носової частини літака при зльоті та посадці.

З точки зору реалізації максимальної аеродинамічної якості на надзвукових швидкостях польоту краща аеродинамічна компоновка це схема літаючого крила (SR-71, D-21). Застосування схеми літаючого крила на ЛА з несучим корпусом зі швидкостями, що відповідають  $M > 3$ , можна спостерігати якщо проаналізувати



таблицю 4.14. ЛА такої схеми має більш високе значення аеродинамічної якості на високих надзвукових швидкостях польоту [101, 102, 77, 103, 104, 105, 106].

Оцінюючи параметри сучасних літаків-випилювачів четвертого покоління, що наведені у таблиці 3.2, можна помітити що вони розроблялися під умови маневреного повітряного бою на дозвукових швидкостях з форсажним режимом роботи силової установки.

Якщо порівнювати аеродинамічні якості літака МиГ-29 (при цьому данні в таблиці 3.2 наведені для літака МиГ-29 без зовнішніх підвісок [107]) на надзвуковому режимі та літака SR-71, то очевидно що літак МиГ-29 більш ніж в два рази поступається за величиною аеродинамічної якості літака SR-71. Це свідчить не на користь аеродинаміки літака МиГ-29 на надзвукових швидкостях. Скоріш необхідно більш орієнтуватись на аеродинаміку літаків-випилювачів п'ятого покоління (Т-50, F-22, F-23), що забезпечує можливість польоту на надзвуковій швидкості без використання форсажного режиму роботи двигунів ЛА. При цьому слід зазначити, що аеродинамічна компоновка літаків-випилювачів п'ятого покоління – інтегральна, з несучим корпусом та можливістю внутрішнього розміщення корисного вантажу, що відразу ж позначилось на аеродинамічних характеристиках при польоті з надзвуковою швидкістю.

Якщо оцінювати параметри високошвидкісних ЛА (швидкість  $M > 3$ ) за даними таблиці 4.14, то можна помітити тенденцію поліпшення аеродинамічних характеристик на надзвукових швидкостях у випадку застосування інтегральної схеми ЛА та об'єднання силової установки з несучою системою ЛА (кращими параметрами володіють ХВ-70, SR-71, D-21).

Якщо оцінювати величину питомого навантаження на крило літальних апаратів за даними таблиці 4.14 з урахуванням необхідної висоти польоту проектного БПЛА (до 30 км) і необхідної швидкості польоту БПЛА ( $M > 6,4$ ), то величина питомого навантаження на крило повинна становити 300 – 350 кг/м<sup>2</sup> або 200 – 230 кг/м<sup>2</sup> на площу планової проекції БПЛА.

Таблиця 4.14 – Льотно-технічні характеристики ЛА зі швидкістю польоту, що відповідають числам  $M > 3$ 

Тип ЛА	Загальні параметри літальних апаратів								
	Маса злітна, кг	Маса порожнього, кг	Площа крила, м <sup>2</sup>	Навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	Тягоозброєність	Швидкість польоту, М <sub>max</sub>	Висота польоту, Н <sub>max</sub> , м	Довжина розбігу, м	К <sub>max</sub> при М>1
XB-70	205 000	108 000	585,02	350	0,410	3,10	23 600	1 800	8,0
SR-71	65 772	25 630	167,23	402	0,470	3,20	24 380	1 500	7,2
«Ворон» D-21	6 300	3 650	37,00	170	0,214	3,60	23 000	-	7,0
Sänger-2	366 000	268 000	1623	225,5	0,624	6,6	35 000	-	6,4
T-4	114 400	55 600	295,70	387	0,565	3,10	23 000	1 000	6,0
Молот (КВ=300 кг)	76 049	49 753	115,6	657,9	0,493	3,7	44 000	-	5,8
Молот (КВ=767 кг)	76516	50 220	115,6	661,9	0,490	3,7	44 000	-	5,8
GT RASCAL	38 350	27 082	250,8	183,6	1,14	4,5	67,4	-	5,5
«Буря»	40 860	13 000	60,00	681	0,190	3,30	18 000	-	5,2
МиГ-31	37 100	21 820	61,60	666	0,760	2,83	30 000	950	4,5
ELAC	381 800	292 950	1300	293,7	0,900	7,0	30 000	-	4,5
Спираль	115 000	99 000	240	479,2	0,609	6	30 000	-	-
X-15	23 095	7 765	18,58	1 243	-	6,72	-	-	-

Початкову тягоозброєність при обмежені довжини злітно-посадкової смуги не більше 2500 м та за результатами аналізу таблиць 3.2 та 4.14 доцільно обрати не нижчою за 0,8.

Коефіцієнт аеродинамічної якості, з урахуванням даних таблиці 4.14, слід прийняти на рівні 5 – 6.

#### *4.3.2 Визначення детального складу безпілотного літального апарату*

Склад БПЛА визначений виходячи з вимог до його функціонування. БПЛА складається з:

1. Планеру, що включає:
  - фюзеляж;
  - консолі крила;
  - руль висоти;
  - руль напрямку;
  - шасі;
  - паливний бак;
2. Силової установки, що включає:
  - корпус мотогондולי ППРД;
  - ППРД;
  - повітрозабірний пристрій ППРД;
  - ТРДД;
  - повітрозабірний пристрій ТРДД;
  - допоміжна силова установка;
  - система пожежогасіння;
3. Паливної системи;
4. Гідравлічної системи;
5. Повітряної системи;
6. Системи електрозабезпечення;
7. Системи кондиціонування;
8. Бортова апаратура комплексу керування та зв'язку;

9. Система вимірювання БПЛА;
10. Апаратура державного розпізнавання;
11. Бортові аеронавігаційні вогні;
12. Теплозахисне покриття;
13. Палива.

Таким чином для керування у каналі тангажу використовуються рулі висоти, для керування у каналі рискання використовуються рулі напрямку, для керування в каналі крену використовуються елерони, що розміщуються на консолях крила. Для забезпечення зльоту та посадки БПЛА використовуються закрилки, що розміщуються на консолях крила.

#### *4.3.3 Визначення характеристик турбореактивного двоконтурного двигуна та прямоточного повітряно-реактивного двигуна*

Для визначення характеристик ТРДД скористуємось масою АКС, що була отримана у розділі 3.7 та прийнятою стартовою тягоозброєністю.

$$P_0 = 0,8 \cdot 20507 \cdot 9.807 = 160,8 \text{ кН}$$

$$P_0 = 0,8 \cdot 11753 \cdot 9.807 = 92,2 \text{ кН}$$

Тобто стартова тяга двигунів повинна складати від 92,2 до 160,8 кН. Розглянувши таблицю 3.1, робимо висновок, що двох двигунів українського виробництва АІ-322Ф не достатньо, так як мінімально необхідна сумарна тяга складає 92,2 кН, а два двигуни АІ-322Ф створюють тягу лише 82,4 кН.

Проаналізувавши створені двигуни, що наведені в таблиці 3.1, кращі характеристики має ТРДД EJ200, так як він має максимальне значення тягоозброєності на форсажному режимі та ненабагато більші габаритні розміри у порівнянні з АІ-322Ф. Тяга двох ТРДД EJ200 складає 180 кН, що достатньо для розглянутої АКС.

Згідно до [108] відомі розміри, маса, тяга та питома витрата палива на максимальному та на форсажному режимі тільки для умов  $M=0$ ,  $H=0$ , що наведені в таблиці 3.1. Для визначення характеристик ТРДД у всьому діапазоні експлуатації скористаємося рекомендованими залежностями висотно-швидкісних характеристик авіаційних двигунів, які з достатнім ступенем точності

відображають вплив висоти та швидкості польоту на тягу та питому витрату палива сучасних авіаційних двигунів [65].

Отримані характеристики, які наведені на рисунку 4.12, були використані для розрахунку траєкторії польоту АКС. Маса та розміри ТРДД EJ200 були використані для формування масового зведення та геометрії БПЛА.

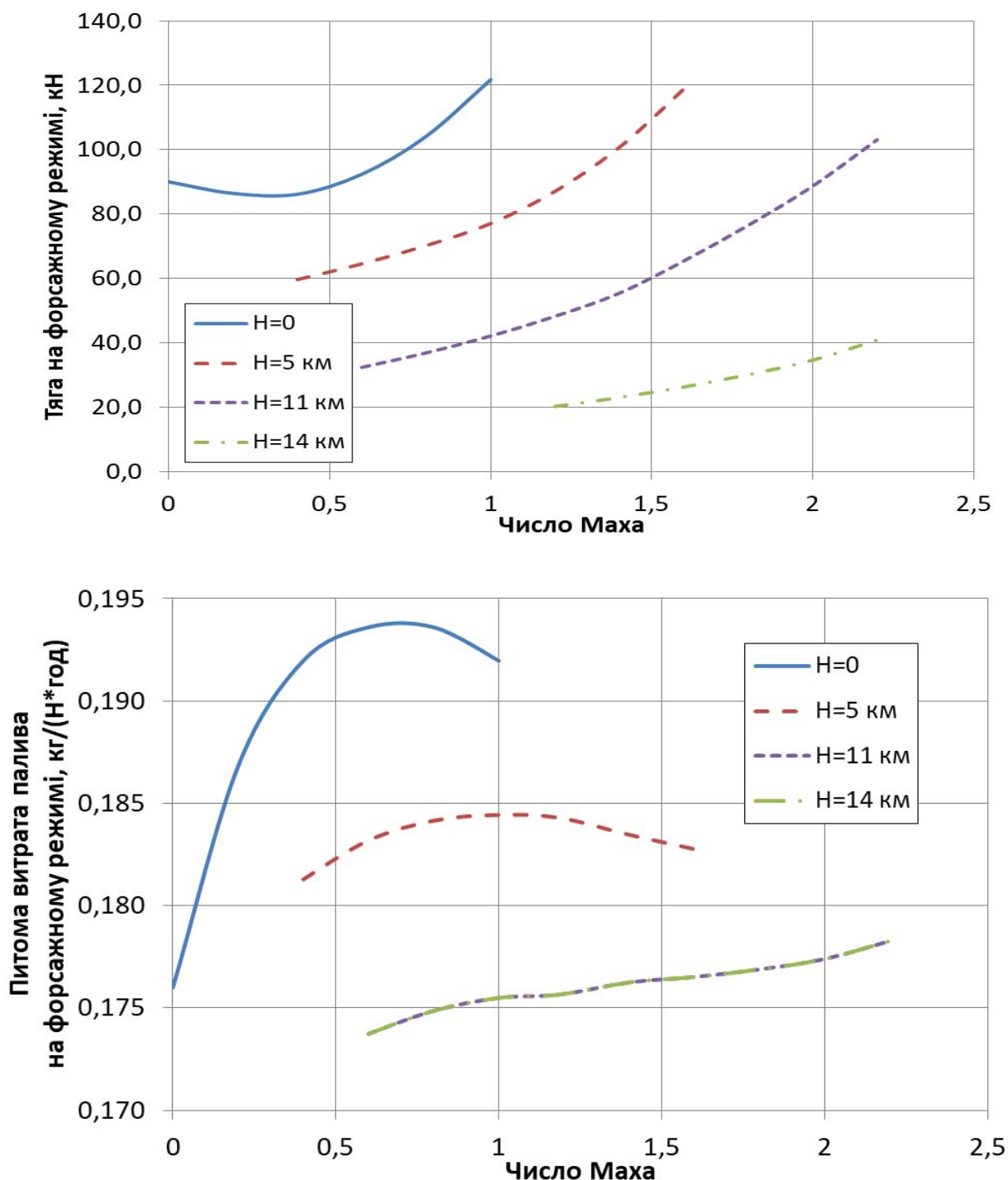


Рисунок 4.12 – Орієнтовні характеристики ТРДД EJ200 на форсажному режимі (питома витрата палива при  $H > 11$  км постійна)

Для визначення характеристик ППРД визначимо рівень тяги на початку роботи ППРД ( $M=2$  та  $H=15$  км) та в кінці роботи ППРД ( $M=6,4$ ,  $H=30$  км). Для визначення скористаємось формулою для визначення лобового опору (4.2) [109].

$$P = 1,05 \cdot C_{xa} \cdot q_{\max} \cdot S_m \quad (4.2)$$

де  $P$  – тяга;

$C_{xa}$  – коефіцієнт лобового опору, який за результатами аналізу [110, 111] для аналогічних апаратів можна прийняти 0,05 для  $M=2$  і 0,02 для  $M=6,4$ ;

$S_m$  – площа міделю, в якості якої для літаків використовують площу крила, яку можна знайти за формулою (4.3).

$$S_m = \frac{M_{AKC}}{p} \quad (4.3)$$

де  $p$  – питома навантаження на крило.

З урахуванням прийнятого питомого навантаження на крило та маси АКС отриманої у розділі 3.7 площа крила обрана з діапазону 34 – 68 м<sup>2</sup>. Приймаємо 51 м<sup>2</sup>.

Таким чином, отримаємо сумарне значення тяги ППРД:

- для  $M=2$  та  $H=15$  км –  $P = 1,05 \cdot 0,05 \cdot 34300 \cdot 51 = 91.8$  кН;
- для  $M=6,4$ ,  $H=30$  км –  $P = 1,05 \cdot 0,02 \cdot 34300 \cdot 51 = 36.7$  кН.

Для забезпечення зручного компоновання ППРД приймаємо їх кількість 4.

Далі знаючи тягу одного двигуна з використанням методик [112, 113, 114, 115, 116] отримані висотно-швидкісні характеристики ППРД, а також розміри та маса ППРД. Отримані характеристики наведені на рисунку 4.13.

Отриманий питомий імпульс наведений у таблиці 4.15.

Таблиця 4.15 – Питомий імпульс ППРД у секундах

Н, км / М	2,00	3,00	4,00	5,20	6,00	6,40	Середній
15000	1133	1237	1198	899			1117
20000	1133	1218	1092	994	875		1062
25000		1225	1099	994	894	809	1004
30000			1102	1001	893	779	944

