

О. І. Бердник, А. А. Пустовгаров, канд. фіз.-мат. наук М. Г. Снегірьов

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ ПОСАДКИ БАГАТОРАЗОВОГО ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ «ЦИКЛОН-5» НА МОРСЬКУ ПОСАДОЧНУ ПЛАТФОРМУ

Логічним етапом еволюції сучасної ракетно-космічної техніки стає створення ракет-носіїв багаторазового використання, у конструкції яких передбачено рятування їхніх складових частин (зокрема першого ступеня). ДП «КБ «Південне», як одне з провідних підприємств ракетно-космічної галузі, проводить відповідні розроблення. Наприклад, створено концептуальний проєкт ракети космічного призначення «Циклон-5» з багаторазовим першим ступенем. Способом його рятування було обрано ракетно-динамічну посадку з використанням маршових двигунів і спеціальних опор. Зважаючи на складнощі з вибором місць посадки ступеня, доцільним є винесення району посадки в море, при цьому як посадочну площадку буде використано морську платформу. Її може бути заздалегідь виведено в призначену точку, а після посадки на неї першого ступеня ракети застосовано в ролі транспорту, який здатен доставити ступінь якомога ближче до космічного центру, де відбудеться підготування до наступного пуску. Показано, яку конструкцію може мати перший ступінь багаторазового використання ракети космічного призначення, який вигляд може мати морська посадочна платформа. Зазначено, які технічні характеристики морської посадочної платформи та зовнішні (природні) фактори потрібно враховувати під час дослідження процесу посадки першого ступеня. Описано методологію проведення досліджень, змодельовано деякі характерні випадки спільного руху першого ступеня та посадочної платформи. У результаті проведеного аналізу динаміки посадки одержано значення та співвідношення різних параметрів, виведено певні залежності. Зазначено, що результати роботи матимуть цінність у разі переходу до практичної реалізації проєкту ракетно-космічного комплексу з багаторазовим першим ступенем.

Ключові слова: рятування першого ступеня, умови в точці посадки, параметри хитання, моделювання процесу посадки, спільний рух ступеня та платформи, аналіз динаміки посадки.

The development of reusable launch vehicles allowing for the recovery of their components (particularly the first stages) is a logical step in the evolution of modern space rocket technology. Yuzhnoye State Design Office, as one of the leading designers of space rocket technologies, engages in research efforts concerning this issue. For example, a conceptual design of the Cyclone-5 space launch vehicle with a reusable first stage was devised. A dynamic rocket landing using the primary propulsion system and special-purpose legs was chosen as the recovery method for the first stage. Considering the difficulties in selecting landing areas for the first stage, making it land on a seagoing platform in the sea seems reasonable. Such a platform may sail to the assigned location in advance and transport the first stage after landing as close as possible to the space flight facility to prepare it for the next flight. This paper shows the potential designs of the first stages of space launch vehicles and the seagoing landing platform. It also specifies the parameters of such a platform and the ambient (environmental) factors to be considered when studying the landing of a space rocket's first stage. This paper also describes the study procedure and simulates some scenarios of the joint motion of the first stage and the landing platform. The values and ratios of various parameters were determined from the analysis of the dynamics, and some relations were derived. The output of this work will be useful in proceeding to the practical realization of a space launch vehicle project with a reusable first stage.

Keywords: first stage recovery, environmental conditions at the landing location, parameters of seagoing platform motions, landing process simulation, the joint motion of a stage and a platform, the analysis of landing dynamics.

Вступ

Ракетно-космічні системи провідних світових держав усе чіткіше виявляють тенденцію розвитку в напрямі переходу до багаторазового використання ракет-носіїв. Правильність такого напрямку робіт підтверджує весь розвиток транспортної

техніки, у якій уже давно використовують багаторазові апарати. Але для відпрацювання ступенів ракет-носіїв багаторазове використання ускладнюється необхідністю їх повернення на Землю після відокремлення від ракет космічного призначення (РКП) на великій висоті та з великою швидкістю. Це потребує встановлення на такий

ступінь системи рятування та забезпечення стійкості ступеня до зовнішніх впливів на ділянці повернення, а також збільшення ресурсу всіх систем, що використовуватимуть багато разів.

Загалом одним із критичних параметрів ракетних ступенів є масова досконалість конструкції, що може значно знизитися через перехід до їх багаторазового використання. Це призведе до істотного зниження маси корисного вантажу та подорожчання виробництва ракет. Крім того, операції з повернення та підготування багаторазових ступенів до повторного пуску потребують створення більш складного й дорожчого наземного комплексу.

Хоча використання багаторазових ступенів забезпечує загальне зниження вартості пусків, результати економічного аналізу, що проводили ще в 70-ті роки XX століття, показували, що з урахуванням меншого корисного вантажу й потенційної частоти пусків окупність реалізовувалась уже наприкінці закінчення життєвого циклу ракети. У результаті, незважаючи на початок практичного розроблення багаторазових ракетних систем ще наприкінці 1960-х років, було створено лише одну частково багаторазову космічну систему – американський багаторазовий транспортний космічний корабель Space Shuttle, і його експлуатація виявилася більш витратною, ніж використання одноразових РКП.

