УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2022.03.075

О. С. ПАЛІЙ

МОДЕЛІ ДЛЯ ОЦІНКИ МАСИ КОСМІЧНОЇ ІНДУСТРІАЛЬНОЇ ПЛАТФОРМИ ТА ЇЇ МОДУЛІВ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, України; e-mail: jerr_5@ukr.net

Мета статті – розробка моделей для оцінки маси космічної індустріальної платформи та її модулів. На початковому етапі розробки нового космічного апарата існує обмежений набір вихідних даних. Щодо космічної індустріальної платформи такими є: склад основних та допоміжних модулів; параметри технологічних процесів, що реалізуються на платформі (рівень вакууму та невагомості, енергетична потужність обладнання тощо); склад технологічного обладнання для виробництва на індустріальній платформі. Особливістю проєктування індустріальної платформи є те, що практично відсутні теоретичні роботи, що пов'язані з вибором параметрів платформи і логікою її проєктування на етапі концептуального проєктування. Процес проєктування в даній роботі розглядається стосовно до етапу концептуального проєктування. Цей етап характеризується тим, що про систему, що розробляється, відомо лише загальне уявлення про її компоновку, про типи передбачуваних основних службових систем, про деякі вихідні дані та параметри технологічних процесів, що планується реалізувати на платформі. Процес проєктування нової складної космічної системи, до якої належить індустріальна платформа, представляє собою багаторівневий ітераційний і оптимізаційний процес, під час якого визначаються і уточнюються її характеристики і масове зведення. Розроблено модель для оцінки маси індустріальної платформи та її модулів, при розробці якої проведено декомпозицію платформи і її складових до рівня елементів системи. Проведено статистичний аналіз масових часток бортових систем космічних апаратів. Визначено середні показники часток мас із досліджуваної вибірки космічних апаратів та їх відповідні показники розсіяння (дисперсія, середнє квадратичне відхилення). Для середніх показників і дисперсії визначено довірчі інтервали з надійною імовірністю 99,9 відсотка. Подальші дослідження з проєктування космічних індустріальних платформ планується проводити з урахуванням визначених масових часток систем супутників з урахуванням відповідних довірчих інтервалів, а саме мінімально і максимально можливих мас для тієї чи іншої системи.

Ключові слова: *космос, концептуальне проєктування, індустріальна платформа, модуль, вагова модель, статистичні показники.*

The goal of this paper is to develop mass models of a space industrial platform and its modules. At the initial stage of development of a new spacecraft, a limited set of basic data is available. For a space industrial platform, they are as follows: the configuration of its main and auxiliary modules, the parameters of the technological processes to be implemented on the platform (the vacuum and the microgravity level, the equipment energy capacity), and the manufacturing equipment configuration. A feature of industrial platform design is that there are few, if any, theoretical works on the choice of platform parameters and the logic of platform conceptual design. In this paper, the design process is considered as applied to the conceptual design stage. This stage is characterized by that nothing is known about the system to be developed except for the general concept of the platform layout, the expected types of the main service systems, some basic data, and the parameters of the technological processes to be implemented on the platform. The process of designing a new complex space system such as an industrial platform is a multilevel iterative and optimization process, during which its characteristics and the mass fractions of its components are determined and refined. The paper presents a mass model of an industrial platform and its modules, in whose development the platform and its components were decomposed to the level of system elements. A statistical analysis of the mass fractions of the onboard spacecraft systems was carried out. The mean values of the mass fractions for the sample of spacecraft under study and their scattering coefficients (the dispersion and the mean square deviation) were determined. For the mean values and the dispersion, 99.9 confidence intervals were determined. Further studies on the design of space industrial platforms are planned to be carried using the mass fractions of satellite systems and the confidence intervals, namely, the minimum and the maximum possible mass for a particular system, determined in this study.

Keywords: *space, conceptual design, industrial platform, module, weight model, statistical parameters.*

Вступ. Використання космічних індустріальних платформ при індустріалізації космосу у майбутньому дозволить вирішити проблеми глобального потепління та обмеженості існуючих земних ресурсів [1]. На початковому етапі розробки нового космічного апарата у розробників, як правило, в наявності обмежений набір вихідних даних. Так, при розробці космічної індустріальної платформи (КІП) є наступні вихідні дані: склад основних та допоміжних модулів; параметри технологічних процесів, що реалізуються на платформі (рівень вакууму та мікрогравітації, енергетична потужність обладнання тощо); склад технологічного обладнання для виробництва на індустріальній платформі [2, 3]. Особливістю проєктування КІП є те, що відсутні теоретичні роботи, що пов’язані з вибором параметрів платформи і логікою її проєктування на етапі концептуального проєктування. Процес проєктування нової складної космічної системи, до яких належить індустріальна платформа, представляє собою багаторівневий ітераційний і оптимізаційний процес, під час якого визначаються і уточнюються її характеристики і масове зведення. На початковому етапі визначається структура системи, що проєктується. Структуру КІП запропоновано в [2] та розвинено в [3].