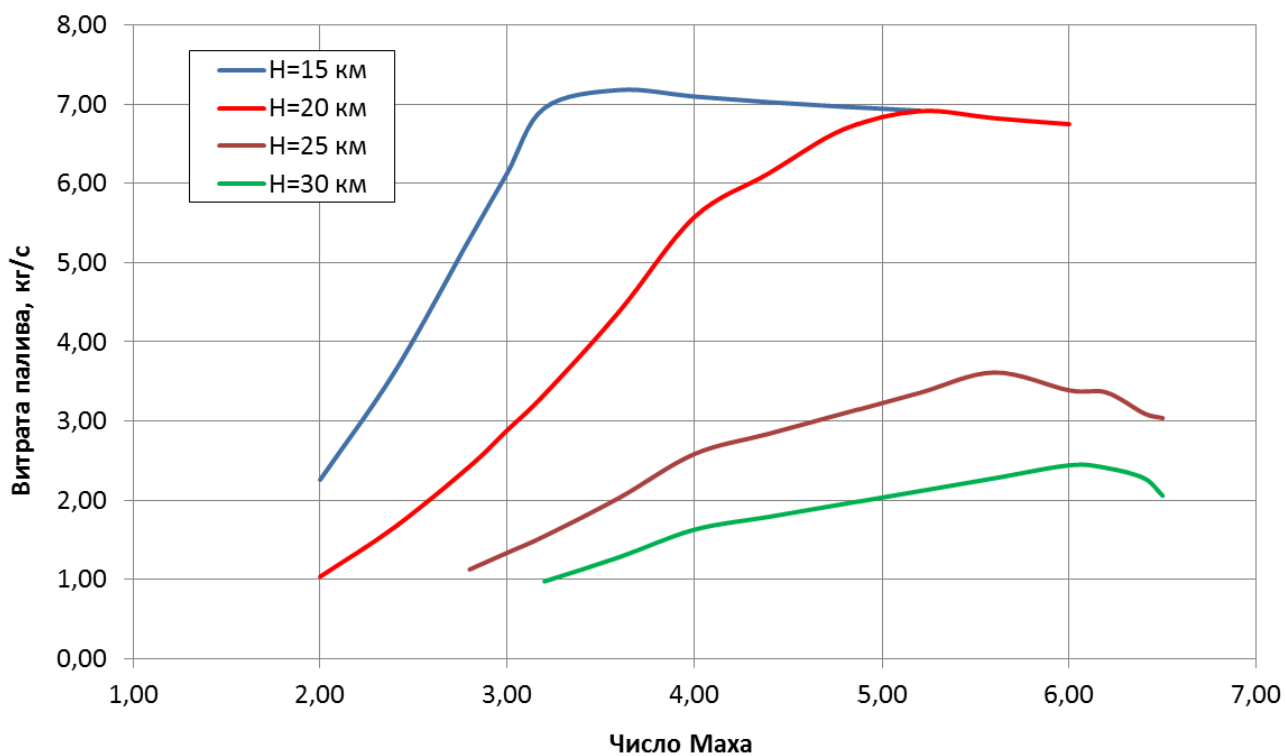
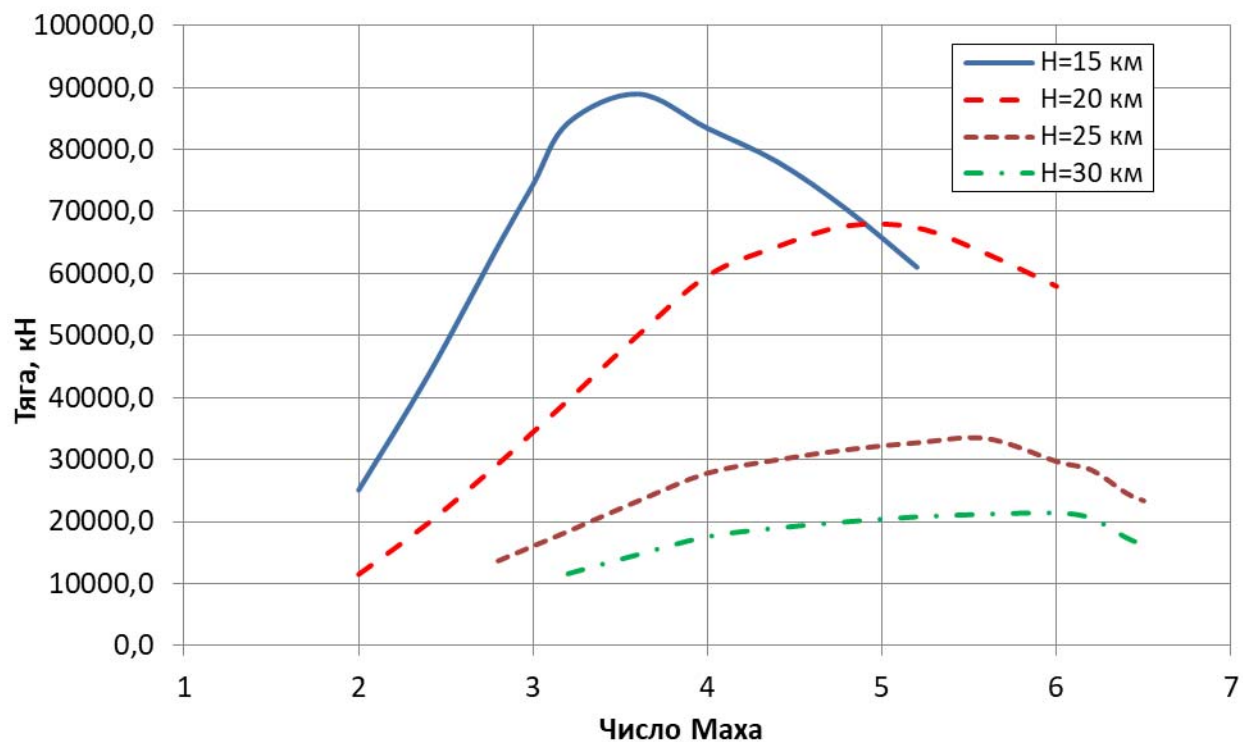


Рисунок 4.13 – Характеристики ППРД

#### *4.3.4 Визначення масових та геометричних параметрів конструкції, систем та агрегатів*

Фюзеляж є основним інтегруючим елементом БПЛА, до якого кріпляться консолі крила, рулі, елементи силової установки та в якому розміщуються всі системи БПЛА. Фюзеляж конструктивно складається з повздовжнього силового набору, поперечного силового набору та обшивки. В якості повздовжнього силового набору використовуються лонжерони, стінки та стрингери. У якості поперечного силового набору використовуються шпангоути.

Крило складається з двох консолей, що мають трапецієвидну форму в плані. Кожна консоль конструктивно складається з носка, центральної секції, кінцівки, закрилку та елерону. Центральна секція складається з обшивки, лонжеронів, стрингерів, нервюр, фітингів, кутків та накладок. Носок та кінцівка складаються з обшивки та набору діафрагм. Закрилок та елерон складаються з обшивки, лонжерону, стрингеру та набору нервюр.

До складу БПЛА входять два руля висоти та два руля напрямку. Їх конструкція ідентична. Рулі мають трапецієвидну форму в плані і складаються з основної секції та носка. Основна секція складається з верхньої та нижньої монолітних панелей, у яких вифрезеровані силові елементи. Носок виконаний у вигляді профільованої оболонки.

Шасі складається з двох основних стійок та передньої стійки. Основна стійка шасі складається з опори, амортизатору, тяги, гідроциліндру, балки, кронштейнів, осей, гальмівної грипи та двох коліс. Передня стійка шасі складається з опори, амортизатору, тяги, гідроциліндру, кронштейнів, осі, рульової групи та колеса.

Паливний бак уявляє собою паралелепіпедну конструкцію, що складається з корпусу, перегородок, забірною пристрою, дренажного пристрою та іншої паливної арматури.

На БПЛА встановлені дві мотогондולי ППРД. Корпус мотогондולי ППРД уявляє собою клепану конструкцію і складається зі шпангоутів, стрингерів, обшивки, а також фітингів та кронштейнів.



Спроектований ППРД складається з камери згоряння, регульованого сопла, системи керування, системи живлення паливом, електрообладнання та системи запуску.

До кожної мотогондолі кріпиться повітрязбірний пристрій. Повітрязбірний пристрій ППРД уявляє собою клепану конструкцію та складається з стрингерів, проміжних шпангоутів, повздовжніх балок, торцевого шпангоуту, обшивки, кромки, фітінгів та накладок [117]. Для проектування повітрязбірного пристрою використовувалася методика [118].

В якості ТРДД використовувалася габаритна модель ТРДД EJ200 [108].

У складі БПЛА використовуються два повітрязбірні пристрої ТРДД. Повітрязбірний пристрій ТРДД розміщуються у верхній частині фюзеляжу і складається з повітряного каналу, заслінки та механізму перекриття заслінки, що відкриває заслінку на час роботи ТРДД у складі БПЛА.

Для запуску ТРДД застосовується допоміжна силова установка Safir-5L [119], що застосовується для літаків і підтвердила свою репутацію.

Система пожежогасіння використовується для гасіння пожеж в силовій установці і складається з ємності з вогнегасною рідиною, трубопроводів та колекторів з розпилювачами.

Паливна система забезпечує заправку, зберігання та зливання палива, подачу палива до ТРДД, ППРД та допоміжної силової установки, а також контроль працездатності. Паливна система складається з насосів для підкачування та перекачування палива, заправочної горловини, трубопроводів, паливної арматури (клапанів, штуцерів, датчиків, фільтрів) та кабелів.

Гідравлічна система забезпечує роботу приводів для прибирання та випуску шасі, відкриття та закриття стулок ніш шасі, автоматичного гальмування коліс при прибиранні, руління коліс передньої стійки, випуску та прибирання гальмівного щитку. Гідравлічна система складається з гідробаку, гідронасосу ТРДД, гідроаккумуляторів, насосної станції, гідроциліндрів, магістралі зливу, системи наддування та з'єднувальної арматури (трубопроводи, фільтри, гідрокрани, клапани).

Повітряна система забезпечує аварійний випуск шасі, розкриття замково-стопорних пристроїв утримання РКП. Повітряна система складається з балону, редукційного клапану, пневматичних приводів, з'єднувальної арматури.

Система електрозабезпечення застосовується для забезпечення живлення електронного обладнання БПЛА. Система електрозабезпечення складається з приводу-генератору ТРДД, перетворювачів, випрямлячів, акумуляторів та кабельної мережі.

Система кондиціонування застосовується для створення робочого тиску і температури у блоках обладнання. Система кондиціонування складається з засобу відбору повітря від ТРДД, системи охолодження та розподілення повітря, системи вентиляції та системи контролю.

Бортова апаратура комплексу керування та зв'язку забезпечує автоматичне керування БПЛА та зв'язок з наземною інфраструктурою і складається з навігаційно-пілотажного комплексу та комплексу радіозв'язку.

Система вимірювання застосовується для збору та передачі на наземну інфраструктуру інформації про параметри вузлів та систем БПЛА та складається з блоку збору інформації, антени, датчиків та кабельної мережі.

Апаратура державного розпізнавання складається з радіолокаційного запитача та радіолокаційного відповідача.

Бортові аеронавігаційні вогні застосовуються для попередження зштовхування літаків з БПЛА та складаються з червоної лампи лівого крила, зеленої лампи правого крила, білу лампу в кінці фюзеляжу та мерехтячи лампи фюзеляжу.

Теплозахисне покриття встановлюється зовні на теплонавантажених елементах конструкції, теплоізоляція встановлюється всередині навколо обладнання та електронних систем.

Визначення масових параметрів конструктивних складових відбувалося за допомогою створення 3D моделей та призначення їм застосованих матеріалів. Масові параметри систем та вузлів БПЛА отримані з каталогів продукції

постачальників або з аналогічних систем з інших проектів. Отримане масове зведення наведено у таблиці 4.16.

Таблиця 4.16 – Масове зведення БПЛА

Найменування компоненту		Кількість, шт.	Маса, кг
Суха маса БПЛА		1	11600
	Планер	1	5030
	Фюзеляж	1	2420
	Консоль крила	2	1200
	Руль висоти горизонтального оперення	2	80
	Руль напрямку вертикального оперення	2	120
	Передня стійка шасі	1	170
	Основна стійка шасі	2	840
	Паливний бак	1	200
Силова установка		1	5193
	Корпус мотогондולי	2	845
	ППРД	4	1520
	Повітрозабірний пристрій ППРД	2	590
	ТРДД	2	1980
	Повітрозабірний пристрій ТРДД	2	100
	Допоміжна силова установка запуску ТРДД	1	70
	Система пожежогасіння	1	10
	Конструкторський запас	-	78
Паливна система		1	200
Гідравлічна система		1	300
Повітряна система		1	100
Система електрозабезпечення		1	220
Система кондиціонування		1	30
Бортова апаратура комплексу керування та зв'язку		1	30
Система вимірювання БПЛА (в т.ч. кабельна мережа)		1	47
Апаратура державного розпізнавання		1	15
Бортові аеронавігаційні вогні		1	15
Теплозахисне покриття		-	380
Конструкторський запас		-	40
Ракета космічного призначення		1	3650
Паливо		1	7250
	Робочий запас палива на розгін БПЛА	-	7000
	Робочий запас палива на повернення БПЛА	-	200
	Залишки палива	-	50
ВСЬОГО		-	22500

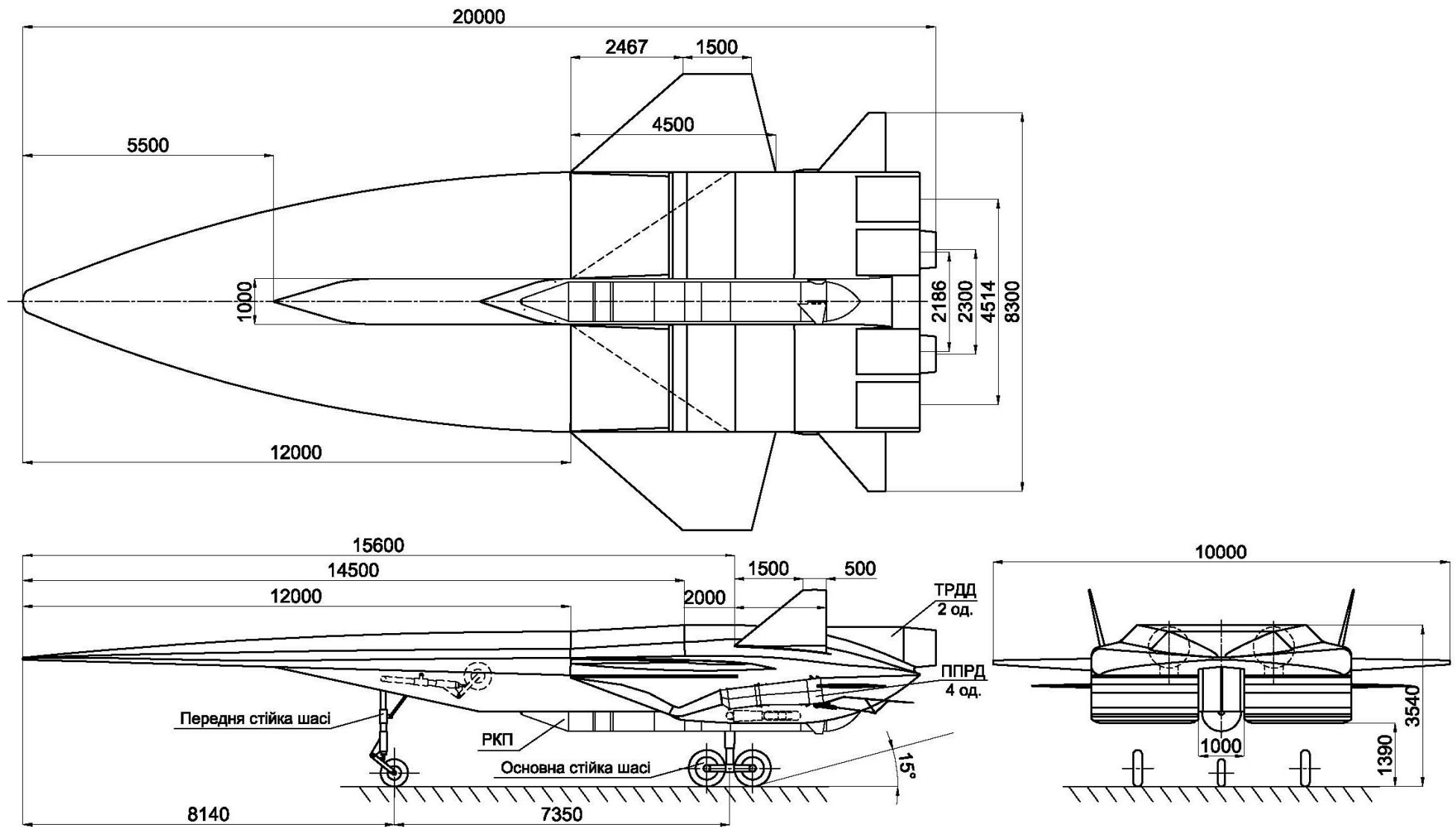


Рисунок 4.14 – Конструктивно-компонувальна схема БПЛА

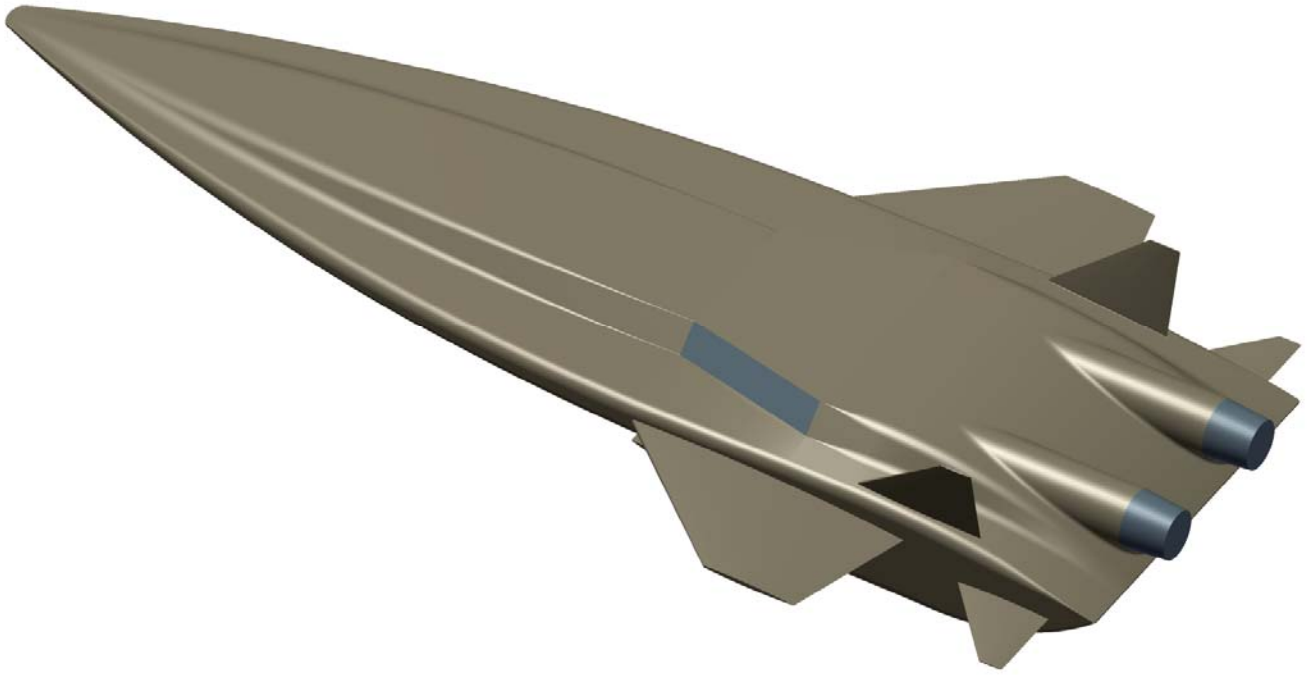


Рисунок 4.15 – Зовнішній вигляд БПЛА

В основу геометрії БПЛА була покладена нормальна аеродинамічна схема з несучим фюзеляжем. Стріловидність передніх кромок несучого фюзеляжу, крила, горизонтального і вертикального оперення обрані з необхідності забезпечення високих швидкостей польоту БПЛА ( $M > 6$ ). Для крила обраний симетричний надзвуковий сочевицеподібний профіль з заокругленою передньою кромкою і максимальною відносною товщиною 5%. Задня кромка крила оснащена елеронами і закрилками. Програмне управління елеронами і закрилками узгоджується з режимами польоту БПЛА в широкому діапазоні чисел  $M$ .

