

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.033>

УДК 629.7.01-048.78(047.31)

О. О. ВАМБОЛЬ¹, канд. техн. наук, доцент, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1719-8063>

E-mail: olexii.vambol@khai.edu

І. В. КАЛУЖИНОВ¹, канд. техн. наук, пров. наук. співроб.

SCOPUS: <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57221046997>

E-mail: kaluzhynov@gmail.com

К. П. БАРАХОВ¹, канд. техн. наук, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1714-7917>

E-mail: kpbarakhov@gmail.com

А. В. КОНДРАТЬЄВ², д-р техн. наук, професор, професор

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net; andrii.kondratiev@kname.edu.ua

¹Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ»

вул. Чкалова 17, Харків, Україна, 61070

²Харківський національний університет міського господарства імені О. М. Бекетова

вул. Маршала Бажанова 17, Харків, Україна, 61002

ОГЛЯД І АНАЛІЗ СУЧАСНИХ КЕРОВАНИХ СИСТЕМ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

На сьогоднішній день є актуальним розроблення систем забезпечення доставки на спеціальні майданчики приземлення таких об'єктів ракетно-космічної техніки, що підлягають порятунку або повторного використання. До таких об'єктів відносяться ракетні двигуни або прискорювачі перших ступенів ракет-носіїв. Застосування традиційних парашютних систем не завжди забезпечує необхідну ймовірність виконання польотного завдання, що суттєво збільшує ризик виникнення небезпечних ситуацій для населення та наземної інфраструктури.

В статті проведений аналіз існуючих керованих систем точного повітряного десантування. Розглянуто конструктивні особливості різних типів керованих систем точного повітряного десантування вантажів та їхніх технічні характеристики. Визначено головні недоліки та сильні сторони розглянутих керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Грунтуючись на проведеному аналізі розроблено типову конструктивну схему для представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Показано, що проведення експериментальних випробувань розробленої типової конструктивної схеми з використанням фізичної динамічно подібної моделі є найбільш ефективним і раціональним.

Розроблено динамічно подібну модель для проведення відпрацювання система автоматичного керування, а також для проведення експериментальних досліджень конструкції керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Обговорюються перспективи подальших досліджень, спрямованих на розроблення сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів за рахунок використання експериментальної системи для відпрацювання модифікацій компонування і конструкцій базової моделі з використанням принципу масштабування за теорією подібності.

Ключові слова: парашютна система, система точної повітряної доставки вантажів, конструктивна схема, динамічно подібна модель.

Цитування: Вамболь О. О., Калужинів І. В., Барахов К. П., Кондратьєв А. В. Огляд і аналіз сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів. *Космічна наука і технологія*. 2023. № 5 (144). С. 33–50. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.033>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. ВСТУП

Одним із найбільш важливих показників ракет-носіїв космічного призначення як транспортного засобу є питома вартість виведення корисного навантаження на цільову орбіту, що безпосередньо залежить від витрат на виготовлення ракет-носіїв [23, 34]. Одним з найефективніших шляхів мінімізації вартості ракет-носіїв є повторне використання їхніх коштовних елементів [10, 35, 39]. Скорочення фінансових витрат, що отримуються від порятунку та повторного використання таких елементів ракетно-космічної техніки, як ракетних двигунів або прискорювачів першого ступеня ракет-носіїв, створює умови для розробки систем, здатних забезпечувати доставку таких вантажів на спеціальні майданчики приземлення [9, 10, 24, 33]. Повернення на землю таких об'єктів суттєво збільшує ризик виникнення небезпечних ситуацій для населення та наземної інфраструктури [13, 16, 40]. З метою зменшення ризиків для людей та майна необхідно забезпечити максимальну вертикальну швидкість приземлення для систем високоточної доставки вантажів — не більше 5 м/с [41]. За допомогою балістичних розрахунків траєкторії повернення космічних апаратів, що рятуються, можна визначити тільки у встановлених допусках [27]. Тому розрахункова точка для введення парашутної системи завжди відома приблизно [14, 29]. Відповідно парашутна система повинна мати достатню здатність до планування та подолання впливів вітру для точного приземлення на заданий посадковий майданчик.