Постановка задачі. Процес проєктування в даній роботі розглядається стосовно до етапу концептуального проєктування. Цей етап характеризується тим, що про систему, що розробляється, відомо лише загальне уявлення про її компоновку, про типи передбачуваних основних службових систем, про деякі вихідні дані та параметри технологічних процесів, що планується реалізувати на платформі. З літератури та нормативних документів щодо проєктування космічних систем [4 – 13] відомо, що на початковій стадії концептуального проєктування (стадія передпроєктних досліджень) після визначення структури нового космічного апарата необхідно провести аналіз мас його складових на базі статистичних даних. Це дозволить при заданій масі корисного навантаження, в нашому випадку технологічного обладнання для виробництва, по відомим величинам приведених мас визначити стартову масу КІП.

Метою даної роботи є розробка масових моделей космічної індустріальної платформи та її модулів.

В загальному вигляді КІП складається з основних та допоміжних модулів. Початкова маса індустріальної платформи $m_{КІП}$ визначається сумою мас основних $m_{ОМ}$, допоміжних $m_{ДМ}$ та промислового $m_{ПМ}$ модулів:

$$m_{КІП} = m_{ОМ} + m_{ДМ} + m_{ПМ} . \tag{1}$$

Маса основних модулів КІП визначається як сума мас: конструкції $m_{К}^{КІП}$, модуля керування $m_{МК}$, енергетичного комплексу $m_{ЕК}$, модуля забезпечення теплового режиму платформи $m_{МЗТР}^{КІП}$, модуля забезпечення орієнтації і стабілізації $m_{МЗОС}^{КІП}$, бортових маніпуляторів $m_{БМ}$, модуля командної радіолінії $m_{МКРЛ}^{КІП}$, приймальних доків $m_{ПД}$ та відвантажувальних доків $m_{ВД}$ і описується як:

$$\begin{gathered} m_{ОМ} = m_{К}^{КІП} + m_{МК} + m_{ЕК} + m_{МЗТР}^{КІП} + m_{МЗОС}^{КІП} + \\ + m_{БМ} + m_{МКРЛ}^{КІП} + m_{ПД} + m_{ВД} . \end{gathered}$$

Конструкція індустріальної платформи. Несуча конструкція індустріальної платформи включає основні несучі елементи (герметичні та негерметичні відсіки, ферми), внутрішні каркаси модулів, механізми та екрани (захист від фрагментів космічного сміття, радіаційний захист, поглиначі електромагнітних хвиль тощо).

Несучі герметичні та негерметичні відсіки та ферми разом із стикувальними пристроями, що входять до складу системи стикування приймального та відвантажувального модулів, об’єднують конструкцію станції в єдине ціле.

Герметичні відсіки забезпечують збереження унікального технологічного обладнання та його захист від впливу факторів космічного простору.

Ферми служать для розміщення великих виносних елементів станції: сонячних батарей, радіаторів системи забезпечення теплових режимів і технологічного устаткування. Маса конструкції $m_{К}^{КІП}$ залежить від мас: герметичних відсіків $m_{ГВ}^{КІП}$, негерметичних відсіків $m_{НГВ}^{КІП}$, ферм $m_{Ф}^{КІП}$, внутрішніх каркасів модулів $m_{ВК}^{КІП}$, захисних екранів $m_{ЗЕ}^{КІП}$ і визначається за формулою

$$m_{К}^{КІП} = m_{ГВ}^{КІП} + m_{НГВ}^{КІП} + m_{Ф}^{КІП} + m_{ВК}^{КІП} + m_{ЗЕ}^{КІП} .$$

Модуль керування. Модуль керування КІП можна умовно поділити на дві частини: керування бортовими системами платформи і керування технологічними процесами, що реалізуються на платформі. Головною задачею модуля керування індустріальною платформою є об’єднання її модулів в єдиний інформаційно-логічний комплекс.