При застосуванні на БПЛА ППРД в проектній конфігурації при швидкостях польоту, що відповідають  $M > 6$ , для збільшення ефективності роботи ППРД бажана організація на нижній поверхні фюзеляжу БПЛА основної горизонтальної поверхні стиснення перед повітрязабірним пристроєм ППРД. Тобто потрібно розглянути планер БПЛА та ППРД як єдину інтегровану систему. Це диктує свої особливості у визначенні базової геометрії БПЛА.

З урахуванням того, що зовнішня поверхня стиснення для роботи ППРД раціонально організовується на нижній поверхні фюзеляжу БПЛА, і розміщення РКП раціонально також виконати знизу фюзеляжу, то між лівою та правою мотогондолами виконано спеціальну нішу для розміщення РКП.

Отримана конструктивно-компонувальна схема БПЛА наведена на рисунку 4.14. Отриманий зовнішній вигляд БПЛА наведений на рисунку 4.15.

#### 4.3.5 Визначення аеродинамічних характеристик

Визначення АДХ БПЛА виконувалось із застосуванням 3D моделі БПЛА за допомогою методу кінцевих елементів, що реалізований у програмного комплексу SolidWorks «Flow Simulation». Для визначення АДХ була побудована розрахункова область, прямокутна сітка, обрані граничні і початкові умови. АДХ визначені в зв'язаній системі координат, що представлена на рисунку 4.16.

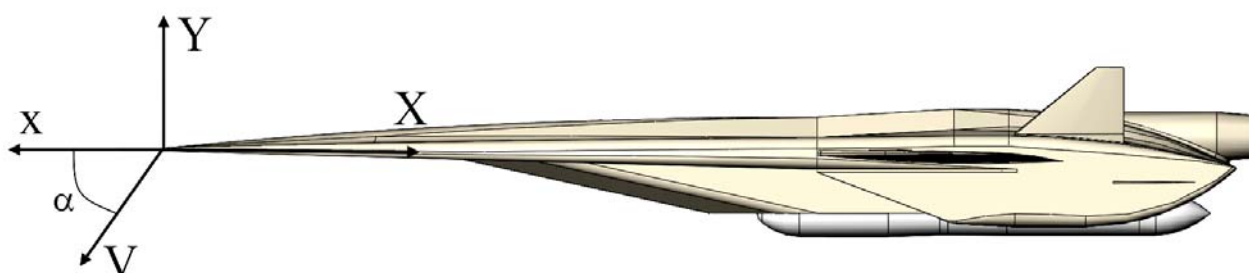


Рисунок 4.16 – Система координат БПЛА при визначенні АДХ

Визначені АДХ БПЛА в польоті віднесені до площі крила  $51 \text{ м}^2$  та наведені у таблицях 4.17 – 4.23.

Таблиця 4.17 – Коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили  $C_{x0}$  БПЛА з одночасно працюючими ТРДД та ППРД

$\alpha$	$C_{x0}$									
	М									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
$-6^\circ$	0,019	0,031	0,047	0,062	0,060	0,048	0,034	0,028	0,024	0,023
$0^\circ$	0,029	0,041	0,060	0,072	0,069	0,060	0,042	0,035	0,029	0,028
$6^\circ$	0,032	0,047	0,078	0,090	0,083	0,070	0,049	0,042	0,035	0,034
$10^\circ$	0,052	0,080	0,090	0,104	0,088	0,077	0,053	0,046	0,040	0,039
$20^\circ$	0,064	0,103	0,107	0,119	0,090	0,081	0,061	0,057	0,053	0,052

Примітка –  $C_x = C_{x0} + \Delta C_{xH}$

Таблиця 4.18 – Коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили  $C_{x0}$  БПЛА з працюючим ППРД та вимкненим ТРДД

$\alpha$	$C_{x0}$									
	М									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
$-6^\circ$	0,022	0,035	0,054	0,071	0,068	0,054	0,037	0,031	0,026	0,025

0°	0,032	0,045	0,067	0,081	0,077	0,066	0,045	0,038	0,031	0,030
6°	0,035	0,051	0,085	0,099	0,091	0,076	0,052	0,045	0,037	0,036
10°	0,055	0,084	0,097	0,113	0,096	0,083	0,056	0,049	0,042	0,041
20°	0,067	0,107	0,114	0,128	0,098	0,087	0,064	0,060	0,055	0,054
Примітка – $C_x = C_{x_0} + \Delta C_{xH}$										

Таблиця 4.19 – Коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили  $C_{x_0}$  БПЛА з працюючим ТРДД та вимкненим ППРД

$\alpha$	$C_{x_0}$									
	М									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
-6°	0,019	0,031	0,047	0,062	0,060	0,048	0,034	0,028	0,024	0,023
0°	0,029	0,041	0,060	0,072	0,069	0,060	0,042	0,035	0,029	0,028
6°	0,032	0,047	0,078	0,090	0,083	0,070	0,049	0,042	0,035	0,034
10°	0,052	0,080	0,090	0,104	0,088	0,077	0,053	0,046	0,040	0,039
20°	0,064	0,103	0,107	0,119	0,090	0,081	0,061	0,057	0,053	0,052
Примітка – $C_x = C_{x_0} + \Delta C_{xH}$										

Таблиця 4.20 – Коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили  $C_{x_0}$  БПЛА з вимкненими ТРДД та ППРД

$\alpha$	$C_{x_0}$									
	М									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
-6°	0,022	0,035	0,054	0,071	0,068	0,054	0,037	0,031	0,026	0,025
0°	0,032	0,045	0,067	0,081	0,077	0,066	0,045	0,038	0,031	0,030
6°	0,035	0,051	0,085	0,099	0,091	0,076	0,052	0,045	0,037	0,036
10°	0,055	0,084	0,097	0,113	0,096	0,083	0,056	0,049	0,042	0,041
20°	0,067	0,107	0,114	0,128	0,098	0,087	0,064	0,060	0,055	0,054
Примітка – $C_x = C_{x_0} + \Delta C_{xH}$										

Таблиця 4.21 – Приріст коефіцієнту поздовжньої аеродинамічної сили за висотою польоту  $\Delta C_{xH}$  БПЛА

Н, км	$\Delta C_{xH}$									
	М									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,000
10	0,002	0,002	0,002	0,002	0,001	0,001	0,001	0,001	0,000	0,000
20	0,005	0,005	0,004	0,004	0,003	0,003	0,003	0,002	0,001	0,001
30	0,009	0,009	0,008	0,007	0,006	0,006	0,006	0,003	0,002	0,002
40	0,017	0,016	0,013	0,012	0,010	0,009	0,009	0,006	0,005	0,005

Таблиця 4.22 – Коефіцієнт нормальної аеродинамічної сили  $C_y$  БПЛА

$\alpha$	$C_y$									
	$M$									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
$-6^\circ$	-0,13	-0,15	-0,16	-0,18	-0,12	-0,08	-0,07	-0,05	-0,03	-0,026
$0^\circ$	0,15	0,16	0,16	0,20	0,19	0,16	0,15	0,12	0,10	0,098
$6^\circ$	0,49	0,50	0,47	0,48	0,45	0,40	0,31	0,26	0,21	0,206
$10^\circ$	0,79	0,78	0,73	0,73	0,69	0,63	0,51	0,44	0,34	0,324
$20^\circ$	1,36	1,36	1,34	1,39	1,29	1,15	1,00	0,87	0,72	0,696

Таблиця 4.23 – Коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа  $m_z$  БПЛА

$\alpha$	$m_z$									
	$M$									
	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	3	4	6	6,4
$-6^\circ$	0,07	0,08	0,09	0,10	0,06	0,04	0,03	0,02	0,02	0,015
$0^\circ$	-0,10	-0,10	-0,11	-0,12	-0,12	-0,11	-0,10	-0,09	-0,07	-0,066
$6^\circ$	-0,29	-0,29	-0,27	-0,28	-0,27	-0,24	-0,19	-0,16	-0,13	-0,126
$10^\circ$	-0,46	-0,45	-0,42	-0,43	-0,41	-0,37	-0,31	-0,27	-0,21	-0,200
$20^\circ$	-0,76	-0,76	-0,75	-0,80	-0,75	-0,68	-0,60	-0,54	-0,44	-0,424

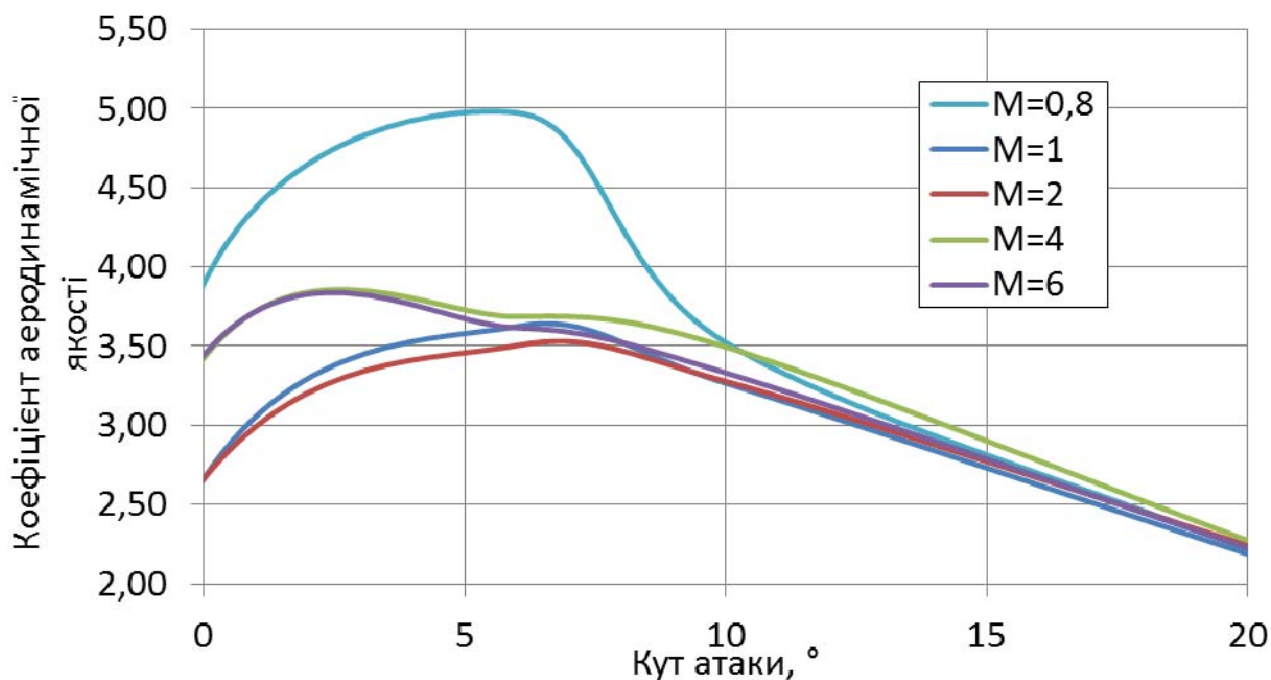


Рисунок 4.17 – Залежність коефіцієнту аеродинамічної якості від кута атаки

#### 4.3.6 Проведення розрахунку траєкторії БПЛА

Визначення траєкторії польоту БПЛА відбувалось за рахунок вирішення рівнянь руху (4.4) – (4.12) [59, 120].



$$M_{\text{AKC}} \frac{dV}{dt} = P \cdot \cos(\alpha) - X_a - M_{\text{AKC}} \cdot g \cdot \sin(\theta) \quad (4.4)$$

$$M_{\text{AKC}} V \frac{d\theta}{dt} = P \cdot \sin(\alpha) + Y_a - M_{\text{AKC}} \cdot g \cdot \cos(\theta) \quad (4.5)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cdot \sin(\theta) \quad (4.6)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cdot \cos(\theta) \quad (4.7)$$

$$\frac{dM_{\text{AKC}}}{dt} = -m_{\text{Tc}} \quad (4.8)$$

$$X_a = c_{x_a} \cdot q \cdot S_{\kappa} \quad (4.9)$$

$$Y_a = c_{y_a} \cdot q \cdot S_{\kappa} \quad (4.10)$$

$$P = n_{\text{трдд}} \cdot P_{\text{трдд}} + n_{\text{ппрд}} \cdot P_{\text{ппрд}} \quad (4.11)$$

$$m_{\text{Tc}} = n_{\text{трдд}} \cdot m_{\text{T трдд c}} + n_{\text{ппрд}} \cdot m_{\text{T ппрд c}} \quad (4.12)$$

де  $V$  – швидкість польоту;

$t$  – час польоту;

$P$  – сумарна тяга двигунів;

$x$  – дальність польоту;

$y$  – висота польоту;

$c_{x_a}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору;

$c_{y_a}$  – коефіцієнт підйомної сили;

$m_{\text{Tc}}$  – сумарна секундна витрата палива;

$P_{\text{трдд}}$  – тяга 1-го ТРДД;

$P_{\text{ппрд}}$  – тяга 1-го ППРД;

$n_{\text{трдд}}$  – кількість ТРДД;

$n_{\text{ппрд}}$  – кількість ППРД;

$m_{\text{T трдд c}}$  – секундна витрата палива ТРДД;

$m_{\text{T ппрд c}}$  – секундна витрата палива ППРД

Траєкторія польоту, що отримана в результаті розрахунків, наведена на рисунках 4.18 – 4.20.