Ситуація почала змінюватися вже в нинішньому столітті. Збільшення комерційного ринку космічних запусків і розвиток технологій призвели до того, що працювати над космічними транспортними системами отримали змогу не тільки багатомільярдні корпорації, але й молоді фірми, у тому числі стартапи. Інноваційні підходи до організації розроблення і впровадження новітніх технологій дали їм змогу самостійно (хоча й за державної підтримки) розробляти ракети-носії та космічні транспортні системи. Зокрема, первинна націленість компанії SpaceX на створення багаторазових ракет-носіїв дала їй змогу, після багаторічного шляху розробок і практичних експериментальних робіт, вивести у практичне використання першу в світі приватну (та другу після Space Shuttle) частково багаторазову ракету-носієй Falcon 9, у якій реалізовано

багаторазове використання блока першого ступеня та стулок головного обтічника. Паралельно з компанією SpaceX приватна компанія Blue Origin почала практичну експлуатацію повністю багаторазової одноступеневої суборбітальної системи New Shepard для космічного туризму. Обидві системи використовують для рятування першого ступеня метод ракетно-динамічної посадки.

Згодом про роботи зі створення частково багаторазових ракетно-космічних систем оголосили також ряд молодих космічних компаній Китаю, новозеландсько-американська Rocket Lab (яка вже успішно експлуатує РКП надлегкого класу Electron), а також кілька інших стартапів з різних країн світу. Про дослідження в галузі багаторазових систем заявили також американський концерн United Launch Alliance, європейське, китайське й російське космічні агентства, ряд інших фірм та організацій.

Конструкторське бюро «Південне», рухаючись у напрямі збереження високого рівня новизни й актуальності своїх перспективних досліджень, на цей час розробляє та аналізує характеристики перспективної РКП «Циклон-5» (рис. 1).



Рис. 1. РКП «Циклон-5»

У рамках створення цієї киснево-гасової РКП, що розробляють на базі компонентів і технологій РКП «Циклон-4М», одним із напрямів досліджень є розроблення системи рятування першого ступеня.

Результатом концептуального проєкту стала РКП «Циклон-5» – моноблокова, три-ступенева, що використовує на всіх ступенях рідкі компоненти палива: на першому та другому – рідкий кисень і гас, на третьому – азотний тетраоксид і несиметричний диметилгідрозин. Маючи стартову масу до 333 т, ця РКП забезпечує виведення корисних вантажів на наколоземні орбіти широкого діапазону, від низьких до високоеліптичних, включаючи геоперехідні та відльотні до Місяця й інших небесних тіл Сонячної системи.

Для забезпечення рятування та м'якої посадки блока першого ступеня РКП «Циклон-5» застосовано ракетно-динамічну посадку, вже апробовану на практиці іншими фірмами. Для м'якої посадки передбачається використовувати морську посадочну платформу (МПП), такий підхід забезпечує максимально широкий вибір мас корисних вантажів РКП і нахилів цільових орбіт.

Схема повернення та посадки багаторазового блока першого ступеня після відокремлення його від другого ступеня містить такі ділянки:

- орієнтація двигунами проти руху;
- коригувальний імпульс для прицілювання в район, де розміщено посадочну платформу;
- пасивний політ (з орієнтацією системою малої тяги) до початку входження в густі шари атмосфери;
- висотний гальмівний імпульс для зменшення швидкості входження в атмосферу та зниження теплових і динамічних навантажень на ракетний блок;
- пасивний політ в атмосфері з керуванням ґратчастими рулями та системою малої тяги;
- посадочний гальмівний імпульс, наприкінці якого блок здійснює м'яку посадку на морську платформу, при цьому здійснюється регулювання тяги центрального двигуна та керування за рахунок відхилення ґратчастих рулів і камери двигуна.

Перший ступінь ракети

У разі одноразового використання блок першого ступеня РКП «Циклон-5» складається з таких основних вузлів і систем:

- бака окиснювача;
- бака пального;
- хвостового відсіку;
- п'яти маршових двигунів: чотирьох РД870 і одного РД836, установлених на єдиній рамі, які використовують як компоненти палива рідкий кисень (окиснювач) і гас RP-1 (пальне);
- міжступеневого відсіку другого ступеня, що відокремлюється разом з блоком першого ступеня;
- пневмогідролічної системи;
- системи заправлення;
- системи керування витратою палива;
- елементів системи керування та системи вимірювання.

Для забезпечення багаторазового використання блока він має бути суттєво дороблений порівняно з блоком одноразового використання. Такими доробками є:

- значне підвищення ресурсу всіх систем блока, пов'язане з їх багаторазовим використанням і додатковими післяпольотними та передпольотними перевірками;
- підвищення міцності корпусу для забезпечення його надійності за багаторазового використання;
- розроблення нових варіантів двигунів, які мають достатній ресурс для багаторазового використання та забезпечують можливість багатократного запуску в польоті;
- оснащення блока системою рятування;
- нанесення теплозахисних покриттів на елементи конструкції, які зазнають значних теплових навантажень під час повернення ступеня.

До складу системи рятування входять:

- чотири посадочні опори;
- система кулькових пневмозамків, які утримують посадочні опори у складеному положенні;
- чотири ґратчасті аеродинамічні рулі;
- рушійна установка малої тяги (РУМТ);
- авіоніка посадки з джерелом електричного живлення;
- елементи пневмогідролічної системи (ПГС) для задіяння посадочних опор, системи кулькових пневмозамків, ґратчастих

аеродинамічних рулів, рушійної установки малої тяги.

Посадочні опори призначено для гасіння залишкової швидкості блока під час контакту з поверхнею посадочної площадки в процесі посадки та для зберігання вертикального положення блока під час стоянки після посадки. Чотири посадочні опори розміщено на корпусі хвостового відсіку і бака пального, у складеному положенні (польотна конфігурація) вони притиснуті до циліндричної поверхні бака пального, у розкладеному (посадочна конфігурація) – спираються на корпус у трьох точках. Пневмозамки розміщено на зовнішній поверхні хвостового відсіку та бака пального.