До складу модуля керування КІП входять: бортова цифрова обчислювальна система, модуль керування бортовими системами та модуль керування технологічним процесом. Таким чином маса цього модуля залежить від мас: бортової обчислювальної системи $m_{БЦОС}$, модуля керування бортовими системами $m_{МКБС}$, модуля керування технологічним процесом $m_{МКТП}$ та визначається наступним чином

$$m_{МК} = m_{БЦОС} + m_{МКБС} + m_{МКТП} .$$

Енергетичний комплекс. Енергетичний комплекс складається с бортової енергетичної системи і розподіленої енергетичної системи. Маса даного комплексу залежить від маси бортової енергетичної системи $m_{БЕС}$ та маси розподіленої енергетичної системи $m_{РЕС}$ і визначається за допомогою виразу

$$m_{ЕК} = m_{БЕС} + m_{РЕС} .$$

Бортова енергетична система (БЕС) має у своєму складі сонячні батареї, акумуляторні батареї, струмопровідні кабелі, систему керування зарядом акумуляторних батарей. Маса $m_{БЕС}$ визначається сумою мас: сонячних батарей $m_{СБ}^{БЕС}$, акумуляторних батарей $m_{АБ}^{БЕС}$, ядерної установки $m_{ЯУ}^{БЕС}$, струмопровідних кабелів $m_{СК}^{БЕС}$ та модуля керування зарядом-розрядом акумуляторних батарей $m_{МКБ}^{БЕС}$ і описується наступним чином

$$m_{БЕС} = m_{СБ}^{БЕС} + m_{ЯУ}^{БЕС} + m_{АБ}^{БЕС} + m_{СК}^{БЕС} + m_{МКБ}^{БЕС} . \qquad (2)$$

У разі недостатнього енергозабезпечення бортової системи використовується допоміжна розподілена енергетична система. Одним із варіантів реалізації розподіленої системи є використання модулів накопичення електроенергії. Ці модулі розміщено на орбітах, які компланарні до орбіти КІП. Модулі накопичення енергії виконано у вигляді угрупування енергетичних космічних апаратів (ЕКА), головна функція яких накопичувати, зберігати та передавати енергію до КІП.

Конструктивно ЕКА складається із платформи, системи забезпечення теплового режиму, системи забезпечення орієнтації і стабілізації, акумуляторних батарей, системи передачі енергії до КІП. Існує декілька способів передачі енергії від ЕКА до КІП: контактний та безконтактний.

При контактній передачі енергії ЕКА зв’язані з енергетичною системою КІП за допомогою струмопровідних тросів. У цьому випадку маса ЕКА $m_{ЕКА}$ визначається сумою мас: платформи $m_{П}^{ЕКА}$, системи забезпечення орієнтації і стабілізації $m_{МЗОС}^{ЕКА}$, системи забезпечення теплового режиму $m_{МЗТР}^{ЕКА}$, сонячних батарей $m_{СБ}^{ЕКА}$, струмопровідних кабелів $m_{СК}^{ЕКА}$, модуля керування зарядом-розрядом батарей $m_{МКБ}^{ЕКА}$, акумуляторних батарей $m_{АБ}^{ЕКА}$

$$m_{ЕКА} = m_{П}^{ЕКА} + m_{МЗОС}^{ЕКА} + m_{МЗТР}^{ЕКА} + m_{СБ}^{ЕКА} + m_{СК}^{ЕКА} +$$
$$+ m_{МКБ}^{ЕКА} + m_{АБ}^{ЕКА}.$$

Маса контактної розподіленої енергетичної системи визначається наступним чином

$$m_{РЕС} = m_{ЕКА} + m_{СТ},$$

де $m_{СТ}$ – маса струмопровідних тросів, за допомогою яких ЕКА з’єднується з КІП.

При безконтактній передачі енергії ЕКА забезпечують модулем перетворення електричної енергії в електромагнітну. Далі за допомогою антени, яку розміщено на ЕКА, електромагнітний сигнал передається до КІП. Для отримання цього сигналу індустріальна платформа оснащується модулем приймання електромагнітного сигналу (ЕМС) від ЕКА. Модуль приймання електромагнітного сигналу оснащається спеціальною приймальною антеною-ректеною та модулем перетворення електромагнітного сигналу в електричний. Коли електромагнітний сигнал від ЕКА прийнято, проводиться зворотна процедура по перетворенню електромагнітного сигналу в електричний і за струмопровідним кабелем передається до КІП і проводиться зарядження акумуляторних батарей. При такій конфігурації маса ЕКА визначається як сума мас: модуля перетворення електричного сигналу в електромагнітний $m_{МПЕЕМ}$; антени, що передає електромагнітний сигнал $m_{АП}$; модуля перетворення електромагнітного сигналу в електричний сигнал. Маса безконтактної розподіленої енергетичної системи у цьому випадку визначається як