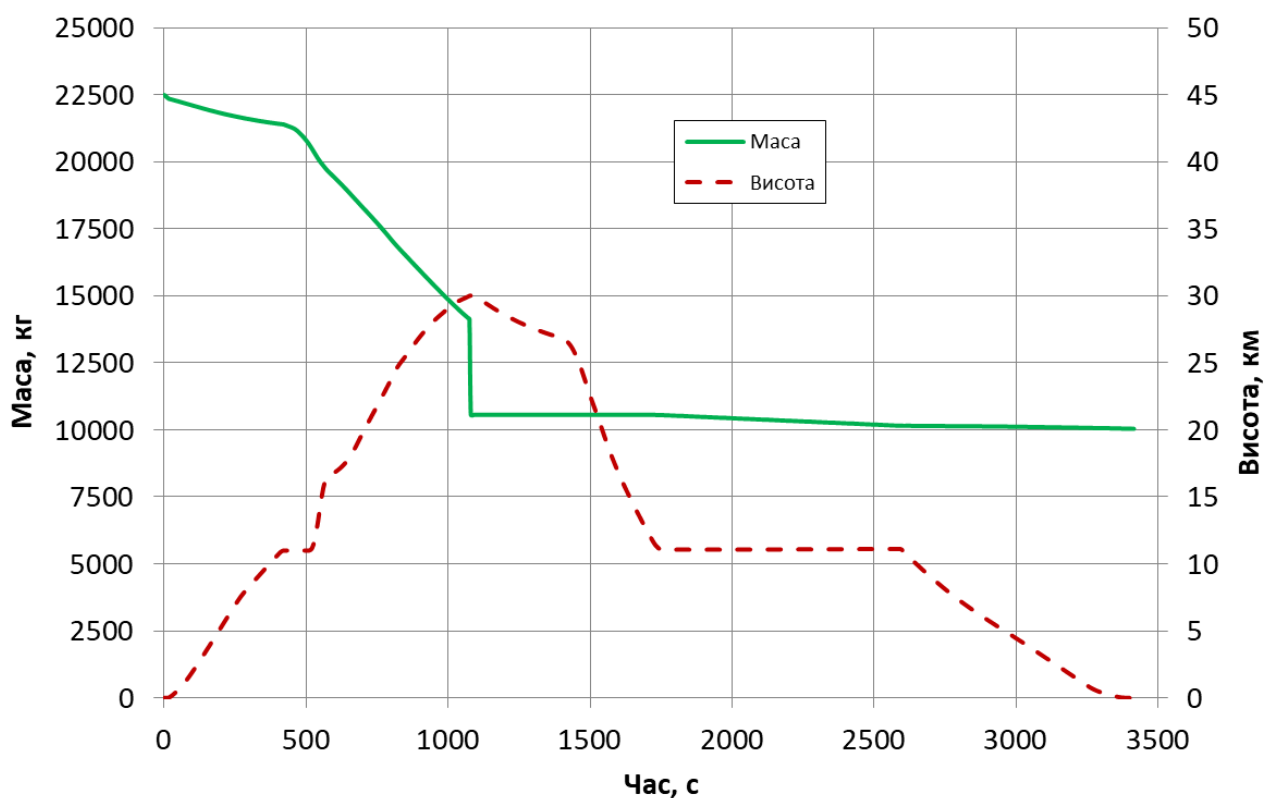


Рисунок 4.18 – Траєкторія польоту БПЛА (зміна маси та висоти польоту)

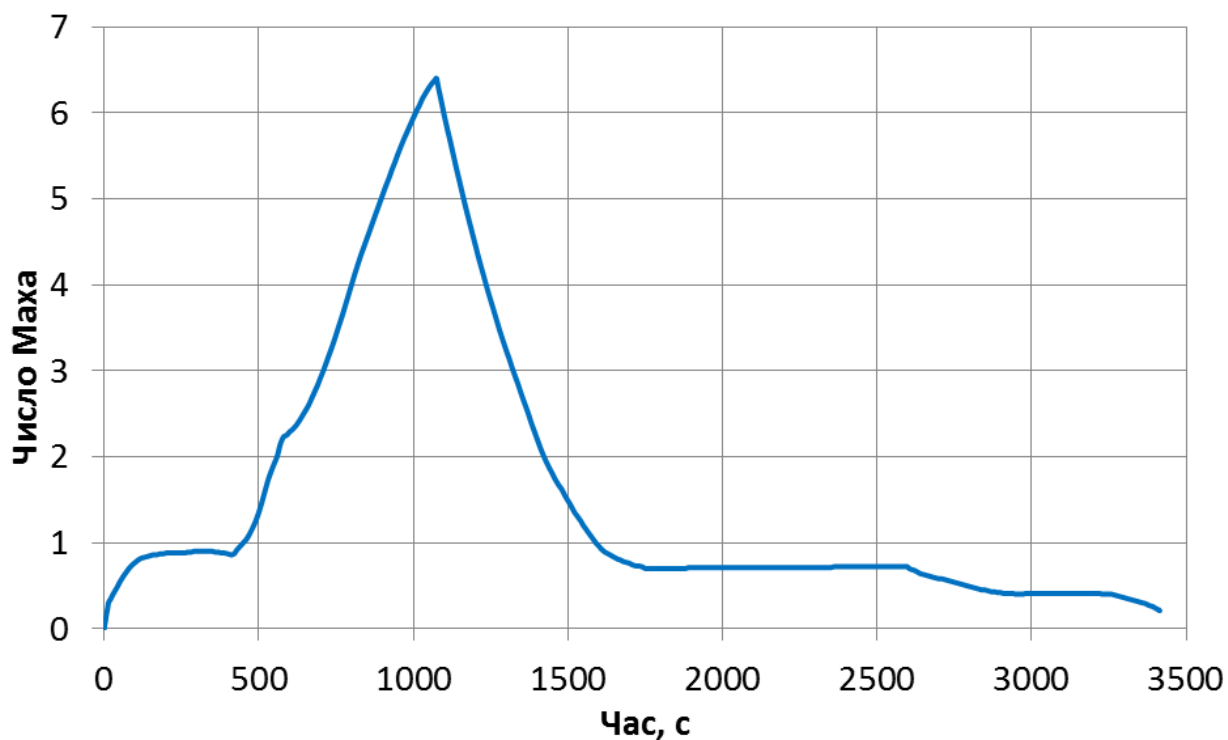


Рисунок 4.19 – Траєкторія польоту БПЛА (зміна числа Маха)

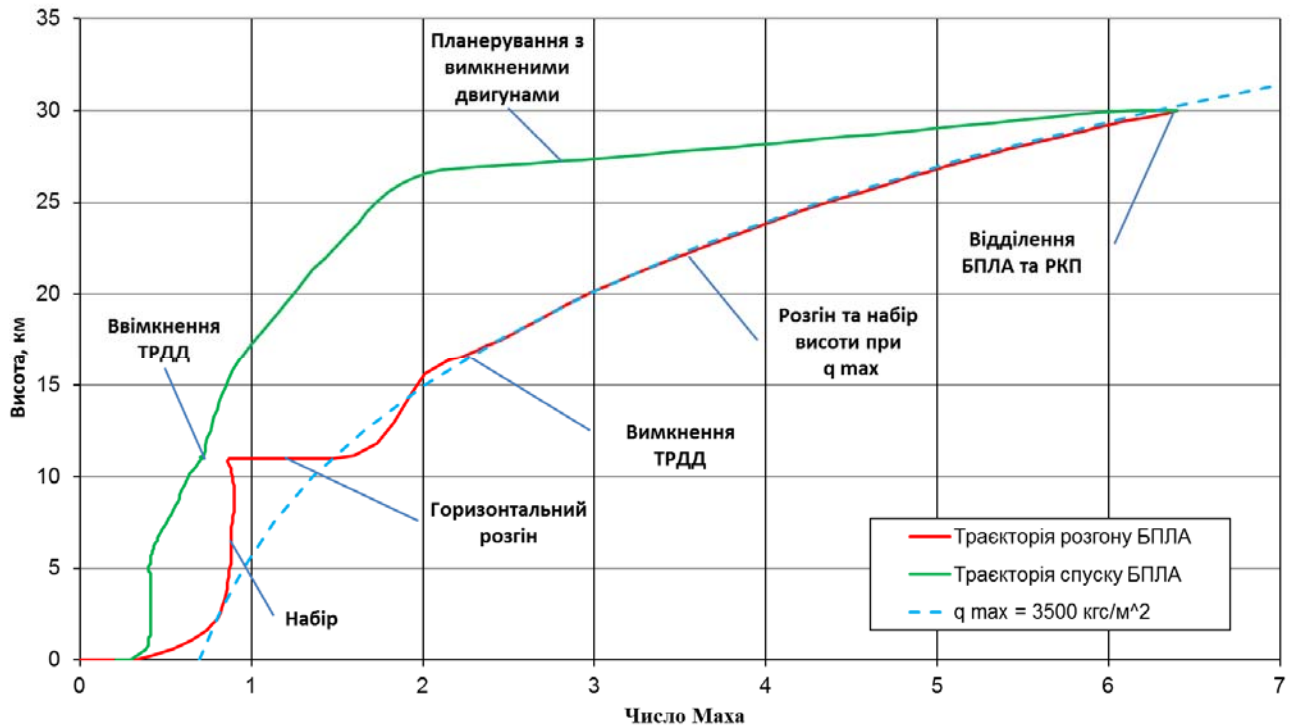


Рисунок 4.20 – Траєкторія польоту РКП (залежність числа Маха від висоти польоту)

#### 4.3.7 Визначення теплових режимів безпілотного літального апарату

Нагрівання БПЛА в польоті відбувається, в основному, за рахунок впливу аеродинамічного нагріву внаслідок гальмування повітряного потоку поверхнею літального апарату. Інтенсивність нагрівання поверхні залежить від швидкості і висоти польоту, а також форми тіла. При малих (білязвукових) швидкостях польоту цей нагрів незначний. При над- і гіперзвукових швидкостях польоту повітряний потік має високу кінетичну енергію, що призводить до різкого збільшення температури гальмування в граничному шарі.

Максимальна температура в польоті досягається на носовій частині фюзеляжу і передніх кромках виступаючих елементів (крил, оперення, повітрозбірників).

Для проведення оціночних розрахунків теплового стану БПЛА використовувалися компоувальна схема БПЛА, траєкторія польоту, а також теплофізичні та термодинамічні параметри стандартної атмосфери [121].

Визначення теплового впливу параметрів газового потоку на елементи конструкції БПЛА проводилося за методикою [122].

Конвективний тепловий потік на передніх крайках виступаючих елементів БПЛА (крила, вертикального і горизонтального оперення) визначався за залежністю:

$$q_w = \frac{Nu_w}{(Re_w)_H^{0.8}} \cdot \frac{\rho^{0.8} \cdot V^{0.8} \cdot \mu_w^{0.8}}{R_o^{0.2}} \cdot \frac{I_B - I_w}{Pr} \quad (4.13)$$

де  $R_o$  – радіус затуплення;

$I_B$  – ентальпія відновлення, що відповідає температурі відновлення;

$I_w$  – ентальпія газу при температурі поверхні;

$\mu_w$  – значення в'язкості в даній точці при температурі стінки;

$\rho, V$  – значення щільності та швидкості набігаючого потоку.

Конвективний тепловий потік до носової частини фюзеляжу і плоских поверхонь (крила, оперення) БПЛА визначався за залежністю

$$q_w = \alpha_t \cdot (T_B - T_w) \quad (4.14)$$

де  $T_B$  – температура відновлення газу, що визначається за формулою (3.11):

$T_w$  – температура стінки;

$\alpha_t$  – коефіцієнт тепловіддачі, який обчислюється згідно з [123].

Коефіцієнти тепловіддачі до повітрязбірника БПЛА визначались за залежністю для турбулентного режиму повітря в трубах [124]:

$$\alpha_t = \frac{Nu_w \cdot \lambda}{d}, \quad Nu_w = 0,018 \cdot Re_w^{0.8} \quad (4.15)$$

де  $Re_w$  – число Рейнольдса при температурі стінки  $T_w$ ;

$\lambda$  – коефіцієнт теплопровідності матеріалу;

$d$  – характерний розмір.

Методика розрахунку теплового потоку і коефіцієнтів тепловіддачі до носової частини фюзеляжу БПЛА наведена нижче [125].

Питомий тепловий потік розраховується за формулою (4.16):

$$q_0 = \left( \frac{\alpha_t}{c_p} \right)_0 \cdot (I_0 - I_w), \quad (4.16)$$

де  $\left( \frac{\alpha_t}{c_p} \right)$  – ентальпійний коефіцієнт тепловіддачі;

$I_w = c_p T_w$  – ентальпія газу за температури поверхні  $T_w$ ;

$I_0$  – ентальпія загальмованого потоку визначається за формулою (4.17);

$$I_0 = c_p \cdot T_H + \frac{V^2}{2 \cdot I_{me} \cdot g} \cdot 4,19 \quad (4.17)$$

де  $c_p$  – питома теплоємність повітря при температурі набігаючого потоку  $T_\infty$ ;

$V$  – швидкість польоту, м/с;

$I_{me} = 427$  кг·м/ккал – механічний еквівалент теплоти.

Ентальпійний коефіцієнт тепловіддачі до передніх поверхонь розраховувався за формулою (4.18) [125]

$$\left( \frac{\alpha_t}{c_p} \right)_0 = 14,8 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{V^{1,3} \cdot \rho^{0,8}}{R_0^{0,2}} \quad (4.18)$$

де  $\alpha_t$  – коефіцієнт тепловіддачі до поверхні від аеродинамічного нагріву;

$c_p$  – питома теплоємність повітря при постійному тиску і температурі гальмування  $T_0$ ;

$R_0$  – радіус затуплення передньої частини.

Аналіз результатів розрахунків показав, що найбільш інтенсивне зростання температури гальмування реалізується на ділянці розгону до швидкості 6,4 М (з  $\sim 600$  до  $\sim 1100$  с польоту). При цьому максимальне значення температури гальмування складе  $\sim 1600$  °С. Після відділення РКП від БПЛА значення температури гальмування істотно зменшується і при подальшому польоті змінюються незначно.

Для визначення теплового стану БПЛА розглянуті наступні елементи конструкції: фюзеляж (жаростійкий сплав (Ni20Cr5,95Al)-Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> [126, 127], титановий сплав ВТ-20 [128]), крило (титановий сплав ВТ-20), горизонтальне і вертикальне оперення (титановий сплав ВТ-20), передні кромки крила і оперення

(ніобієвий сплав типу ВН-2АЭ [80]) та повітрязабірник (жаростійкий сплав  $(\text{Ni}20\text{Cr}5,95\text{Al})-\text{Y}_2\text{O}_3$ ).

Більш детально алгоритм розрахунку наведений у [50].

Розподіл максимальних температур на поверхні БПЛА наведений на рисунку 4.21.

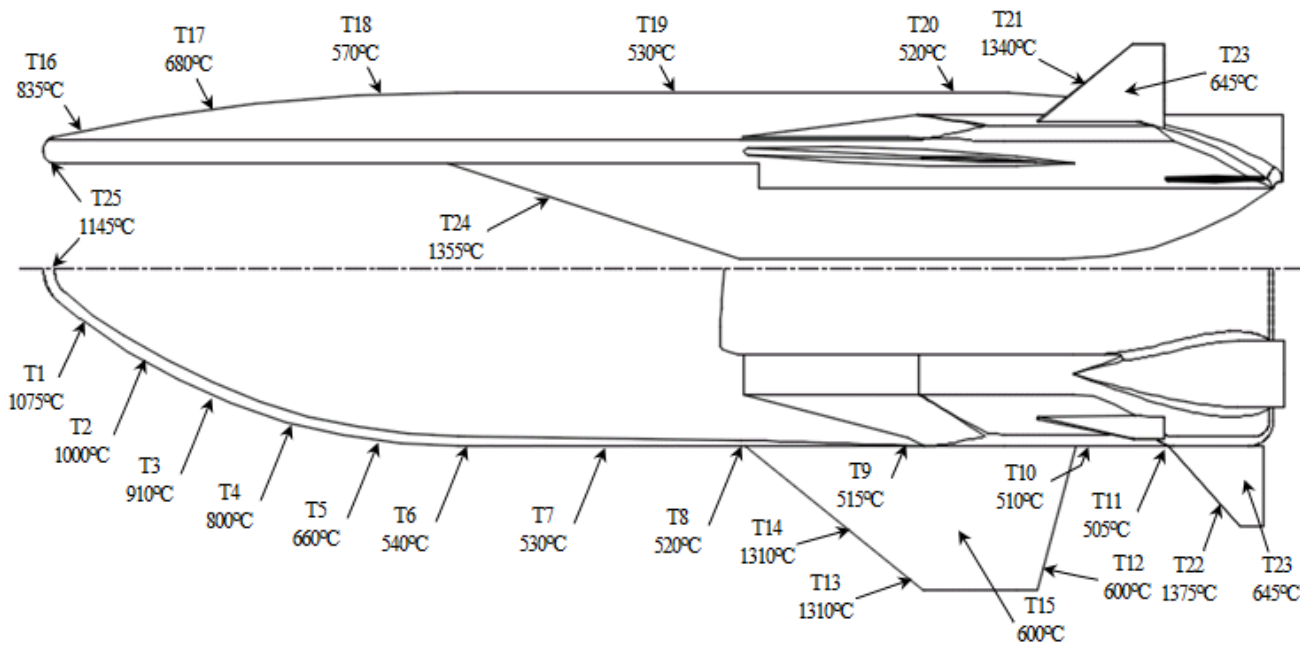


Рисунок 4.21 – Розподіл максимальних температур на поверхні БПЛА

#### 4.3.8 Визначення можливості розділення БПЛА та РКП

Дослідження щодо визначення можливості розділення БПЛА та РКП проведені у [129]. В ході дослідження розглядалися два варіанти компоновки: нижнє і верхнє розміщення РКП на фюзеляжі БПЛА. Вплив компоновки і початкового кута нахилу траєкторії на параметри польоту при відділенні РКП від БПЛА оцінювалися методом чисельного моделювання.