Посадочні опори розкладаються за кілька секунд до посадки ступеня: пневмозамки, що тримають опори у складеному положенні, відкриваються, й опори за допомогою пневмоштовхачів і телескопічних поршнів розгортаються в посадочне положення та фіксуються.

Блок першого ступеня в посадочній конфігурації наведено на рис. 2.

Чотири гратчасті аеродинамічні рулі призначено для коригування траєкторії повернення першого ступеня на атмосферній ділянці польоту. Вони розміщені в нижній частині міжступеневого відсіку й під час активного польоту першого ступеня складені вздовж його корпусу. Після розділення ступенів на команду від авіоніки посадки аеродинамічні рулі розгортаються до горизонтального положення (перпендикулярно поздовжній осі ступеня).

Стабілізацію та коригування траєкторії першого ступеня в атмосфері перед посадкою забезпечує робота аеродинамічних рулів, що можуть обертатися навколо власної осі, перпендикулярної напрямку польоту, та змінювати орієнтацію ступеня. Рух аеродинамічних рулів забезпечує система гідравлічних приводів, яку розміщено в міжступеновому об'ємі першого ступеня в районі верхнього днища бака окиснювача.

РУМТ призначено для забезпечення потрібної орієнтації багаторазового ступеня на верхньоатмосферній ділянці польоту, де аеродинамічні рулі не мають достатньої ефективності. РУМТ складається з баків окиснювача та пального, восьми керувальних ракетних блоків і пневмогід-

равлічної системи подавання (ПГСП), до складу якої входять балон наддуву, клапани тощо. Керувальні ракетні блоки сховані під аеродинамічними обтічниками на зовнішній поверхні міжступеневого відсіку, решту розміщено всередині цього відсіку.

Блок авіоніки посадки розміщено в міжбаковому об'ємі, що утворений нижнім днищем бака окиснювача та верхнім днищем бака пального.

Основні характеристики блока першого ступеня РКП «Циклон-5» наведено в табл. 1, масово-інерційні і центрувальні характеристики (МІЦХ) – у табл. 2.

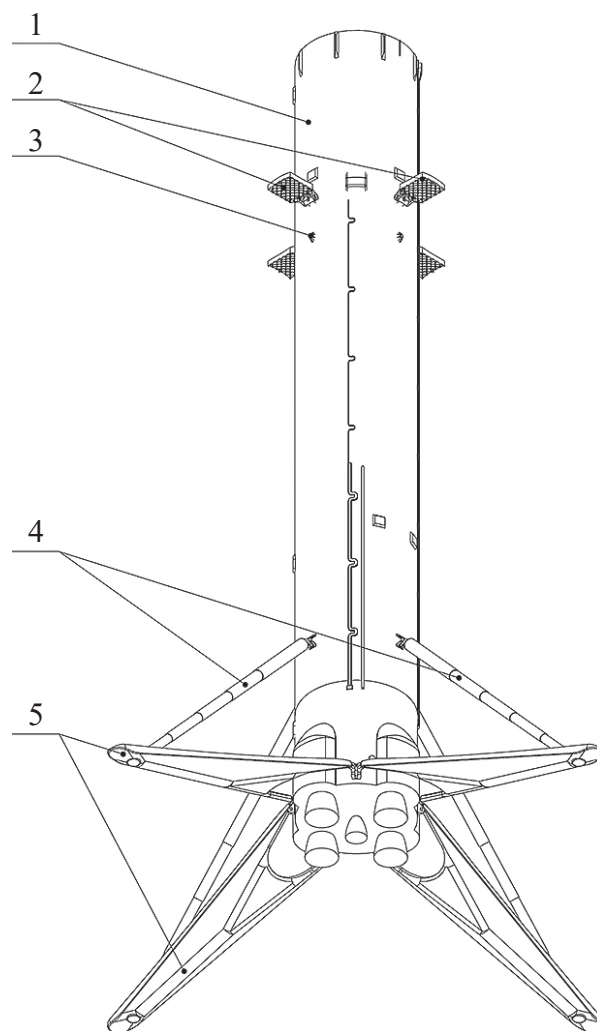


Рис. 2. Блок першого ступеня РКП «Циклон-5» у посадочній конфігурації:

- 1 – корпус блока; 2 – гратчастий руль; 3 – фіксатор гратчастого руля; 4 – телескопічний поршень; 5 – посадочна опора

Таблиця 1

Характеристики блока першого ступеня
у процесі посадки

Характеристика	Значення
Довжина корпусу, мм	30 171
Діаметр корпусу, мм	3 900
Діаметр по посадочним опорам у розкладеному стані, мм	22 066
Маса блока після відокремлення від РКП, кг	39 222
Кінцева маса блока, кг	26 348
Маса палива, що витрачається на ділянці спуску, кг	12 874

Таблиця 2

МПЦХ блока першого ступеня на момент
вимкнення двигуна у процесі посадки

Характеристика	Значення
M , кг	26 348
X , м	22,684
Y , м	0,005
Z , м	0,005
I_x , кг·м ²	168 156
I_y , кг·м ²	1 851 595
I_z , кг·м ²	1 851 595

X – поздовжня координата центру мас, відраховується від площини розділення першого та другого ступенів;

Y , Z – поперечні координати центру мас, відраховуються від поздовжньої осі.

Морська посадочна платформа

Термін «морська посадочна платформа» означає безпосередньо судно, на яке під час його перебування в морі здійснює посадку багаторазовий перший ступінь РКП «Циклон-5».