$$m_{РЕС} = m_{ЕКА} + m_{МПС},$$

$$m_{ЕКА} = m_{П}^{ЕКА} + m_{МЗОС}^{ЕКА} + m_{МЗТР}^{ЕКА} + m_{СБ}^{ЕКА} + m_{СК}^{ЕКА} + m_{МКБ}^{ЕКА} +$$
$$+ m_{АБ}^{ЕКА} + m_{МПС_1} + m_{АП},$$

$$m_{МПС} = m_{П}^{МПС} + m_{МЗОС}^{МПС} + m_{МЗТР}^{МПС} + m_{АРП} + m_{МПС_2}.$$

$m_{МПС_1}, m_{АП}$ – маси відповідно модуля перетворення електричного сигналу в електромагнітний і антени, що його передає; $m_{МПС}, m_{П}^{МПС}, m_{МЗОС}^{МПС}, m_{МЗТР}^{МПС}$, $m_{АРП}, m_{МПС_2}$ – маси відповідно модуля прийому електромагнітного сигналу, платформи модуля перетворення сигналу, модуля забезпечення орієнтації і стабілізації модуля перетворення сигналу, модуля забезпечення теплового режиму модуля перетворення сигналу, антени-ректени, що приймає електромагнітний сигнал, і модуля, що його перетворює в електричний.

Модуль забезпечення теплового режиму. Під час орбітального польоту на КІП діють зовнішні та внутрішні теплові потоки. До зовнішніх можна віднести випромінювання Сонця, випромінювання Сонця, що відбите від Землі, та власне випромінювання Землі. В залежності від кількості теплової енергії, яку потрібно відвести від КІП, модуль забезпечення теплового режиму може містити пасивну і активну складові.

Пасивна частина виконується у вигляді масивів екранно-вакуумної теплоізоляції (ЕВТІ) і використовується переважно для захисту бортової апаратури від дії теплових потоків космічного простору. На початковому етапі проєктування маса ЕВТІ має наступну функціональну залежність

$$m_{ЕВТІ} = \sum_{i=1}^{k} m_i^{ЕВТІ} ,$$

де $m_i^{ЕВТІ}$ – маса i-го шару теплоізоляції; k – кількість шарів теплоізоляції.

Під час реалізації технологічних процесів на КІП буде виділятися значна кількість теплової енергії. Наслідок того, що ЕВТІ здатна захищати лише від зовнішніх теплових потоків, для забезпечення заданого теплового режиму технологічного обладнання необхідно використання активної складової модуля забезпечення теплового режиму – системи терморегулювання (СТР), маса якої залежить від маси системи теплових труб $m_{ТТ}$, маси рідини-холодоагенту $m_{РХА}$, маси системи циркуляції холодоагенту $m_{СЦХ}$, маси системи радіаторів-випромінювачів $m_{РВ}$. Маса СТР $m_{СТР}$ визначається за формулою

$$m_{СТР} = m_{ТТ} + m_{РХА} + m_{СЦХ} + m_{РВ} .$$

В нульовому наближенні маса СТР представляється як функція від холодопродуктивності $Q^{КІП}$ та часу орбітального існування індустріальної платформи $T_{ОІ}^{КІП}$ і визначається за допомогою наступного виразу [13]

$$m_{СТР} = 110 \cdot \left(Q^{КІП}\right)^{0,8} \cdot \left(T_{ОІ}^{КІП} + 0,2\right)^{0,25} .$$

Холодопродуктивність платформи визначається наступною залежністю [13]:

$$Q^{КІП} = f\left(Q_С, Q_А, Q_З, Q_{ТО}, Q_{БС}, S_П, \alpha_А, \varepsilon_А\right),$$

де $Q_С, Q_А, Q_З, Q_{ТО}, Q_{БС}$ – теплові потоки сонячного випромінювання, альбедо Землі, земного випромінювання, випромінювання технологічного обладнання та бортових систем відповідно; $S_П$ – площа проєкції на площину потоку випромінювання; $\alpha_А$ – коефіцієнт поглинання поверхні; $\varepsilon_А$ – коефіцієнт випромінювання поверхні.