У багатьох країнах, зокрема і в Україні, ведуться роботи зі створення системи високоточного повітряного десантування вантажів. В іноземній літературі ці системи отримали загальне найменування: системи точної наведеної повітряної доставки вантажів — “Guided Precision Aerial Delivery System” (GPADS).

Використання аеродинамічних парашутів дозволяє безпечно здійснювати десантування з великої висоти та на значній відстані [5, 6, 31, 32]. Використовуючи глобальні навігаційні системи позиціонування (GPS) було досягнуто високої точності спуску вантажів, на даний мо-

мент кругове імовірне відхилення становить не більше 100 м. Збройні сили провідних країн вже визнають перевагу керованих систем точного десантування у поповненні передових військових підрозділів або окремих груп. Десантування вантажів з великої висоти понад 9000 м дає можливість частково або навіть повністю уникнути входу в зону ураження ППО противника. Крім того, можливість скидання вантажів на значному віддаленні понад 10 км дозволяє здійснювати десантування вантажів не розкриваючи точного наземного розташування власних військ та позицій на землі. Застосування певних парашутних систем є корисним, оскільки алгоритми автопілота автономних керованих пілотних одиниць здатні компенсувати місцеві вітри під час польоту та здійснювати точне керування до запрограмованого пункту призначення.

2. АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ І ПОСТАНОВКА ЦІЛЕЙ ДОСЛІДЖЕННЯ

На сьогоднішній день застосування традиційних парашутних систем не завжди забезпечує необхідну ймовірність виконання польотно-го завдання: десантування вантажів в гірських умовах, в районах зі складним рельєфом місцевості, лісах, в умовах складних метеорологічної ситуації та під час природних й техногенних катастроф. Звичайно, некеровані парашутні системи сильно залежать від погодних умов і відрізняються невисокою точністю приземлення. Успішність виконання місії вимагає високої точності десантування, яка може бути забезпечена керованою системою точного повітряного десантування вантажів для широкого спектру вантажів (від 0.1 до 3 т).

Керовані системи точного повітряного десантування вантажів — це автономні транспортні засоби, які десантуються з борту авіаційного транспортного засобу під керованим круглим парашутом або прямокутним куполом парашуту. Такі системи активно використовуються збройними силами провідних країн світу найчастіше як спосіб тилового забезпечення бойових підрозділів, а також при проведенні гуманітарних й рятувальних операцій. Вони є сучасним продуктом еволюції методів повітряної доставки

або десантування, які набули широкого поширення під час Другої світової війни.

Слід зазначити, що керовані системи точного повітряного десантування вантажів можуть використовуватись під час виконання місій у важкодоступних районах, які характеризуються важкими інфраструктурно-кліматичними обмеженнями (широкий діапазон метеорологічних умов та температури навколишнього середовища, вологість та атмосферний тиск, сильний поривчастий вітер, висока хмарність та опади, низька видимість, грози), складним рельєфом чи слаборозвиненістю інфраструктури. Зазвичай такі умови не дозволяють застосовувати наземний транспорт або стандартну доставку повітрям авіацією зі здійсненням посадки у точці призначення, тому необхідне формування методології розвитку та функціонування транспортної авіаційної мобільності у важкодоступних районах.

Потреба у спеціалізованих авіаційних системах, що розробляються для доставки вантажів у важкодоступні райони, актуальна у багатьох сферах застосування: запобігання аварійним техногенним ситуаціям, розташованих у гірських районах, доставка вантажів у райони стихійних лих, у гарячі точки, оперативне постачання продуктів харчування, інших товарів споживання та медикаментів, обладнання для наукових досліджень, запчастин для ремонту тощо.

Парашутні системи на основі планувальних парашутів оснащуються системами стабілізації положення вантажу та системами дистанційного керування (RCS — Remote Control Systems). Сучасні перспективні системи керування з використанням штучного інтелекту на основі нейронних мереж дозволяють досягти дуже високої точності посадки вантажу. Застосування системи взаємного обміну даними між парашутними системами (так звана система “Рій”) дозволить з високою точністю здійснювати десантування групи вантажів. Також процес доставки вантажу може включати застосування пристроїв для пошуку вантажу, а певна конструкція забезпечить надійність приземлення вантажу.

У світлі сказаного вище цілями нашого дослідження будуть:

1. Аналіз характеристик сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

2. Розроблення на базі результатів проведеного аналізу типової конструктивної схеми для представника сімейства керованої системи точного повітряного десантування вантажів.