Термін «посадочна площадка» означає елемент у конструкції МПП, на який здійснює посадку ступінь, і на якому його транспортують до базового порту

Для розміщення посадочної площадки попередньо було обрано стандартну баржу-понтон (несамохідну баластовану баржу) завдовжки 121 м та завширшки 36 м з дедвейтом 22 800 т.

Буксирування баржі з базового порту в точку посадки та назад здійснюватиметься за допомогою буксира. Посадку першого

ступеня на МПП забезпечуватиме спеціальне судно керування.

Утримання платформи на місці в точці посадки забезпечує система динамічного позиціонування, до складу якої входять занурювані гвинторульові колонки.

Зовнішні умови під час посадки

Узято, що посадка першого ступеня РКП «Циклон-5» повинна здійснюватися в точці Північної Атлантики з координатами 45° 04' 48" північної широти та 55° 30' 00" західної довготи. У цьому районі знаходиться Велика Ньюфаундлендська банка.

Погодні умови в Північній Атлантиці досить часто бувають несприятливими. Температура повітря біля поверхні моря протягом року коливається від 0 °С в лютому до плюс 18 °С у серпні [1]. Стан моря в точці посадки досить мінливий, відзначається значним діапазоном висот хвиль. Їх середня висота в цілому помірна (1,25 м) [1].

Швидкість течії в точці посадки не перевищує 1 м/с.

Хитання морської посадочної платформи

Хитанням судна називають коливальні рухи, що здійснює судно відносно положення рівноваги. В основному хитання виникає під впливом гідродинамічних сил, зумовлених збурювальним ефектом вітрового коливання.

Залежно від напрямку коливань судна відносно стійкого положення рівноваги розрізняють три види хитання:

- бортове;
- кильове;
- вертикальне.

У реальних умовах плавання спостерігається та чи інша комбінація перерахованих видів хитання.

Вихідні дані для розрахунків посадки першого ступеня РКП та хитання МПП

Розрахунки процесу посадки першого ступеня на МПП проводили, починаючи з висоти 100 м над рівнем моря. Для визначення швидкостей вітру на потрібних

висотах в умовах відкритого моря було обрано формулу зведення:

$$V_h = V_{10} \left(\frac{h}{10} \right)^{0,12},$$

де V_h – швидкість вітру на потрібній висоті, м/с; V_{10} – швидкість вітру на висоті спостереження 10 м, м/с; h – потрібна висота, м.

Ураховуючи стан атмосфери в точці посадки, слід вважати, що найчастіше на висоті 10 м спостерігається швидкість вітру 11 м/с. Граничною швидкістю вітру, за якої можлива посадка першого ступеня РКП, визначено 15 м/с.

Для оцінення параметрів хитання було прийнято такі дані:

- висота хвиль – від 1,25 до 5,0 м з кроком 0,25 м;
- кут між напрямом ходу хвиль і діаметральною площиною морської посадочної платформи (курсний кут) – від 0° (платформа розташована носом до хвилі) до 90° (платформа розташована лагом до хвилі) з кроком 15° ;
- швидкість ходу МПП – 0 вузлів (знесення течією і хвилями повністю компенсоване роботою системи динамічного позиціонування);
- хвильовий рух – потенційний, безвихровий;
- характер хвиль – плоский двомірний;

- профіль хвилі – синусоїдальний;
- висота хвилі значно менше за її довжину;
- хвилювання – усталене й регулярне;
- між висотою хвилі та її довжиною існує пряма залежність, кожному значенню довжини відповідає одне значення висоти, що відображено в класичній формулі Ціммермана:

$$h_{\text{хвилі}} = 0,17 \cdot \lambda_{\text{хвилі}}^{0,75},$$

де $h_{\text{хвилі}}$ – висота хвилі, м; $\lambda_{\text{хвилі}}$ – довжина хвилі, м.

Для формування вихідних даних було побудовано спрощену 3D-модель баржипонтону. Це дало змогу з певною мірою наближення визначити такі характеристики баржі, як поздовжня і поперечна метацентричні висоти, положення центрів мас і величини, коефіцієнти повноти тощо (рис. 3). Схему відліку курсових кутів і ходу хвиль наведено на рис. 4.

Для розрахування характеристик МПП було взято, що маса встановлених елементів конструкції (у тому числі посадочної площадки), обладнання різних систем та інших складових становить 2 900 т, а маса баласту – 10 000 т. Баластом є забортна вода, яку приймають у спеціальні танки баржипонтону перед посадкою ступеня РКП.