Модуль забезпечення орієнтації і стабілізації. Даний модуль складається з системи датчиків орієнтації і стабілізації та виконавчих органів. Система датчиків включає в себе: зоряний датчик, датчик системи навігації, сонячний датчик, магнітометр, гравіметри, які встановлено в зоні розміщення технологічного обладнання промислового модуля для контролю рівня гравітаційних мікроприскорень, в залежності від технологічного процесу, що реалізується на КІП. В залежності від вимог до точності орієнтації і стабілізації та вібраційних навантажень виконавчі органи мають наступний перелік: маршовий ракетний двигун, газодинамічні ракетні двигуни, електромагніти, гіродини. Модуль забезпечення орієнтації та стабілізації (МЗОС) КІП сумісно з МК керує виконавчими органами платформи в режимах корекції орбіти, орієнтації та стабілізації станції. Ця система забезпечує стабілізацію при стикуванні, включаючи автономне наведення на сервісний космічний апарат, що стикується до платформи, а також стабілізацію для забезпечення нормального функціонування технологічного обладнання. Система орієнтації та стабілізації здійснює автономну навігацію з використанням командних приладів, а також надає дані щодо положення Сонця для орієнтації сонячних батарей та радіаторів системи терморегулювання. Маса МЗОС $m_{\text{МЗОС}}^{\text{КІП}}$ визначається сумою мас: зоряного датчика $m_{\text{ЗД}}^{\text{МЗОС}}$, датчика системи навігації $m_{\text{ДСН}}^{\text{МЗОС}}$, сонячного датчика $m_{\text{СД}}^{\text{МЗОС}}$, магнітометра $m_{\text{М}}^{\text{МЗОС}}$, акселерометрів $m_{\text{А}}^{\text{МЗОС}}$, маршового ракетного двигуна $m_{\text{МРД}}^{\text{МЗОС}}$, газодинамічних ракетних двигунів $m_{\text{ГРД}}^{\text{МЗОС}}$, електромагнітів $m_{\text{ЕМ}}^{\text{МЗОС}}$, двигунів-маховиків $m_{\text{ДМ}}^{\text{МЗОС}}$, системи зберігання та подачі робочої речовини до двигунів $m_{\text{ЗПР}}^{\text{МЗОС}}$ і визначається як

$$m_{\text{МЗОС}}^{\text{КІП}} = m_{\text{ЗД}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{ДСН}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{СД}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{М}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{А}}^{\text{МЗОС}} + \\ + m_{\text{МРД}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{ГРД}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{ЕМ}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{ДМ}}^{\text{МЗОС}} + m_{\text{ЗПР}}^{\text{МЗОС}}.$$

Бортові маніпулятори. Бортові роботизовані маніпулятори на індустріальній платформі виконують функцію захоплення та переміщення по платформі різноманітних вантажів. Це може бути сировина, яку доставляє сервісний космічний апарат (СКА), продукти первинної або вторинної переробки та готова продукція. У загальному вигляді космічний маніпулятор складається з: базової конструкції, плечей, шарнірних суглобів, з’єднувальних пристроїв, комп’ютера, що керує маніпулятором, відеокамер візування, освітлювальних пристроїв. Маса одного маніпулятора $m_{\text{БМ}}^{\text{КІП}}$ визначається сумою мас його складових [14]: базової конструкції $m_{\text{БК}}^{\text{БМ}}$, плечей $m_{\text{П}}^{\text{БМ}}$, шарнірних суглобів $m_{\text{ШС}}^{\text{БМ}}$, з’єднувальних пристроїв $m_{\text{ЗП}}^{\text{БМ}}$, комп’ютера, що керує маніпулятором $m_{\text{ККМ}}^{\text{БМ}}$, відеокамер візування $m_{\text{ВКВ}}^{\text{БМ}}$, освітлювальних пристроїв $m_{\text{ОП}}^{\text{БМ}}$ і описується наступним виразом

$$m_{\text{БМ}}^{\text{КІП}} = m_{\text{БК}}^{\text{БМ}} + m_{\text{П}}^{\text{БМ}} + m_{\text{ШС}}^{\text{БМ}} + m_{\text{ЗП}}^{\text{БМ}} + m_{\text{ККМ}}^{\text{БМ}} + m_{\text{ВКВ}}^{\text{БМ}} + m_{\text{ОП}}^{\text{БМ}}.$$