Відділення РКП від БПЛА відбувалося під дією аеродинамічних сил. Розглядалися зміни параметрів польоту РКП і БПЛА протягом 5 секунд після початку відділення. Управління аеродинамічними поверхнями і силовою установкою в цей час не здійснювалося.

Залежності висоти, пройденого шляху, швидкості польоту, кута нахилу траєкторії, кута атаки, кутової швидкості зміни кута тангажу від часу БПЛА і РКП при відділенні і розльоті протягом 5 секунд наведені на рисунках 4.22 – 4.24.

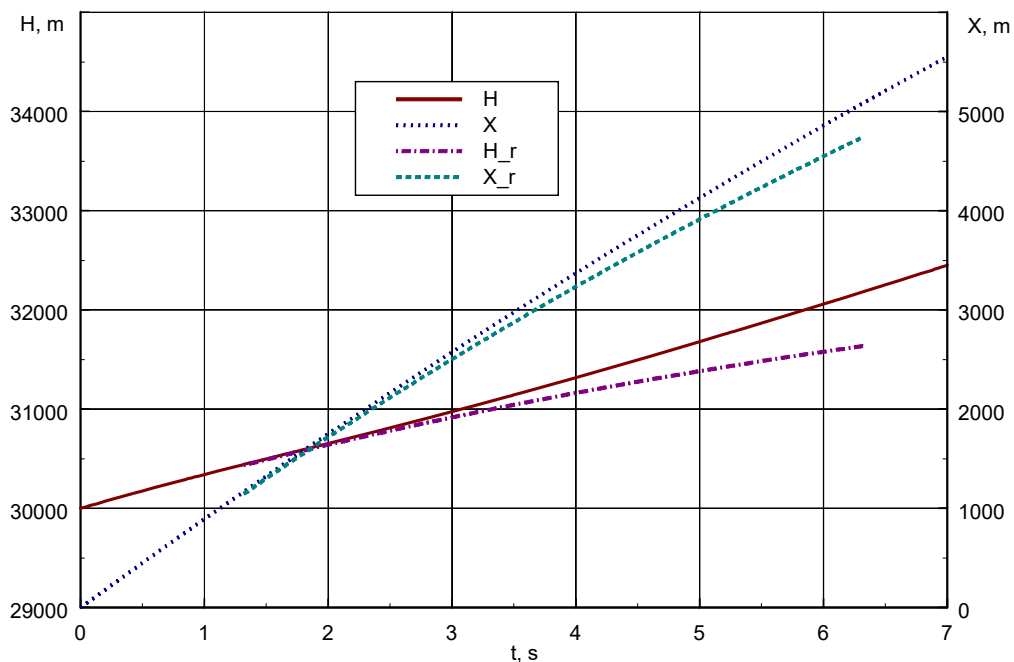


Рисунок 4.22 – Залежність висоти і пройденого шляху БПЛА та РКП від часу (кут нахилу траєкторії в момент відділення  $20^\circ$ , РКП знизу)

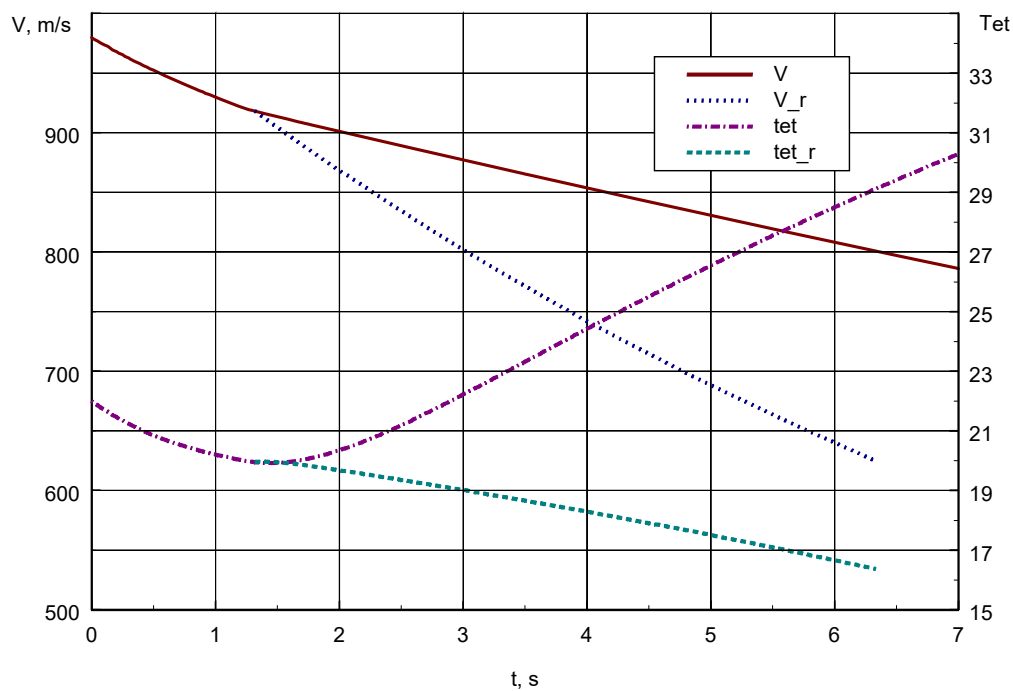


Рисунок 4.23 – Залежність швидкості та кута нахилу траєкторії від часу під час розльоту РКП і БПЛА (РКП знизу)

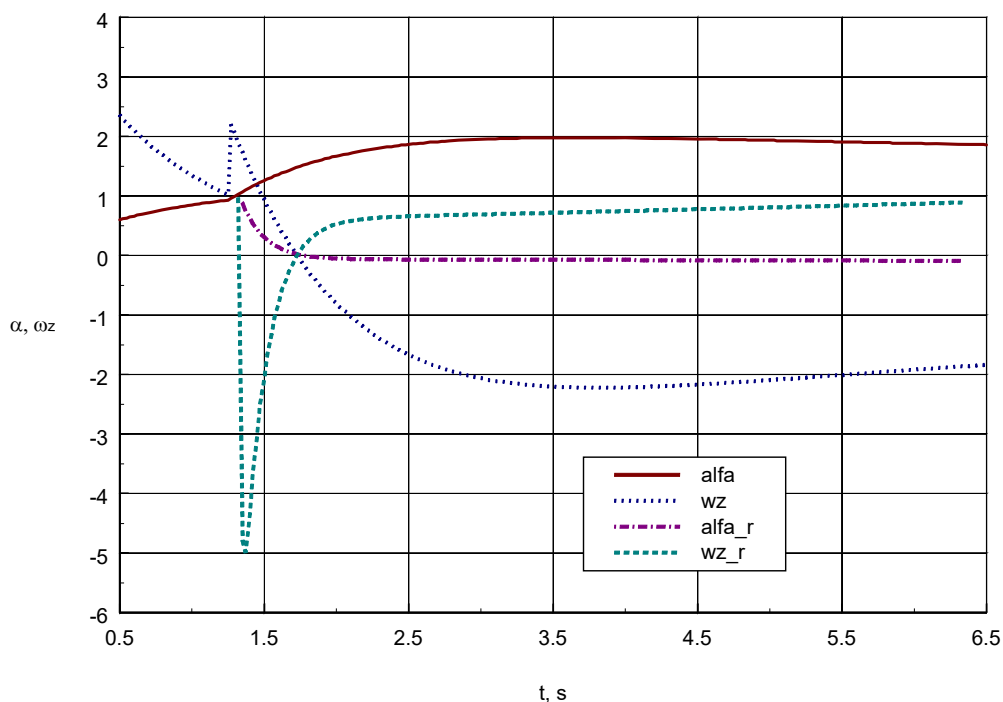


Рисунок 4.24 – Залежність кута атаки та кутової швидкості тангажу БПЛА та РКП від часу (кут нахилу траєкторії в момент відділення  $20^\circ$ , РКП знизу)

В ході дослідження встановлено, що і верхнє і нижнє розміщення РКП на БПЛА в розглянутому діапазоні початкових кутів нахилу траєкторії дозволяють зробити відділення і розліт. На протязі 5 секунд без використання управління розрахункове віддалення БПЛА і РКП склало  $600 \text{ м} \pm 10\%$ .

З точки зору забезпечення найкращих аеродинамічних характеристик переважає нижнє розташування РКП. У цьому випадку може бути реалізована позитивна інтерференція РКП і БПЛА за рахунок підвищення тиску на нижній поверхні крила і фюзеляжу від стрибків ущільнення, які утворюються на РКП в польоті.

#### 4.3.9 Визначення техніко-економічних параметрів БПЛА другого наближення

Швидкість та висота старту РКП визначені у розділі 3.7.



Середній питомий імпульс ППРД визначимо поділивши значення тяги на відповідне значення витрати палива, що наведені у розділі 4.3.3.

Стартову тягоозброєність БПЛА визначимо поділивши сумарну тягу двох ТРДД EJ200 на масу АКС, що наведені у розділі 4.3.3 та 4.3.4 відповідно.

Маса АКС визначена у розділі 4.3.4.

Максимальна температура на поверхні БПЛА визначена у розділі 4.3.7.

Максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА отримаємо з рисунка 4.17 при  $M=0,8$ .

Вартість БПЛА отримаємо виходячи з наявності вартостей елементів БПЛА та питомих вартостей конструктивних елементів та систем, що застосовуються на початкових стадіях робіт на ДП «КБ «Південне».

Техніко-економічні параметри БПЛА другого наближення наведені у таблиці 4.24.

Таблиця 4.24 – Техніко-економічні параметри БПЛА другого наближення

Найменування	Значення
Швидкість старту РКП, М	6,4
Висота старту РКП, км	30
Середній питомий імпульс ППРД, с	1061
Стартова тягоозброєність БПЛА	0,81
Маса БПЛА, кг	18850
Маса АКС, кг	22500
Максимальна температура на поверхні БПЛА, °С	1375
Максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА	5
Вартість БПЛА, млн. дол. США	14,63

За результатами другого наближення визначення маси БПЛА можна помітити, що були відкориговані значення відносних мас:  $m_k = 0,362 \rightarrow 0,242$ ;  $m_{об} = 0,09 \rightarrow 0,043$ ;  $m_d = 0,145 \rightarrow 0,231$ .

У подальшому, при аналогічних дослідженнях, можна користуватися саме такими значеннями відносної маси конструкції.

#### 4.4 Обґрунтування техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи

За результатами розрахунків за двома наближеннями отримуємо наступні обґрунтовані техніко-економічні параметри АКС, що наведені у таблиці 4.25.

Економічні параметри були уточнені з урахуванням уточненої вартості РКП та БПЛА.

Вартість наземного та льотного відпрацювання АКС уточнена за формулою (3.15) і склала  $V_{\text{відп}} = 1,27 \cdot 8 + 14,63 \cdot 3 + 50 = 104,05$  млн. дол. США.

Вартість створення АКС уточнена за формулою (3.16) і склала  $V_p = (147 + 104,05) \cdot 1,1 = 276,15$  млн. дол. США. Вартість амортизації конструкції БПЛА за формулою (3.17) склала 0,29 млн. дол. США. Вартість пуску АКС за формулою (3.18) склала 2,41 млн. дол. США.

Таблиця 4.25 – Техніко-економічні параметри АКС

Параметри	Значення
Швидкість в момент розділення БПЛА та РКП, М	6,4
Висота в момент розділення БПЛА та РКП, км	30
Середній питомий імпульс ППРД, с	1061
Стартова тягоозброєність БПЛА	0,81
Маса корисного вантажу на сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км, кг	28
Маса РКП, кг	3650
Маса АКС, кг	22500
Максимальна температура на поверхні БПЛА, °С	1375
Максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА	5
Вартість пуску АКС, млн. дол. США	2,41
Вартість виведення 1 кг корисного вантажу на сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км, тис. дол. США	85,9

#### 4.5 Висновки четвертого розділу

У четвертому розділі обґрунтовані остаточні техніко-економічні параметри АКС.

1. Детально визначена маса та вартість РКП другого наближення, що склали 3650 кг та 1,27 млн. дол. США відповідно;

2. Детально визначена маса та вартість БПЛА другого наближення, що склали 18850 кг та 14,63 млн. дол. США відповідно;
3. Обґрунтовані техніко-економічні параметри АКС, а саме:
  - швидкість та висота в момент розділення БПЛА та РКП – 6,4М та 30 км;
  - середній питомий імпульс ППРД – 1061 с;
  - стартова тягоозброєність БПЛА – 0,81;
  - маса корисного вантажу, що виводиться на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 28 кг, маса РКП – 3650 кг та маса АКС – 22500 кг;
  - максимальна температура на поверхні БПЛА – 1375°C;
  - коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА – 5;
  - вартість пуску АКС – 2,41 млн. дол. США та вартість виведення 1 кг корисного вантажу при виведенні на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 85,9 тис. дол. США

Для оцінки прийнятності отриманої АКС проведемо порівняння отриманих техніко-економічних параметрів АКС з існуючими аналогами.

## **5 Порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи з існуючими аналогами**

На сьогоднішній день у світі не існує реально створеної АКС такого складу, що знаходиться в експлуатації. Проте провідні країни світу працюють над проектами подібних АКС. Як було зазначено у першому розділі, основними аналогами є наступні проекти: Спіраль (СРСР), Молот (Росія), GT RASCAL (США), Sänger-2 та ELAC (Німеччина). Існують й інші аналоги, що наведені на Рисунок 1.1, проте у відкритих джерелах недостатньо інформації щодо їх параметрів.

### **5.1 Постановка задачі для п'ятого розділу**

У п'ятому розділі буде виконано порівняння отриманих техніко-економічних параметрів за наступними напрямками:

1. Основні параметри АКС;
2. Проектні параметри БПЛА;
3. Аеродинамічні параметри БПЛА;
4. Траєкторії польоту БПЛА;
5. Економічні параметри АКС;

Результати проведення порівняльного аналізу опубліковані у [130].

### **5.2 Порівняння отриманих техніко-економічних параметрів авіаційно-космічної системи з існуючими аналогами**

Для порівняння основних параметрів АКС була перерахована траєкторія польоту РКП для польоту на навколосемну орбіту з висотою 200 км та нахилом  $21,8^\circ$ , так як у аналогів відсутня інформація для польоту на сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км.

Порівняння траєкторій польоту РКП на низьку навколосемну орбіту з висотою 200 км та сонячно-синхронну орбіту з висотою 500 км наведено на рисунку 5.1. За результатами розрахунків маса корисного вантажу склала 88 кг, стартова маса РКП 3710 кг, стартова маса АКС – 22560 кг.

Порівняння основних параметрів АКС наведено у таблиці 5.1. За результатами порівняння видно, що визначені висота та швидкість в момент

розділення є близькими до аналогів, що мають схожу схему застосування і знаходяться у діапазоні від 30 до 35 км та від 6 до 7 М. Стартова тягоозброєність має достатньо високий рівень і відповідає верхній межі діапазону значень аналогів значення 0,81 серед діапазону від 0,49 до 0,9. Значення маси корисного вантажу та стартової маси АКС відповідно суттєво відрізняються, що можна пояснити мініатюризацією систем керування і відповідно зменшення вимог до корисного вантажу.