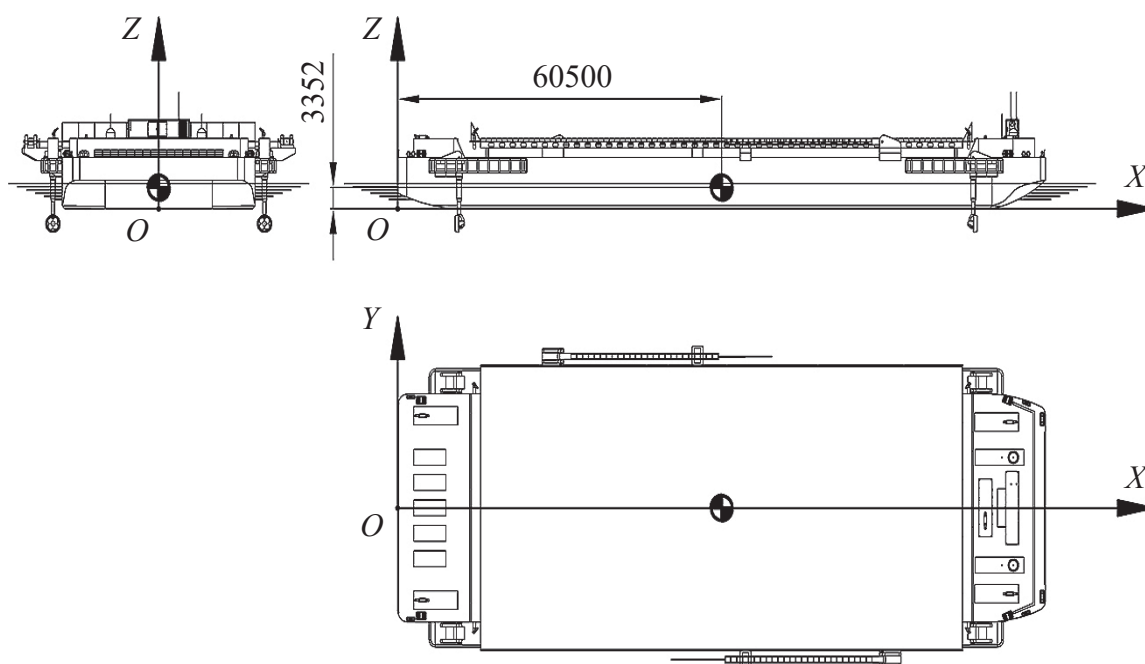


Рис. 3. Система координат і розміщення центру мас морської посадочної платформи

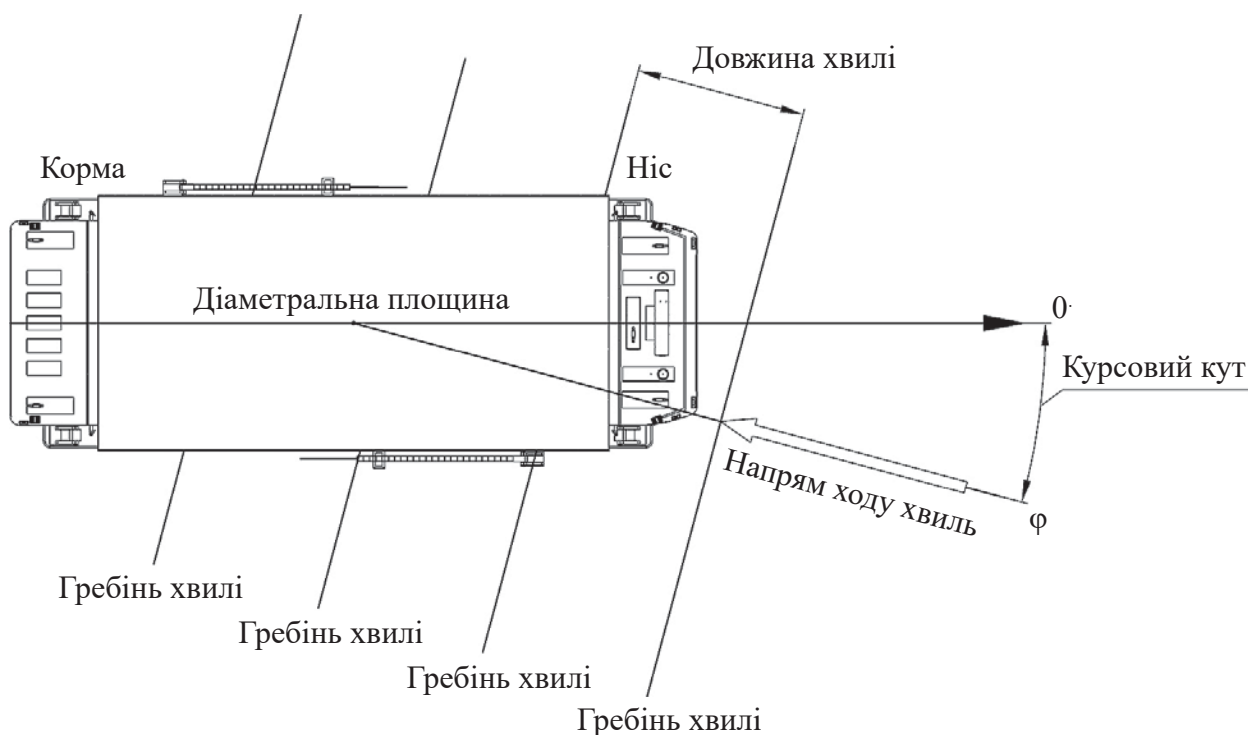


Рис. 4. Напрямок відліку курсових кутів і ходу хвиль

Основні характеристики МПП наведено в табл. 3. Їх визначено за рекомендаціями, викладеними в [2, 3].

Таблиця 3

Основні характеристики МПП

Характеристика	Значення
Довжина повна, м	121,000
Ширина по ватерлінії, м	36,000
Осадка з баластом, м	3,975
Водотоннажність з баластом вагова, т	16 700
Водотоннажність з баластом об'ємна, м ³	16200
Апліката центру величини, м	2,040
Апліката центру ваги, м	3,352
Поперечна метацентрична висота, м	27,348
Поздовжня метацентрична висота, м	326,700
Площа діючої ватерлінії, м ²	4 300
I_{xx} , кг·м ²	$2,182 \cdot 10^9$
I_{yy} , кг·м ²	$1,171 \cdot 10^{10}$
I_{zz} , кг·м ²	$1,893 \cdot 10^{10}$

Для визначення параметрів хитання було проведено розрахунки за формулами, викладеними в [4, 5].