Приймальні доки. Приймальні доки призначені для прийому, ідентифікації, дефрагментації і сортування сировини, що доставляється на індустріальну платформу СКА. Для причалювання до КІП сервісних апаратів на платформі встановлено спеціальні стикувальні системи, які виконують функції: амортизації, компенсації початкового промаху, зчеплення, вирівнювання, стягування, суміщення стику з остаточним вирівнюванням, жорстке з’єднання, розстикування, штовхання СКА після роз’єднання. Зчеплення сервісного апарата з доком може здійснюватися за допомогою спеціалізованого маніпулятора. Система стикування складається із корпусу, стикувального механізму та стикувального шпангоуту [15, 16]. Для інформаційного забезпечення процесу наведення і зближення СКА із системою стикування та ідентифікації вантажу на приймальному доці розміщуються оптичні та інфрачервоні датчики. Маса приймального доку $m_{ПД}^{КІП}$ визначається сумою мас: приймального маніпулятора $m_{ПМ}^{ПД}$, корпусу системи стикування $m_{КСС}^{ПД}$, стикувального механізму $m_{СМ}^{ПД}$, стикувального шпангоуту $m_{СШ}^{ПД}$, оптичних датчиків $m_{ОД}^{ПД}$, інфрачервоних датчиків $m_{ІЧД}^{ПД}$ і описується виразом

$$m_{ПД}^{КІП} = m_{ПМ}^{ПД} + m_{КСС}^{ПД} + m_{СМ}^{ПД} + m_{СШ}^{ПД} + m_{ОД}^{ПД} + m_{ІЧД}^{ПД} .$$

Відвантажувальні доки. Відвантажувальні доки необхідні для причалювання СКА, навантаження на нього готової продукції чи напівфабрикату і доставки до замовника. Конфігурація цих доків аналогічна приймальним докам. Приймаємо, що маса відвантажувальних доків $m_{ВД}^{КІП}$ дорівнює масі приймальних доків $m_{ПД}^{КІП}$

$$m_{ВД}^{КІП} = m_{ПД}^{КІП} .$$

Допоміжні модулі. Допоміжні модулі КІП використовуються для забезпечення функціонування технологічного обладнання, що встановлено в промисловому модулі. Згідно з [3] маса допоміжних модулів $m_{ДМ}^{КІП}$ КІП визначається сумою мас: модуля вакуумування $m_{МВ}^{ДМ}$, модуля зберігання сировини $m_{МЗС}^{ДМ}$, модуля первинної обробки сировини $m_{МПОС}^{ДМ}$, модуля подачі сировини $m_{МПС}^{ДМ}$, модуля відвантаження готової продукції $m_{МВП}^{ДМ}$; модуля зберігання готової продукції $m_{МЗП}^{ДМ}$ і описується наступним чином

$$m_{ДМ}^{КІП} = m_{МВ}^{ДМ} + m_{МЗС}^{ДМ} + m_{МПОС}^{ДМ} + m_{МПС}^{ДМ} + m_{МВП}^{ДМ} + m_{МЗП}^{ДМ} .$$

Промисловий модуль. На промисловому модулі встановлюється промислове обладнання для виготовлення відповідної продукції, на якому можуть бути реалізовані різні технологічні процеси, на виході яких виходять елементи конструкції об’єктів космічної техніки, а також нові речовини. На початковому етапі проєктування маса промислового модуля буде визначатися сумарною масою технологічних установок, які встановлено на ньому відповідно до технологічного процесу згідно з [3].

Для визначення діапазонів мас модулів КІП сформовано статистичну вибірку щодо складання масового зведення складових космічних систем, що проєктується, фрагмент якої наведено в таблиці 1. Статистична вибірка складала 55 космічних систем.

Таблиця 1 – Фрагмент статистичної вибірки приведених мас модулів до маси космічних систем

Космічна система (КС)	Приведена маса модуля m_i до маси КС $m_{КС}$							
	К	ЕМ	МЗТР	МЗОС	МК	МС	БМ	КН
КС-1	0,15	0,12	0,10	0,09	0,05	0,05	0,05	0,41
КС-2	0,41	0,10	0,08	0,13	0,10	0,04	0,04	0,11
КС-3	0,03	0,11	0,04	0,11	0,02	0,10	0,10	0,50
…	…	…	…	…	…	…	…	…
КС-55	0,22	0,27	0,05	0,12	0,05	-	-	0,29

В таблиці 1 позначено: К – конструкція КІП; Е – енергетичний модуль; ТР – модуль забезпечення теплового режиму; ОС – модуль забезпечення орієнтації і стабілізації; МК – модуль керування; МС – модуль стикування; БМ – бортові маніпулятори; КН – корисне навантаження.