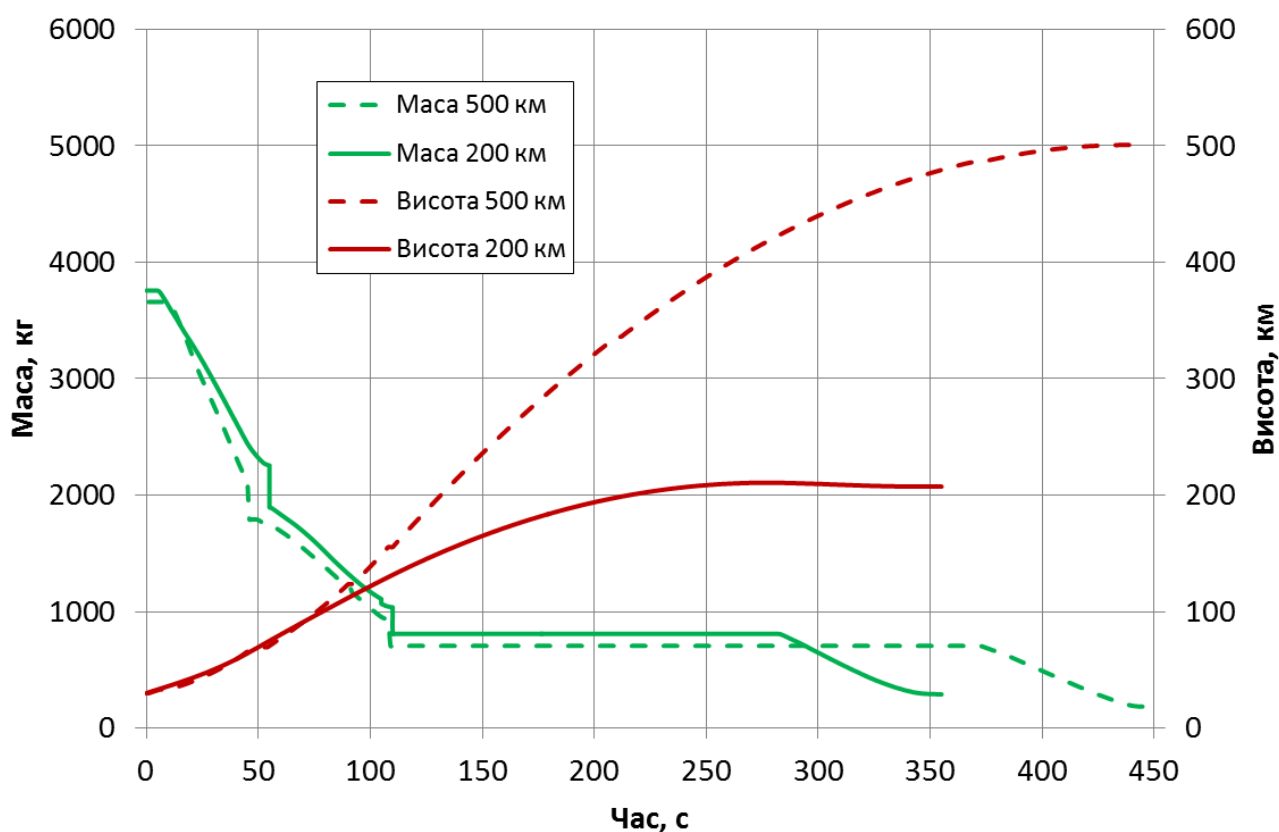


Рисунок 5.1 – Порівняння траєкторій польоту РКП

Таблиця 5.1 – Порівняння основних параметрів АКС

Найменування	АКС	GT RASCAL	Спіраль	Молот	Sänger-2	ELAC
Швидкість в момент розділення ступенів, М	6,4	3,0	6,0	2,0	6,6	7,0
Висота в момент розділення ступенів, км	30	67,4	28 – 30	44	35	30
Стартова тягоозброєність	0,81	1,37	0,61	0,49	0,62	0,90
Маса корисного вантажу, кг	88	113,4	500	767	3000	7000
Відносна маса корисного вантажу, %	0,390	0,296	0,435	1,002	0,820	1,833
Тип орбіти	колова	перехідна, еліптична	колова	колова	колова	–

Найменування	АКС	GT RASCAL	Спіраль	Молот	Sänger-2	ELAC
Висота орбіти, км	200	148x500	130-150	200	–	–
Маса (верхнього ступеню), кг	3710	6473	63000	6174	112000	107400
Стартова маса АКС, кг	22560	38350	115000	76516	366000	381800

Порівняння проектних параметрів БПЛА наведено у таблиці 5.2. За даними таблиці видно, що значення проектних параметрів БПЛА знаходяться на рівні аналогів, що свідчить про правильність обраних технічних рішень.

Таблиця 5.2 – Порівняння проектних параметрів БПЛА

Найменування	АКС	GT RASCAL	Спіраль	Молот	Sänger-2	ELAC
Відносна маса верхнього ступеню	0,164	0,169	0,548	0,248	0,306	0,281
Відносна маса палива	0,321	0,294	0,139	0,344	0,268	0,233
Відносна маса конструкції	0,242	0,296	-	0,275	-	0,266
Відносна маса обладнання	0,042	0,041	-	-	-	0,018
Відносна маса двигунів	0,230	0,201	-	0,134	-	0,202
Питоме навантаження на крило БПЛА, кПа	4,4	1,5	4,7	6,5	2,2	2,9

Порівняння аеродинамічних характеристик БПЛА наведено на рисунках 5.2 – 5.4. За даними рисунків видно, що коефіцієнт аеродинамічної якості при куті атаки  $0^\circ$  у АКС найвищий. При куті атаки  $6^\circ$  коефіцієнт аеродинамічної якості знаходиться на рівні аналогів. Значення коефіцієнту лобового опору для АКС найгірше, що викликано тим, що застосовується нижнє розміщення РКП і елементи кріплення та сама РКП створюють додатковий опір. Але з точки зору гарантованого безпечного розділення БПЛА та РКП це є суттєвою перевагою.

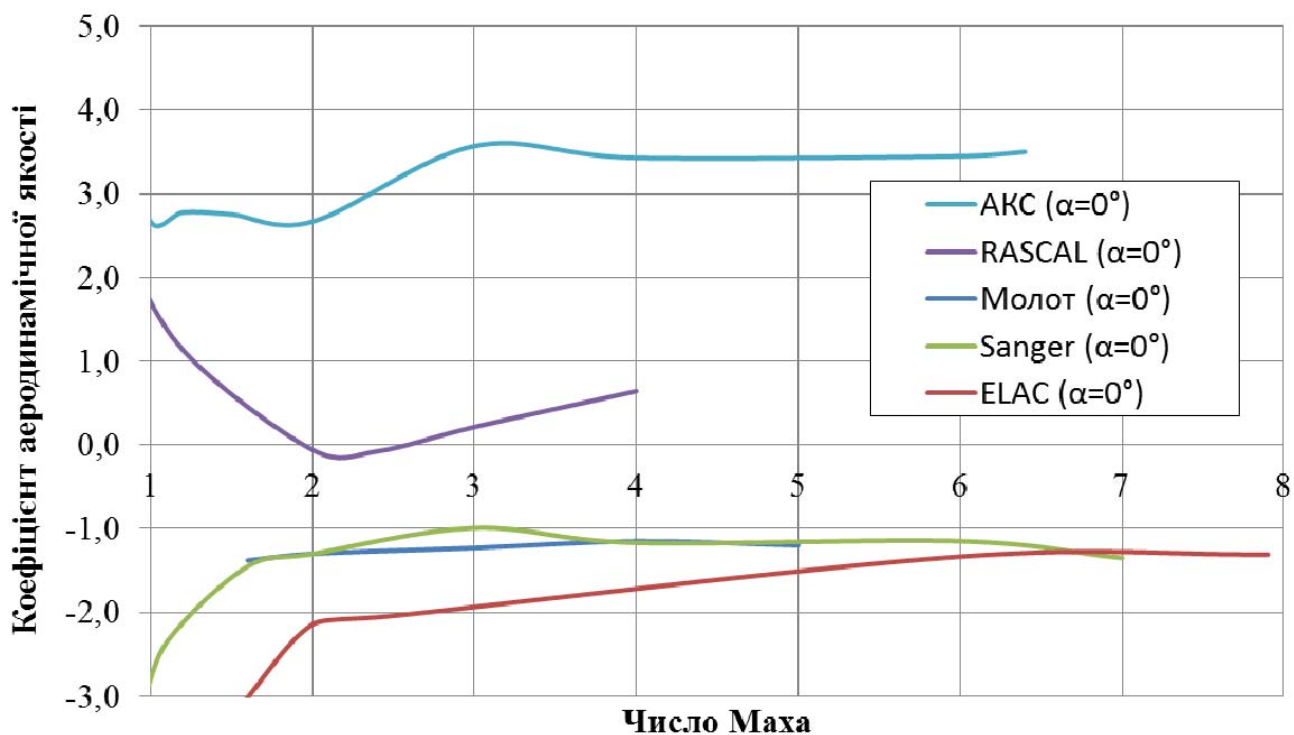


Рисунок 5.2 – Порівняння коефіцієнту аеродинамічної якості при куті атаки  $0^\circ$

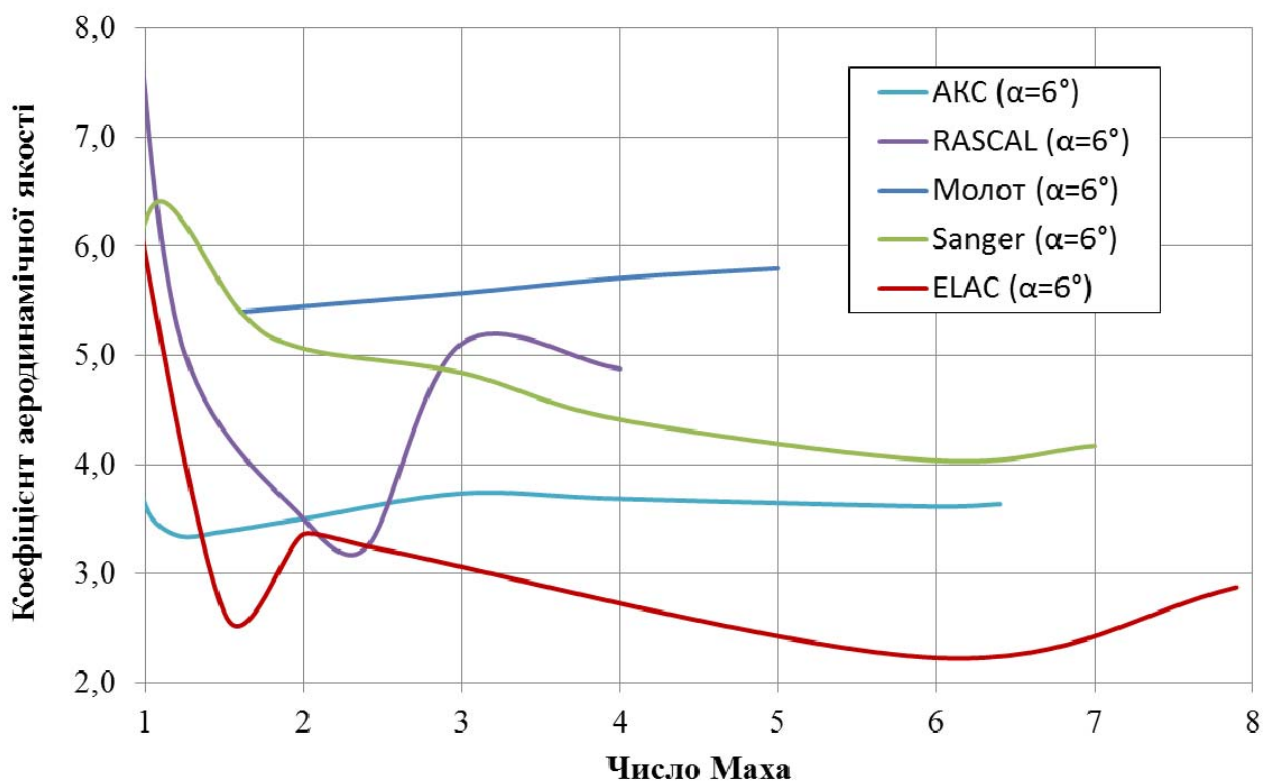


Рисунок 5.3 – Порівняння коефіцієнту аеродинамічної якості при куті атаки  $6^\circ$

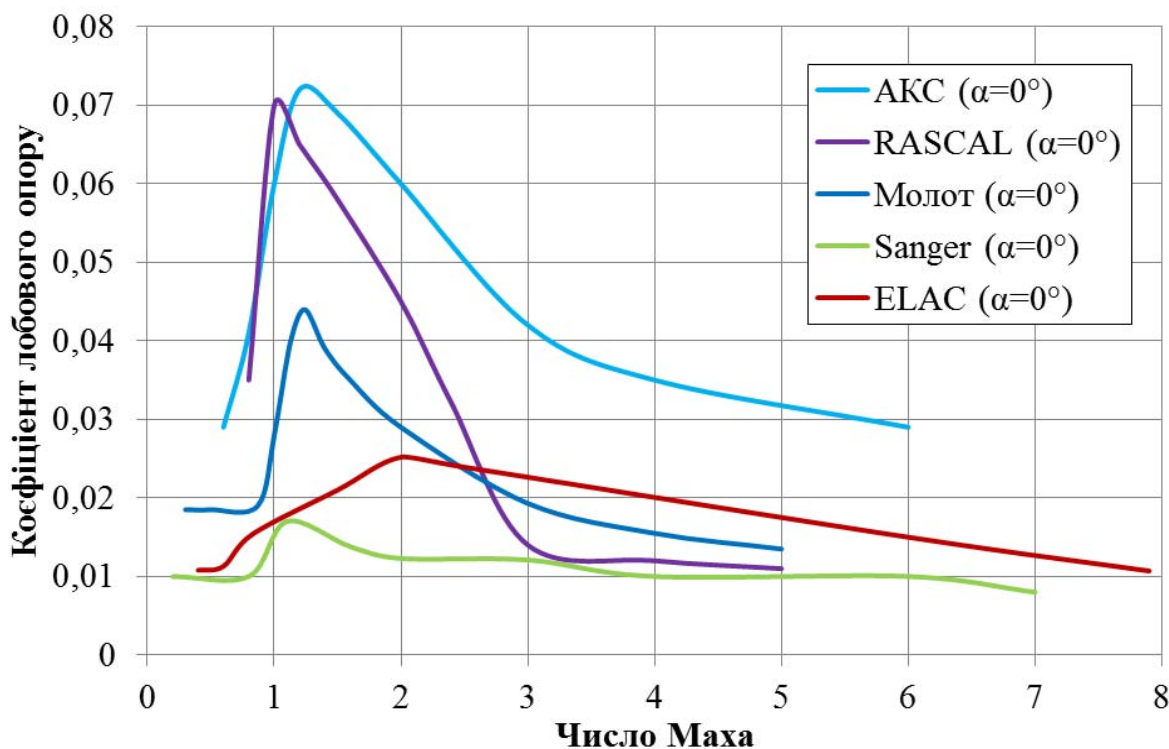


Рисунок 5.4 – Порівняння коефіцієнту лобового опору при куті атаки  $0^\circ$

Порівняння траєкторій польоту БПЛА наведено на рисунку 5.5. За наведеними даними видно, що траєкторія польоту АКС відбувається при менших швидкісних напорах, що забезпечує менші теплові та аеродинамічні навантаження і відповідно меншу масу.