З урахуванням деяких наближень посадки першого ступеня РКП розглядали під дією окремих видів хитання, а не їхніх комбінацій. Тому параметри хитання, наведені нижче, є оцінними (без урахування фазових зсувів бортового, кильового і вертикального хитання).

Для прикладу можна зазначити, що за висоти хвиль 1,25 м та зміни курсового кута від 0° до 90° параметри хитання морської посадочної платформи мають такі значення:

- період бортового хитання – від 4,793 до 3,595 с;
- амплітуда бортового хитання – від 0,019° до 0,221°;
- колова частота бортового хитання – від 1,311 до 1,748 Гц;
- період кильового хитання – від 4,793 до 7,529 с;
- амплітуда кильового хитання – від 0,026° до 0,009°;
- колова частота кильового хитання – від 1,311 до 0,835 Гц;
- період вертикального хитання – від 5,059 до 2,783 с;

- амплітуда вертикальних переміщень – від 0,1 до 0,163 м;
- колова частота вертикального хитання – від 1,242 до 2,257 Гц.

Методологія проведення аналізу посадки

Контакт багаторазового блока з посадочною площадкою здійснюється за допомогою чотирьох опор, які розкладаються в посадочну конфігурацію безпосередньо перед посадкою. У момент контакту подається команда на вимкнення двигуна й автомата керування.

На цьому етапі проєктування проблема моделювання спільного руху ступеня на ділянці посадки і МПП полягала у визначенні таких параметрів:

- переміщень опор і пікових зусиль у їхніх гідроциліндрах у процесі посадки;
- мінімального зазору між зрізами сопел маршових двигунів і площиною посадочної площадки;
- коефіцієнтів жорсткості та демпфірування гідроциліндрів опор, які забезпечують мінімальні зусилля під час посадки, з урахуванням виконання вимог щодо збереження заданого мінімального зазору між зрізами сопел маршових двигунів і площиною посадочної площадки та відсутності відскоку ступеня від площадки.

Також відстеженню підлягали факти відскакування ступеня від площадки, перевертання ступеня, а також ковзання по площадці в усьому діапазоні реалізації параметрів системи.

Для виконання поставлених завдань було створено модель системи в програмі проведення механічних розрахунків Automechanics «Euler». Ця програма дає змогу моделювати динаміку руху систем твердих і пружних тіл, з'єднаних шарнірами за впливу на них сил різної природи, у тому числі методом Монте-Карло.

Згадана система складалася з шести твердих тіл: морської посадочної платформи, першого ступеня РКП (без опор) і чотирьох опор. Опори приєднувалися до ступеня циліндричними шарнірами.

Амортизатор кожної опори моделювали як двоточкову силу, що містить у собі

пружний терм, лінійний за переміщенням штока амортизатора, та демпфірувальний терм, лінійний за швидкістю переміщення штока.

Зусилля зіткнення окремої опори і посадочної площадки моделювали контактною взаємодією між точкою на підшві опори й площадкою з урахуванням наявності достатньої сили тертя під час зміщення опори вздовж площадки.

На етапі попереднього моделювання було визначено неістотність впливу сил з боку ступеня на рух морської посадочної платформи. Тому рух платформи задавали як гармонічні коливання в трьох ступенях свободи: вертикального руху центру мас і нахилу платформи відносно центру мас у двох площинах.

Аеродинамічні сили, що діють на ступінь, моделювали заданням горизонтальної аеродинамічної сили в точці прикладення аеродинамічних сил (центр тиску). Координати центру тиску і значення аеродинамічного коефіцієнта розраховували, зважаючи на висотний профіль вітру. Також у моделі враховували залишкову силу тяги маршового двигуна ступеня та силу тяжіння, що діє на ступінь. Вигляд моделі в системі Automechanics «Euler» подано на рис. 5.

Динаміку руху першого ступеня РКП та морської платформи моделювали як ньютонівську динаміку руху твердого тіла з шістьма ступенями свободи засобами комплексу моделювання «Euler».

Моделювання проводили методом Монте-Карло для заданих величин сили вітру й амплітуд хитання морської платформи, що відповідають найгіршим погодним умовам. Варійованими параметрами обрали:

- розкид початкових параметрів руху ступеня за рахунок похибок системи керування: кутів нахилу, кутових і лінійних швидкостей;
- фази коливань платформи в трьох ступенях свободи;
- азимут вітру;
- розкид масово-інерційних характеристик ступеня;
- розкид значень залишкової сили тяги маршового двигуна.