Для статистичного аналізу вибірки, отриманої з [17 – 24], розрахуємо математичне очікування $\overline{m_{cp_j}}$, дисперсію S_j, стандартне відхилення σ_j та довірчі інтервали за формулами [25]

$$\overline{m_{cp_j}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \overline{m_{ij}} f_{ij}}{\sum_{i=1}^{n} f_{ij}},$$

$$S_j^2 = \frac{\sum_{i=1}^{n} \left(\overline{m_{ij}} - \overline{m_{cp_j}}\right) f_{ij}}{\sum f_{ij} - 1},$$

$$S_j = \sqrt{S_j^2},$$

$$\overline{m_{cp_j}} - \frac{S_j}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n} f_{ij}}} t_{1-\alpha/2} \left(\sum_{i=1}^{n} f_{ij} - 1\right) \le \overline{m_{cp_j}} \le \overline{m_{cp_j}} + \frac{S_j}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n} f_{ij}}} t_{1-\alpha/2} \left(\sum_{i=1}^{n} f_{ij} - 1\right),$$

$$\frac{\left(\sum_{i=1}^{n} f_{ij} - 1\right) S_j^2}{\chi^2\left(1-\alpha_2/2\right)} \le S_j \le \frac{\left(\sum_{i=1}^{n} f_{ij} - 1\right) S_j^2}{\chi^2\left(\alpha_2/2\right)},$$

де $\overline{m_{ij}}$ – приведена маса j-го модуля i-ї космічної системи; f_{ij} – частота у вибірці; $t_\alpha\left(\sqrt{\sum_{i=1}^{n} f_{ij}} - 1\right)$ – квантиль розподілу Стьюдента рівня $1-\frac{\alpha}{2}$. В роботі для оцінок $1-\frac{\alpha}{2}$=0,999; $\chi^2\left(1-\alpha_2/2\right) = 91{,}87185$, $\chi^2\left(\alpha_2/2\right) = 27{,}4677$ – значення критичних точок χ^2-розподілу при $1-\frac{\alpha_2}{2}$ і $\frac{\alpha_2}{2}$. Для оцінок в роботі $\alpha_2/2$ прийняте 0,999.

Розрахунок довірчих інтервалів проведено для визначення діапазонів вибору певної системи з урахуванням визначеного рівня довіри. Ці діапазони визначають гранично можливі значення мас на ту, чи іншу систему з огляду теорії проєктування класичних супутникових систем. Результати статистичного аналізу приведених мас підсистем КІП наведено в таблиці 2.

Таблиця 2 – Результати статистичного аналізу приведених мас підсистем індустріальної платформи

Модуль	К	ЕМ	МЗТР	МЗОС	МК	МС	БМ	КН
Математичне очікування $\overline{m_{cp_j}}$	0,2425	0,2295	0,0811	0,1007	0,1705	0,0633	0,0633	0,2595
Дисперсія S_j^2	0,0092	0,0077	0,0043	0,0021	0,0179	0,0010	0,0010	0,0114
Стандартне відхилення S_j	0,0960	0,0880	0,0655	0,0457	0,1336	0,0321	0,0321	0,1067
Довірчі інтервали для $\overline{m_{cp_j}}$	(0,199937 – 0,285619)	(0,189525 – 0,267883)	(0,053791 – 0,111395)	(0,081246 – 0,121717)	(0,113352 – 0,231833)	Надмала статистика	Надмала статистика	(0,21029 – 0,304524)
Довірчі інтервали для S_j^2	(0,00522 – 0,018468)	(0,004618 – 0,015446)	(0,002496 – 0,008347)	(0,001232 – 0,00412)	(0,010558 – 0,035314)	Надмала статистика	Надмала статистика	(0,006679 – 0,02234)

Висновок. Розроблено масову модель індустріальної платформи та її модулів, при розробці якої проведено декомпозицію платформи і її складових до рівня елементів системи. Проведено статистичний аналіз масових часток головних космічних систем супутників. Визначено середні показники часток мас із досліджуваної вибірки супутників та їх відповідні показники розсіяння (дисперсія, середнє квадратичне відхилення). Для середніх показників і дисперсії визначено довірчі інтервали з надійною імовірністю 99,9 відсотка. Подальші дослідження з проєктування космічних індустріальних платформ планується проводити з урахуванням визначених масових часток систем супутників з урахуванням відповідних довірчих інтервалів, а саме мінімально і максимально можливих мас для тієї чи іншої системи.