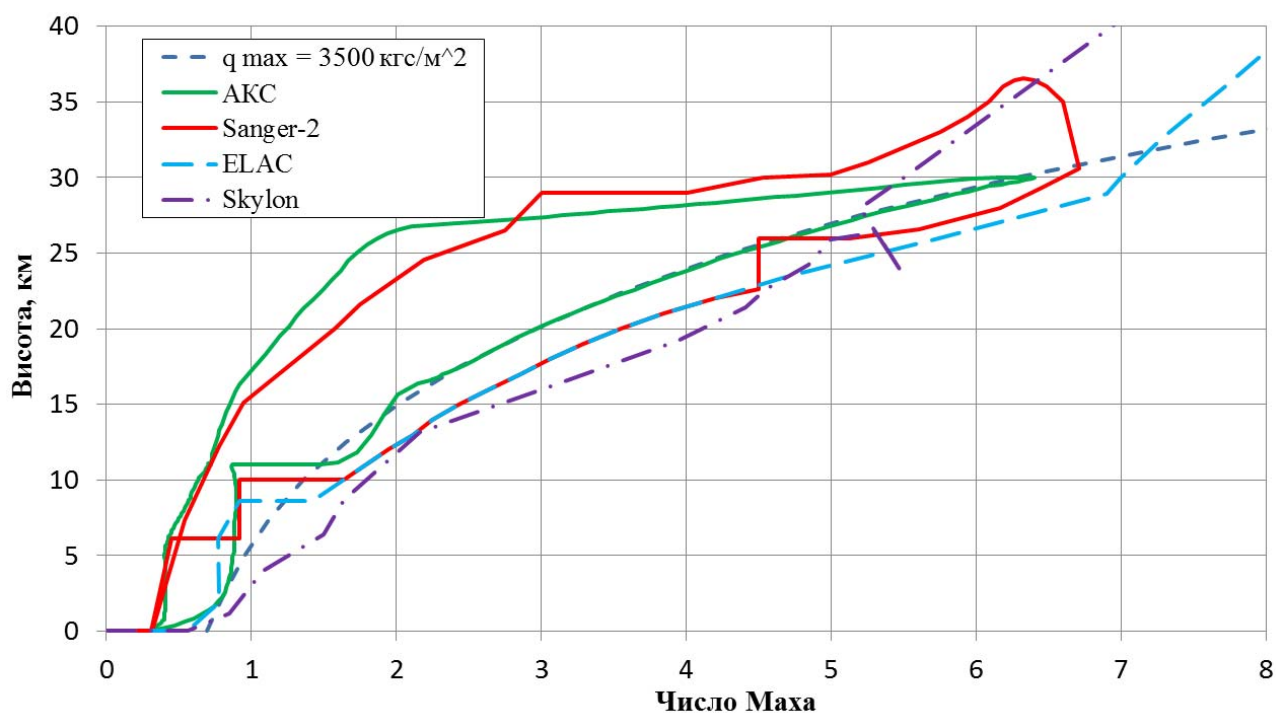


Рисунок 5.5 – Порівняння траєкторій польоту БПЛА



Порівняння економічних параметрів можливо провести за економічними параметрами проекту GT RASCAL та існуючих АКС на базі дозвукових літаків, оскільки дані щодо інших проектів відсутні. Порівняння економічних параметрів наведено в таблиці 5.3. За результатами порівняння видно, що визначена вартість виведення 1 кг корисного вантажу на низьку навколоземну орбіту АКС є низькою. Вартість проекту GT RASCAL є нижчою, оскільки в цьому проекті враховувалося можливість оплати деяких послуг іншою стороною.

Таблиця 5.3 – Порівняння економічних параметрів АКС

Найменування	АКС	GT RASCAL (2004) [35]	Pegasus XL (1990) [131]	Pegasus XL (2015) [131]	Launcher One (2021) [132]
Вартість пуску АКС, млн. дол. США	2,41	1,25	21	56	12
Маса корисного вантажу на низьку навколоземну орбіту 200 км, кг	88	113,4	443	443	500
Вартість виведення 1 кг КВ на низьку навколоземну орбіту 200 км, тис. дол. США	27,3	11	47	126	24

### 5.3 Висновки п'ятого розділу

У п'ятому розділі виконано порівняння отриманих техніко-економічних параметрів АКС з існуючими аналогами, а саме:

#### 1. Порівняння основних параметрів АКС, що показало:

- визначені висота та швидкість в момент розділення є близькими до аналогів, що мають схожу схему застосування і знаходяться у діапазоні від 30 до 35 км та від 6 до 7 М;

- стартова тягоозброєність має достатньо високий рівень і відповідає верхній межі діапазону значень аналогів значення 0,81 серед діапазону від 0,49 до 0,9;

– значення маси корисного вантажу та стартової маси АКС відповідно суттєво відрізняються, що можна пояснити мініатюризацією систем керування і відповідно зменшення вимог до корисного вантажу;

2. Порівняння проектних параметрів БПЛА, що показало знаходження проектних параметрів БПЛА на рівні аналогів;
3. Порівняння аеродинамічних параметрів БПЛА, що показало високий коефіцієнт аеродинамічної якості та низький коефіцієнт лобового опору;
4. Порівняння траєкторій польоту БПЛА, що показало, що траєкторія польоту АКС відбувається при менших швидкісних напорах;
5. Порівняння економічних параметрів, що показало конкуруючу вартість виведення 1 кг корисного вантажу на низьку навколосемну орбіту АКС.

За результатами порівняння отриманої АКС з існуючими аналогами виконана наукова задача техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту.

## ВИСНОВКИ

За результатами комплексного теоретичного дослідження вирішена наукова задача техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту. В ході виконання дисертаційних досліджень отримані наступні наукові результати.

За результатами проведеного аналізу сучасного стану засобів виведення корисного вантажу на навколоземні орбіти встановлено, що перспективною для створення є авіаційно-космічна система повітряного старту, що включає використання багаторазового гіперзвукового безпілотного літального апарату з комбінованою силовою установкою та одноразовою ракетою космічного призначення.

Встановлено, що існуючі прототипи таких АКС мають наступні недоліки:

- наявність пілота, що ускладнює та підвищує вартість АКС;
- наявність складних спеціально спроектованих двигунів, що потребують тривалого відпрацювання;
- наявність складного регульованого повітрязабірного пристрою.

Вперше розроблена методика техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту, яка включає визначення наукової задачі, обрання основних технічних параметрів, економічних параметрів і критерію мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему.

З застосуванням нової методики:

1. Визначені проектні параметри АКС першого наближення, а саме відносні маси конструкції РКП (0,173 для першого ступеня, 0,206 для другого ступеня, 0,296 для третього ступеня) та БПЛА – 0,362, відносна маса обладнання БПЛА – 0,09, відносна маса двигунів БПЛА – 0,145, питомі імпульси РДТП – 290 с, ТРДД на форсажному режимі – 1800 с, ППРД – від 500 до 1000 с;
2. Визначені обмеження сумарної швидкості розгону АКС, а саме швидкість розгону на ТРДД до 600 м/с, швидкість розгону на ППРД до 2065 м/с, швидкості розгону ступенів РКП мають бути однаковими, втрати швидкості складають 1700 м/с;

3. Визначений допустимий швидкісний напор, що склав 34,3 кПа;
4. Визначена максимальна допустима температура на поверхні БПЛА, що склала 1500°C, яка була визначена для жаростійкого сплаву на основі ніобію типу ВН-2АЭ;
5. Визначена схема оцінки вартості створення АКС;
6. В результаті вирішення цільової функції за критерієм мінімізації отримані значення швидкості та висоти в момент розділення, а також основні техніко-економічні параметри АКС першого наближення в залежності від питомого імпульсу ППРД;
7. Визначена маса та вартість РКП другого наближення, що склали 3650 кг та 1,27 млн. дол. США відповідно;
8. Визначена маса та вартість БПЛА другого наближення, що склали 18850 кг та 14,63 млн. дол. США відповідно;
9. Обґрунтовані техніко-економічні параметри АКС, а саме:
  - швидкість та висота в момент розділення БПЛА та РКП – 6,4М та 30 км;
  - середній питомий імпульс ППРД – 1061 с;
  - стартова тягоозброєність БПЛА – 0,81;
  - маса корисного вантажу, що виводиться на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 28 кг, маса РКП – 3650 кг та маса АКС – 22500 кг;
  - максимальна температура на поверхні БПЛА – 1375°C;
  - коефіцієнт аеродинамічної якості БПЛА – 5;
  - вартість пуску АКС – 2,41 млн. дол. США та вартість виведення 1 кг корисного вантажу при виведенні на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 85,9 тис. дол. США

Виконано порівняння отриманих техніко-економічних параметрів АКС з існуючими аналогами, а саме:

1. порівняння основних параметрів АКС, що показало:
  - визначені висота та швидкість в момент розділення є близькими до аналогів, що мають схожу схему застосування і знаходяться у діапазоні від 30 до 35 км та від 6 до 7 М;

– стартова тягоозброєність має достатньо високий рівень і відповідає верхній межі діапазону значень аналогів значення 0,81 серед діапазону від 0,49 до 0,9;

– значення маси корисного вантажу та стартової маси АКС відповідно суттєво відрізняються, що можна пояснити мініатюризацією систем керування і відповідно зменшення вимог до корисного вантажу;

2. порівняння проектних параметрів БПЛА, що показало знаходження проектних параметрів БПЛА на рівні аналогів;

3. порівняння аеродинамічних характеристик БПЛА, що показало високий коефіцієнт аеродинамічної якості та низький коефіцієнт лобового опору;

4. порівняння траєкторій польоту БПЛА, що показало, що траєкторія польоту АКС відбувається при менших швидкісних напорах;

5. порівняння економічних параметрів, що показало конкуруючу вартість виведення 1 кг корисного вантажу на низьку навколосемну орбіту АКС.

За результатами порівняння отриманої АКС з існуючими аналогами виконана наукова задача техніко-економічного обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Манько, Т.А. Аэрокосмическая транспортная система – будущее Украины / Т.А. Манько, И.А. Гусарова, Д.С. Калиниченко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2019. – №XXVII. – С. – 84–89.
2. Феодосьев, В.И. Основы техники ракетного полета. Изд. 2-е – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1981. – 496 с.
3. Ракетные топлива / М.В. Асин, Ф.В. Смаль, А.З. Чулков и др.; под ред. Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. – М.: Мир, 1975. – 188 с.
4. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. – М.: Издательство «РЕСТАРТ», 2009. – 528 с.
5. Уманский, С.П. Ракеты-носители. Космодромы; под. ред. Ю.Н. Коптева. – М.: Издательство «РЕСТАРТ+», 2001. – 216 с.
6. Первушин А. Битва за звезды: Космическое противостояние – М.: ООО «Издательство АСТ», 2004. – 831 с.
7. Hypersonic Flight With Rocket Power and Air Breathing Propulsion Presented to Iowa State University Aerospace Engineering Department October 17, 2013.
8. Mehta, U Skylon Aerodynamics and SABRE Plumes / U. Mehta, A. Michael, J. Bowles, S. Pandya // AIAA 2015-3605. – 2015. – 21 p.
9. Предаченко, К. Двигатель для космолета // Популярная механика. – 2018. – №2 (184). – С. – 34–41.
10. Olds, J.R. Hyperion: An SSTO Vision Vehicle Concept Utilizing Rocket-Based Combined Cycle Propulsion / J.R. Olds, J. Bradford, A. Charania // AIAA 99-4944, 1999. – 13 p.
11. A. Bond Skylon users' manual / Reaction Engines Limited, SKY-REL-MA-0001, 2009. – 52 p.
12. Кукушкин, В.И. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета / В.И. Кукушкин, А.С. Левенко, В.В. Сербин // Космічна наука і технологія. – 2007. – №1 (13). – С. – 15–28.

13. Кукушкин В.И., Левенко А.С. Воздушно-космический самолет. Время поисков и свершений – Д.: Проспект, 2007. – 108 с.
14. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. Космические крылья. М.: ООО «ЛенТа Странствий», 2009. – 496 с.
15. Дудар, Э.Н. Многоразовые аэрокосмические летательные аппараты и системы – особенности полета и решаемые задачи // Вестник российской академии естественных наук. – 2011. – №3. – С. – 95–101.
16. Grantz A.C. X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives // AIAA 2011-7315. – 2015. – 14 p.
17. Falcon User's Guide, Space Exploration Technologies Corp. (SpaceX), April 2020 – 72 p.
18. Sacher P.W. The Engineering Design of Engine/Airframe Integration for the SÄNGER Fully Reusable Space Transportation System. Aerospace Consulting Report RTO-EN-AVT-185, 2010. – 32 p.
19. Bardenhagen, A. Interdisciplinary Design of Modern Hypersonic Waveriders Using the Integrated Program PrADO-Hy / A. Bardenhagen, H. Kossira, W. Heinze // ICAS Paper 94-1.4.1, 19th International Council of the Aeronautical Sciences. – 1994. – С. 1053–1063.
20. Koelle, D.E. SÄNGER II, An Advanced Launcher System For Europe / D.E. Koelle, H. Kuczera // Acta Astronautica. – 1989. – Vol 19, No 1. – P. – 63–72.
21. Jacob D., Sachs G., Wagner S. Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles: Final Report of the Collaborative Research Centres 253, 255 and 259. – 2005. – 666 p.
22. Bradford, J.E. Quicksat: A Two-Stage to Orbit Reusable Launch Vehicle Utilizing Air-Breathing Propulsion for Responsive Space Access / J.E. Bradford, A. Charania, J. Wallace, D.R. Eklund // AIAA 2004-5950.
23. Lang, N. Investigation of the Supersonic Flow Field around a delta wing using Particle-Image-Velocimetry // Proceedings of the 10<sup>th</sup> International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics. – 2000. – 13 p.

24. Gibbs Y. NASA Armstrong Fact Sheet: X-34 Advanced Technology Demonstrator. FS-060-DFRC. – 2014. – 2 p.

25. Yang, Y. Roadmap of Long March Reusable Launch Vehicle / Y. Yang, D. Hu, M. Yu // 57th International Astronautical Congress, IAC-06-D2.4.03. – 2006. – 12 p.

26. Ястремский, В.Л. Исследование возможности создания авиационно-космического ракетного комплекса на базе перспективных украинских транспортных самолетов / В.Л. Ястремский, Д.А. Попов, О.Я. Комаченко, А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, С.В. Сенчакова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2019. – №5 (157). – С. – 38–50.

27. Pegasus User's Guide, Orbital Sciences Corporation, Release 7.0, 2010 – 92 p.

28. LaucherOne Service Guide, Virgin Orbit, LLC, Version 2.1, 2020 – 57 p.

29. Wilhite A.W., Bartolotta P.A. Report of the Horizontal Launch Study. DARPA and NASA Report DFRC-E-DAA-TN3568. – 2011. – 77 p.

30. Лаврешов, Ю.В. Аэрокосмический ракетный комплекс на базе сверхзвуковых истребителей / Ю.В. Лаврешов // Военмех. Вестник БГТУ. – 2012. – №15. – С. – 70–72.

31. Пат. 2288136 Російська Федерація, B64C15/02, B64D5/00, B64G1/26. Авиационно-космический комплекс, Самолет, Многоступенчатая ракета и способ запуска космического аппарата / Дондуков А.Н., Новиков В.В., Давидсон Б.Х., Дробышевский В.Г., Микоян О.А. та ін.; заявник та власник патенту Дондуков А.Н., Новиков В.В., Давидсон Б.Х., Дробышевский В.Г., Микоян О.А. та ін. – № 2005140065/11; заяв. 22.12.2005; опубл. 27.11.2006. – 12 с.

32. Соболев, С. Не ошибиться в выборе // Техника молодежи. – 2000. – №7. – С. 24 – 26.

33. Кочуров, В.Л. Анализ концепций создания транспортных воздушно-космических систем / В.Л. Кочуров, О.В. Соловьев, В.А. Беспалый // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2012. – №1 (7). – С. – 151–154.

34. David A. Young, John R. Olds Responsive Access Small Cargo Affordable Launch Independent Performance Evaluation // AIAA 2005-3241.



35. David A. Young Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // AE8900 Special Project Report, May, 2004, Atlanta, Georgia 30332-0150, 54 p.

36. Улітенко, Ю. О. Модернізація турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння шляхом впорскування води в проточну частину повітрязбірника / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // Вісник двигунобудування. – 2014. – № 2. – С. 122–129.

37. Макеич, Г.С. Анализ продольного траекторного движения многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата при использовании аэродинамических схем «утка» и «бесхвостка» / Г.С. Макеич, М.Ю. Тюкаев, Я.Н. Чибисов // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2010. – №38. – С. – 1–8.

38. Макеич, Г.С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбо-прямоточной силовой установкой / Г.С. Макеич, М.Ю. Тюкаев, Я.Н. Чибисов // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2012. – №51. – С. – 1–20.

39. Улитенко, Ю.А. Проблемы выбора схемы силовой установки для первой ступени транспортно-космической системы / Ю.А. Улитенко, А.В. Еланский, И.Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №8 (105). – С. – 25–30.

40. Пат. 2331551 Російська Федерація, В64G 1/00. Способ выведения полезной нагрузки в космос многоразовой транспортно-космической системой (варианты) / Подгорнов Г.А., Шахмистов В.М., Шахов В.Г., Колготин О.В.; заявник та власник патенту Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева. – № 2006107096/11; заяв. 06.03.2006; опубл. 27.09.2007, Бюл. №23. – 17 с.