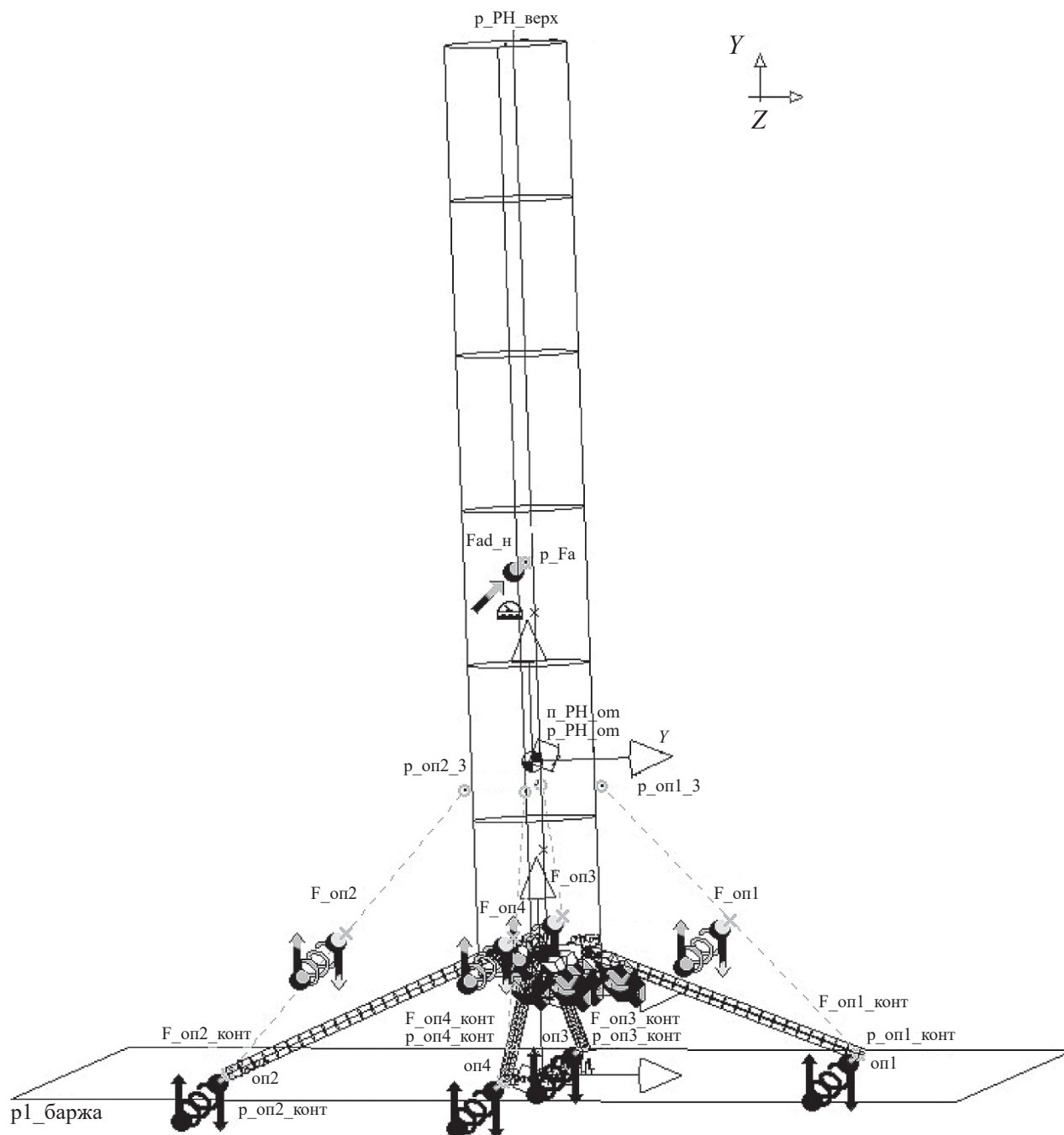


Рис. 5. Загальний вигляд моделі, що розглядають

Аналіз динаміки посадки

Динаміку посадки моделювали серіями по 10 000 випробувань для чотирьох значень коефіцієнтів жорсткості гідроциліндрів опор (50, 100, 200 і 300 тс/м), трьох номінальних швидкостей посадки (1, 2 та 3 м/с) і значень співвідношення між коефіцієнтами демпфування та пружності гідроциліндрів у діапазоні від 0,1 до 0,3 с.

Вихідними даними моделювання були:

- параметри руху центру мас ступеня (координати та швидкості центру мас від-

носно інерційної системи координат і платформи);

- параметри орієнтації ступеня (кути Ейлера та кутові швидкості відносно інерційної системи координат);

- сили в чотирьох гідроциліндрах;

- довжини чотирьох гідроциліндрів.

Під час аналізу результатів моделювання було виявлено таке:

- у всіх випадках посадки на площадку не відбувається перекидання ступеня;

- за нахилу МПП більш ніж на $2,1^\circ$ та коефіцієнта тертя опор 0,2 у деяких

реалізаціях спостерігається ковзання ступеня вздовж поверхні посадочної площадки;

– за коефіцієнта в'язкісного демпфірування в гідроциліндрах опор $k_{в'язк} < 0,15 (с) \cdot k_{пр}$ у деяких реалізаціях спостерігається відскакування ступеня від площадки після дотику, рекомендоване співвідношення між коефіцієнтами пружності та в'язкісного демпфірування у гідроциліндрах $k_{в'язк} \geq 0,2 (с) \cdot k_{пр}$;

– заспокоєння коливань ступеня відбувається за час від 1,1 до 2,3 с від моменту дотику;

– залежно від значення жорсткості опор значення динамічного осідання сопел двигунів під час посадки варіюється (на рівні 3σ) від 265 до 880 мм за номінальної швидкості посадки 1 м/с та від 335 до 1 100 мм за номінальної швидкості 3 м/с, значення статичного осідання після заспокоєння ступеня – у діапазоні від 213 до 590 мм;

– максимальні зусилля в гідроциліндрах опор лежать у межах від 20 до 86 тс.

Приклад залежності зусиль у гідроциліндрах опор від часу наведено на рис. 6.