1. *Алпатов А. П., Горбулин В. П.* Космические платформы для орбитальных промышленных комплексов: проблемы и перспективы. Вісн. НАН України. 2013. № 12. С. 26–39. https://doi.org/10.15407/visn2013.12.026
2. *Palii O. S.* State of the art in the development of orbital industrial platforms. Teh. meh. 2021. No. 3. P. 70– 82. https://doi.org/10.15407/itm2021.03.070
3. *Палій О. С.* Класифікація технологічних процесів за їхньою реалізацією на космічній індустріальній платформі. Технічна механіка. 2022. № 2. С. 123–136. https://doi.org/10.15407/itm2022.02.123
4. *Fortescue P., Stark J., Swinerd G.* Spacecraft systems engineering. Fourth edition. John Wiley & Sons Ltd, Chichester, 2011. 724 p. https://doi.org/10.1002/9781119971009
5. *Larson W. J., Wertz J. R.* Space Mission Analysis and Design. Third edition. El Segundo, California: Microcosm Press, 2005. 976 p.
6. *Лебедев А. А., Баранов В. Н., Бобронников В. Т. и др.* Основы синтеза систем летательных аппаратов. М.: Издательство МАИ, 1996. 444 с.
7. Проектирование и испытание баллистических ракет. Под редакцией *В. И. Варфоломеева и М. И. Копытова*. М.: Воениздат, 1970. 392 с.
8. *Козлов Д. И., Аншаков Г. П., Агарков В. Ф. и др.* Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
9. *Чеботарев В. Е., Косенко В. Е.* Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2011. 488 с.
10. *Brown. Ch. D.* Elements of spacecraft design. Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 610 p.

11. NASA Systems engineering handbook. NASA SP-2016-6105 Rev2 supersedes SP-2007-6105 Rev 1 dated December, 2007. 297 p. URL: https://nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_systems_engineering_handbook_0.pdf (last accessed 28.07.2022).
12. ECSS-E-ST-10C Rev.1. Space engineering: System engineering general requirements. Valid since 15 February 2017. Noordwijk, The Netherlands: ECSS Secretariat ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2017. 116 p. URL: https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10c-rev-1-system-engineering-general-requirements-15-february-2017/ (last accessed 28.07.2022).
13. *Гущин В. Н.* Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272.
14. *Siciliano B., Khatib O.* Springer Handbook of Robotics. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2016. 2259 p. https://doi.org/10.1007/978-3-319-32552-1
15. *Сыромятников В. С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
16. *Fense W.* Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. Cambridge: Cambridge University Press, 2003. 517 p. https://doi.org/10.1017/CBO9780511543388
17. *Толяренко Н. В.* Основы проектирования орбитальных станций. М.: Издательство МАИ, 1994. 64 с.
18. *Пугаченко С. Е.* Проектирование орбитальных станций. М: МГТУ им. Баумана, 2009. 175 с.
19. *Dorsey J. T.* Dynamic characteristics of power-tower space stations with 15-foot truss bays: NASA Technical Memorandum. URL: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19860016885/downloads/19860016885.pdf (last accessed 20.07.2022).
20. *Куренков В. И., Салмин В. В., Прохоров А. Г.* Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения. Самара: Издательство СГАУ, 2007. 160 с.
21. *Сафронов С. Л., Ткаченко И. С., Иванушкин М. А., Волгин С. С.* Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на базе унифицированных платформ. Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. 276 с.
22. *Шевцов В. Ю.* Проектування космічних апаратів: конспект лекцій. Д.: РВВ ДНУ, 2008. 100 с.
23. *Pathak P. N.* A statistical analysis of weight and cost parameters of spacecraft with special reference to «Aryabhata». Proc. Indian Acad. Sci. 1978. Vol. C 1, No. 3. P. 303–312. https://doi.org/10.1007/BF02842878
24. AE1222-II: Aerospace Design & Systems Engineering Elements I. Part: Spacecraft (bus) design and sizing. URL: http://www.fisme.science.uu.nl/woudschotennatuurkunde/verslagen/Vrsl2013/lezingen/za-Zandbergen/Reader%201222%20-%20Spacecraft%20Design%20(total)_%202013-2014_v2.pdf (last accessed 28.07.2022).
25. *Alpatov A. P., Kravets Vik. V., R Kravets Vol. V., Lapkhanov E. O.* Verification of analytical antiderivatives forms using correlation analysis for mechanical problems. Teh. meh. 2022. No 1. P. 26–35. https://doi.org/10.15407/itm2022.01.026

Отримано 30.08.2022,
в остаточному варіанті 04.10.2022