41. Пат. 2233772 Російська Федерація, В64G 1/14. Система запуску і транспортування корисної навантаження / Скотт Г., Вурст С.; заявник та власник патенту Спейс Аксес, ЛЛС – № 2001121731/11; заяв. 29.12.1999; опубл. 10.07.2003. – 28 с.

42. Пат. 5,740,985 США, В64G 1/14, В64G 1/40. Low Earth orbit payload launch system / Skott H., Wurst S.G.; заявник та власник патенту Skott H., Wurst S.G. – № 716,807; заяв. 16.09.1996; опубл. 21.04.1998. – 11 с.

43. Пат. 4,802,639 США, В64G 1/14. Horizontal take-off transatmospheric launch system / Hardy R., Hardy J., Kornell T.J., Tailquist K.M.; заявник та власник патенту Boeing Company – № 919,207; заяв. 14.10.1986; опубл. 07.02.1989. – 23 с.

44. Пат. 2159727 Російська Федерація, В64G 1/00, F41F3/06, В64D5/00. Спосіб виведення корисної навантаження на орбіту в космос / Близнюк В.И., Алешин Е.А., Бендеров В.В., Бондаренко Н.Н., Клименко В.И., Ростопчин В.В., Чевардов С.Г.; заявник та власник патенту Общество с ограниченной ответственностью "ТЕХКОМТЕХ" – № 99125996/28; заяв. 07.12.1999; опубл. 27.11.2000. – 4 с.

45. Пат. 107838 Україна, В64G 1/14, В64D 5/00. Спосіб виведення корисного вантажу на космічну орбіту / Калиниченко Д.С., Аксьоненко О.В., Полуян М.В., Тарасов В.Е., Задоя А.С.; заявник та власник патенту Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля – а 2013 00277; заяв. 08.01.2013; опубл. 25.02.2015, Бюл. №4. – 6 с.

46. Калиниченко, Д.С. Транспортно-космическая система на базе гиперзвукового беспилотного летательного аппарата / Д.С. Калиниченко // Военмех. Вестник БГТУ. – 2012. – №15. – С. – 56–58.

47. Аксёненко, А.В. Беспилотные летательные аппараты, разрабатываемые в КБ «Южное» / А.В. Аксёненко, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарёв, Н.В. Полуян // Збірник матеріалів 12 науково-технічної конференції «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах». – 2012. – С. – 37.

48. Аксёненко, А.В. Перспективные БПЛА / А.В. Аксёненко, Е.Ю. Баранов, Д.С. Калиниченко, А.П. Кушнарёв, Н.В. Полуян // Сборник тезисов 9-й научной конференции «Новітні технології – для захисту повітряного простору». – 2013.

49. Дегтярев, А.В. Сверхзвуковые беспилотные летательные аппараты / А.В. Дегтярёв, А.П. Кушнарёв, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксененко, Н.В. Полуян, Д.С. Калиниченко, И.Ф. Кравченко, А.В. Еланский // Тезисы докладов научно-практической конференции «Актуальные проблемы развития авиационной техники и опыт ее эксплуатации в особый период». – 2015.

50. Гусарова, И.А. Основные критерии выбора жаростойких и теплозащитных конструкций высотного гиперзвукового летательного аппарата / И.А. Гусарова, А.М. Потапов, Г.М. Голубков, Д.С. Калиниченко, Н.В. Полуян, Т.А. Манько // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2017. – №1 (113). – С. – 23–29.

51. Белов Г.В., Зоншайн С.И., Оскерко А.П. Основы проектирования ракет. Учебное пособие для вузов – М.: Машиностроение, 1975. – 256 с.

52. Михалев А.И., Алпатов А.П., Баклан И.В. Структурный синтез систем управления проектами: учебное пособие / под ред. А.И. Михалева - Днепропетровск: НМетАУ, ИК "Системные технологии", 2013, – 144 с.

53. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник та ін.; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Д.: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.

54. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

55. Калиниченко, Д.С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксёненко, А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян, В.Е. Тарасов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №4 (91). – С. – 27–32.

56. Kalynychenko, D A technical approach to select design parameters of the air-launched space systems / D. Kalynychenko // 64th International Astronautical Congress. – 2013. – С. – 7792–7799.

57. Калиниченко, Д.С. Выбор средства доставки полезного груза на орбиту / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, к.т.н. А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян // Тезисы

докладов 4-й международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее». – 2013. – С. – 27.

58. Калиниченко, Д.С. Выбор проектных параметров авиационно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.Э. Кашанов, Е.Ю. Баранов, А.В. Аксененко, Н.В. Полуян // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2014. – №1 (106). – С. – 80 – 88.

59. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Изд. 2-е, перер. и доп. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.

60. Чёрная, О.А. Цена на запуск ракетносителя, как один из центральных факторов международной конкурентоспособности / О.А. Чёрная // Вісник донецького університету, сер. В: Економіка і право. – 2007. – Вип.2 – С. – 219 – 227.

61. Куклінський, М.В. Обґрунтування вибору показників та їх аргументів в задачі багатокритеріального синтезу авіаційно-космічної системи / М.В. Куклінський // Міжнародний науково-технічний журнал «Інформаційні технології та комп'ютерна інженерія». – 2014. – №1 – С. – 57 – 63.

62. Методическая схема исследования технико-экономической эффективности одноразовых и многоразовых средств выведения [Текст] // ВИМИ, 1991. – 56 с.

63. Калиниченко, Д.С. Формування критерію ефективності для вибору проективних параметрів авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Е.Ю. Баранов. Н.В. Полуян // Космічна наука і технологія. – 2016. – №2 (99). – С. – 48 – 51.

64. Методические указания к решению задач по интерполяции функций. Составители: Калашников А.Л., Потёмин Г.В., Федоткин А.М., Фокина В.Н. Учебно-методическое пособие. – Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2016. – 35 с.

65. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
66. Проектирование самолетов. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фимин Н.А. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
67. Зуев В.С., Макарон В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. – М.: Машиностроение, 1971. – 368 с.
68. Артёмов, О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик): Монография. – М.: Компания Спутник+, 2006. – 374 с.
69. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета (Основы теории). М.: Машиностроение, 1977. – 216 с.
70. Авиационно-космические системы: Сборник статей под реакцией Г.Е. Лозино-Лозинского и А.Г. Братухина. – М.: МАИ, 1997. – 416 с.
71. Павлюк, Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов. – Челябинск: изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.
72. Нечаев, Ю. Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов / Ю. Н. Нечаев. – М.: Издание Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. – 214 с.
73. Sweetman, B. Aurora The Pentagon's Secret Hypersonic Spyplane. Motorbooks International Mil-Tech Series, 1993. – 98 p.
74. Балакин, В.Л. Оптимизация движения гиперзвукового самолета-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы / В.Л. Балакин, А.А. Бебяков, А.Г. Кочян // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2008. – №1. – С. – 23 – 32.
75. Бебяков, А.А. Оптимальное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты в атмосфере / А.А. Бебяков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2013. – №1 (39). – С. – 26 – 38.
76. Ingenito, A. Sizing of TBCC Hypersonic Airbreathing Vehicles / A. Ingenito, S. Gulli, C. Bruno // AIAA 2009-5186. – 2009. – 14 p.

77. Проблемы создания перспективной авиационной техники. – М: ФИЗМАТЛИТ, 2005. – 648 с.

78. Калиниченко, Д.С. Визначення вимог до матеріалів гіперзвукового літака-розгінника авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько, І.О. Гусарова // Збірник тез XXIII Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2021. – С. – 134.

79. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика. Ч. II Методы аэродинамического расчета.: Учебник для студентов вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1980. – 416 с.

80. Ниобий и тантал. Зеликман А.Н., Коршунов Б.Г., Елютин А.В, Захаров А.М. – М.: Металлургия, 1990. – 296 с.

81. Рудницкий, Н.П. Исследование прочности и пластичности слоистого композиционного материала системы Ti-Nb в диапазоне температур 290...1700 К / Н.П. Рудницкий // Проблемы прочности. – 2002. – С. – 116 – 122.

82. Dennis R. Jenkins X-15: Extending the Frontiers Of Flight, NASA SP-2007-9-001-HQ. – 2007, 682 p.

83. Dietrich E. Koelle Handbook of cost engineering for space transportation systems: Statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles, revision 2, Report No TCS-TR-184. – 2007, 283 p.

84. Greg J. Gstattenbauer Cost comparison of expendable, hybrid and reusable launch vehicles, AFIT/GSS/ENY/06-M06. – 2006, 118 p.

85. Valerdi, R. The constructive systems engineering cost model (COSYSMO): Dissertation doctor of philosophy. – California., 2005. – 152 p.

86. Система розроблення та поставлення продукції на виробництво. Правила виконання дослідно-конструкторських робіт. Загальні положення: ДСТУ 3974-2000 – Введ, 01.07.20 р. – Київ., 2000. – 38 с.

87. Satellites to be build and launched by 2028. A Euroconsult research report an extract. – Paris, 2019 – 15 p.

88. Nano/Microsatellite Market Forecast / W. Caleb, S. DelPozzo, B. Doncaster. SpaceWorks Presentation. 9th Edition, 2019. – 37 p.

89. Данилкин, А.П. Мировые тенденции развития малых спутников / А.П. Данилкин, В.А. Козлов // Национальная безопасность. – 2016. – №6. – С. – 136 – 149.

90. Миколаєнко, В. Наносупутник КПП на орбіті / В. Миколаєнко // Газета національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Київський Політехнік». – 2014. – №29 (3087). – С. – 3.

91. Стефанович, Дмитро. Наносупутник «PolyITAN-2-SAU» на орбіті! / Дмитро Стефанович // Газета національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського». Київський Політехнік». – 2017. – №17 (3196). – С. – 1 – 2.

92. Kalynychenko Technical and economic substantiation of the air launch aerospace system parameters / D. Kalynychenko, T. Manko, V. Pavlenko, T. Pavlenko // Space Science and Technology. 2023. 29, № 2 (141). P. 3-9.

93. Шевцов, В.Ю. Навчально-методичний посібник по дипломному проектуванню зі спеціальності «Проектування РКЛА» – Дніпропетровськ: ДНУ ім. О. Гончара, 2013. – 128 с.

94. Енотов В.Г., Кушнир Б.И., Пустовгарова Е.В. Автоматизированная проектная оценка характеристик маршевых двигателей на твердом топливе с корпусом из высокопрочных металлических материалов тактических и оперативно-тактических ракет. Учебно-методическое пособие – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2014. – 74 с.

95. Методика проектной оценки характеристик маршевых двигательных установок твердого топлива с поворотными управляющими соплами, пластиковыми цельномотанными корпусами и постановка ее на автоматизированный расчет. Учебно-методическое пособие / В.Г. Енотов, А.С. Кириченко, Б.И. Кушнир, Е.В. Пустовгарова; под. ред. Академика НАН Украины А.В. Дегтярева. 2-е изд., перераб. доп. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2018. – 149 с.

96. Линник, А.К. Композиты в конструкции ракет-носителей. Системный анализ проблем и перспектив разработки и применения: монография / А.К.

Линник, Р.Д. Красникова, В.И. Липовский, Е.Ю. Баранов; под. общ. ред. акад. А.В. Дегтярева. – Д.: ЛИРА, 2018. – 260 с.

97. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин; под ред. А.А. Лебедева. – М.: ОБОРОНГИЗ, 1962. – 548 с.

98. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов. / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.

99. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник / Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. – М.: Химия, 1985. – 240 с.

100. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. – М.: Машиностроение, 1977. – 344 с.

101. Проектирование, конструирование и производство авиационной техники. Под ред. Ю.Ю. Комарова. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 342 с.

102. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов / Д. Кюхеман – М: Машиностроение, 1983. – 656 с.

103. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М: Машиностроение, 1985. – 272 с.

104. X15. Advanced research airplane design summary. Report NO.NA-55-221.1955.

105. SR-71A Flight Manual, ISSUE E, 1986 – 961 p.

106. Бедретдинов И. Ударно-разведывательный самолет Т-4. – М.: Бедретдинов и Ко, 2005. – 248 с.

107. Практическая аэродинамика самолета МиГ 29. Учебное пособие. – М.: служебное издание ВВС, 1987 – 316 с.

108. EJ200 turbofan engine. The innovative power. MTU Aero Engines AG.

109. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под. ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.



110. Hirschel, E., Weiland, C. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles. – Berlin: Springer, 2009 – 518 p.
111. Weiland, C. Aerodynamic Data of Space Vehicles. – Berlin: Springer, 2014 – 355 p.
112. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. – 392 с.
113. Газодинамический расчет прямоточных ВРД и их характеристик: Учебное пособие / С.И. Барановский, Ю.В. Зикеева, В.В. Козляков, А.А. Степчков, А.Г. Тихонов. – М.: МАИ, 1988. – 55 с.
114. Денегин Н.В., Мельников В.В., Петраш В.Я. Проектирование летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями: Учебное пособие. – М.: МАИ, 1983. – 71 с.
115. Зуев Ю.В., Лепешинский И.А. Приближенный газодинамический расчет сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя: Учебное пособие. – М.: МАИ, 2009. – 70 с.
116. Команов Г.В., Колеватов С.Г., Колоколов А.А. Программно-методическое обеспечение термогазодинамического расчета энергетических установок и их характеристик. – Днепропетровск.: СП «ИНЭКС», 1989. – 34 с.
117. Калиниченко, Д.С. Визначення конструктивної схеми та матеріалів силової установки на базі прямоточного двигуна безпілотного літального апарату авіаційно-космічної системи / Д.С. Калиниченко, Т.А. Манько // Збірник тез XXVI Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». – 2024. – С. – 289–290.
118. Kornev, A. Integrated Approach to Gas-dynamic Designing of Supersonic Air Intakes of Aircraft / A. Kornev, S. Stetsenko, V. Yatsenko, A. Smolyakov, D. Kalinichenko // Aviation. – 2021. 25 (1). P. – 1–9.
119. Auxiliary power unit SAFIR 5 L. PBS Velká Bíteš.

120. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин; под ред. А.А. Лебедева. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
121. Атмосфера стандартная. Параметры: ГОСТ 4401-81 – Введ, 01.07.82 г. – Москва, 1981. – 180 с.
122. Кондратенко, Ф. И. Аэродинамический нагрев и теплозащита межконтинентальных баллистических ракет / Ф.И. Кондратенко, П.С. Савойский, В.И. Сидов, И.М. Фомищенко. – М.: Машиностроение, 1973. – 288 с.
123. Термодинамика и теплопередача / А.В. Болгарский, Г.А. Мухачев, В.К. Щукин. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1975. – 495 с.
124. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. Изд. 2-е, стереотип. М.: «Энергия», 1977. – 344 с.
125. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиационных специальностей вузов / В.С. Авдудевский, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов и др.; под ред. В.К. Кошкина – М. Машиностроение, 1075. – 624 с.
126. Production of spaceplane thermal protection systems scientific and technological matters / T.A. Manko, I.A. Husarova, A.M. Potapov, A.N. Simbirkina, Yu.V. Falchenko, A.F. Salenko, V.P. Solntsev V.P. // Технологические системы. – 2018. – №4. – С. – 7–14.
127. Гусарова І.О., Манько Т.А., Потапов О.М. Теплозахисні конструкції аерокосмічних літаків – Дніпро: ІД «Домінанта Прінт», 2017 – 156 с.
128. Титановые сплавы. Состав, структура, свойства. Справочник / А.А. Ильин, Б.А. Колачев, И.С. Польшкин – М.: ВИЛС – МАТИ, 2009. – 520 с.
129. Соловьев, О.В. Предельная оценка основных летно-технических характеристик транспортной воздушно-космической системы / В.Л. Кочуров, О.В. Соловьев, В.А. Беспалый // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – 2012. – №4 (33). – С. – 50–58.
130. Kalynychenko D., Manko T. Analysis of performance characteristics of aerospace systems. Space Science and Technology. 2024. 30, No 6 (151). p. 15–19.

131. Drenthe, N.T. Cost Estimating of Commercial Smallsat Launch Vehicles / N.T. Drenthe, B.T.C. Zandbergen, M.O. Van Pelt // 7 European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS). – 2017. – 15 p.

132. <https://en.wikipedia.org/wiki/LauncherOne>.