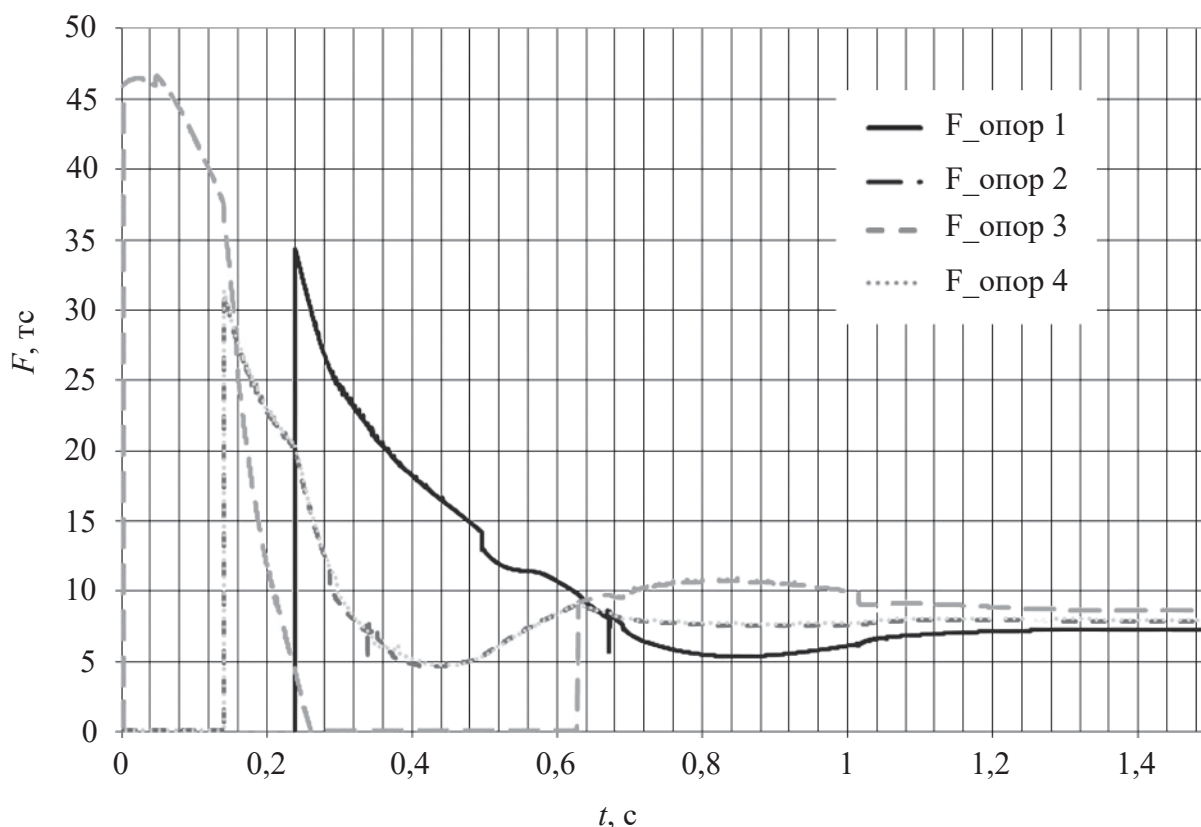


Рис. 6. Характерна залежність зусиль у гідроциліндрах опор від часу за несиметричного контакту опор з посадочною площадкою

Результати

Розглянуто конструкцію багаторазового першого ступеня РКП, повернення якого забезпечується посадкою на спеціальну морську платформу. Подано концептуальний вигляд МПП та обчислено її основні характеристики. Розраховано параметри хитання, які впливають на посадку.

Досліджено процеси, що супроводжують посадку багаторазового першого ступеня РКП на МПП, описано можливі її сценарії та характерні випадки (нормальна посадка,

відскакування ступеня від площадки, ковзання по площадці). Одержано результати розрахунків (кількісні параметри), з яких видно, що успіх посадки першого ступеня РКП на МПП залежить від багатьох факторів, у тому числі від стану моря та атмосфери. Найбільш критичний фактор – бортове хитання МПП, тому важливим є точне прогнозування погоди в точці посадки.

Одержані значення параметрів дали змогу уточнити параметри демпфірувальних елементів системи посадки багаторазового першого ступеня РКП «Циклон-5».

Висновки

На цей час все більше уваги приділяють створенню частково або повністю багаторазових РКП, оснащених системами рятування їхніх елементів.

Одним зі способів рятування, наприклад першого ступеня РКП, є посадка на морську платформу.

На підставі проведених розрахунків можна зробити висновки про можливість такої посадки, зокрема багаторазового першого ступеня РКП «Циклон-5» на МПП з обраними характеристиками, однак існують певні обмеження, які потрібно буде взяти до уваги.

Сукупність різних факторів, які впливають на успішність посадки першого ступеня РКП, треба враховувати під час практичної реалізації проєкту ракетно-космічного комплексу, зокрема під час проєктування та відпрацювання системи керування РКП і системи рятування першого ступеня, а також під час створення морської посадочної платформи.

Проведені роботи можуть стати теоретичною основою для подальшого розвитку

концепції ракетно-космічного комплексу з багаторазовим першим ступенем, який здійснює посадку на морську посадочну платформу.

Список використаної літератури

1. Атлас океанов. Атлантический и Индийский океаны. Главное управление навигации и океанографии Министерства обороны Союза ССР. 1977. 306 с.

2. Ашик В. В. Проектирование судов: Учебник. 2-е изд., перераб. и доп. Л.: Судостроение, 1985. 320 с., ил.

3. Новиков А. И. Оценка посадки, остойчивости и прочности судна в процессе эксплуатации: учебное пособие. Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2003. 136 с., ил.

4. Бородай И. К., Нецветаев Ю. А. Мореходность судов. Л.: Судостроение, 1982. 288 с.

5. Семёнов-Тян-Шанский В. В., Благовещенский С. Н., Холодилин А. Н. Качка корабля. Л.: Судостроение, 1969. 392 с.

Стаття надійшла 28.03.2025