3. АНАЛІЗ ТА УЗАГАЛЬНЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СУЧАСНИХ КЕРОВАНИХ СИСТЕМ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

Розробкою і технологією створення керованих систем точного повітряного десантування вантажів на сьогоднішній день займається обмежене число країн світу: США, Франція, Німеччина, Канада, Росія і Китай. Як правило, передові розробки в цьому напрямку є закритими. Регулярне застосування подібних систем Збройними силами США відоме з 2008 року і здійснювалось при проведенні військових операцій в Афганістані, Іраку та Сирії. Сучасні керовані системи точного повітряного десантування вантажів досягли високого ступеня точності при наведенні на нерухомих ціль на суші. У недавніх конфліктах в Іраку та Афганістані ВПС США та армія США поклалися на повітряну доставку для поповнення запасів передових оперативних баз, які були широко розосереджені по регіону операцій і часто перебували на пересіченій місцевості.

Компаніями “Boeing” та “Vertigo”, а також ВПС США було розроблено і запропоновано низьковитратну керовану систему десантування (AGAS) (рис. 1).

Цей проект містить низьковитратне командне керування, систему наведення та навігації десантування. Основною метою проекту AGAS є розміщення системи командного керування в класичних вантажних парашутах круглого типу та у стандартному вантажному контейнері. Конструктивно концепт включає в себе застосування модуля GPS та давачів напрямків, а також блоку маршрутизації. Крім того, у проекті було реалізовано впровадження приводу пневматичних штучних м'язів. Навігаційна система і модуль керування підключаються до стандартної вантажної платформи



Рис. 1. Керована система десантування AGAS 2000 [18]



Рис. 2. Парашан з подвійною обшивкою [20]

Як було заявлено, система AGAS 2000 може забезпечити десантування корисного навантаження в одну тону, крім того, кругове імовірне відхилення становить до 220 м у випадку, коли використовуються запрограмовані дані (профіль місцевості, швидкість польоту, метеорологічні дані). При цьому кругове імовірне відхилення

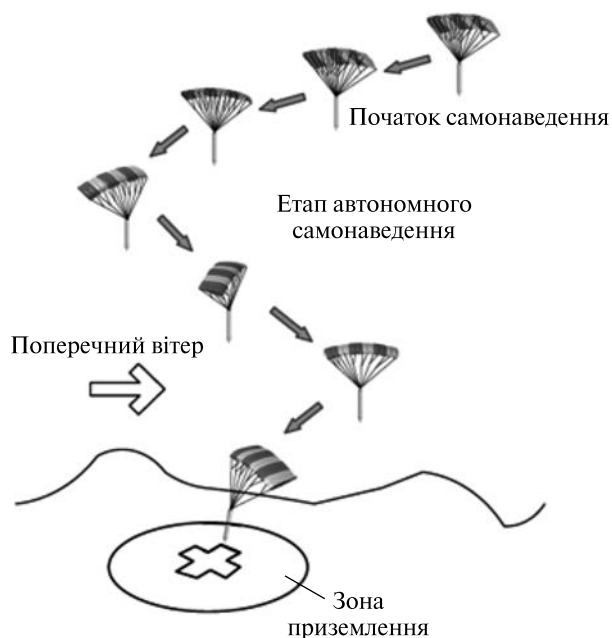


Рис. 3. Принцип застосування висотної парашано-ракетної системи автономного наведення [15]

суттєво зменшується до 40 м, коли система використовує й обробляє дані в режимі онлайн [18].

Керована система точного повітряного десантування вантажів застосовується у автономній високопланувальній повітряній системі доставки. Так, наприклад, є система [20], що складається з прямокутного парашана з подвійною обшивкою площею 200 м² та корисного навантаження 230 кг (рис. 2).

Застосовується аналіз оптимального керування для побудови траєкторій в реальному часі. Отримана в результаті система наведення та керування включає відстеження цієї опорної траєкторії з використанням нелінійного контролера стеження.

На основі принципу максимуму Понтрягіна синтезовано оптимальну стратегію керування системою доставки корисного навантаження парашана "Pegasus". Разом з надійним алгоритмом прямування траєкторією це дозволило успішно розробити і змодельовати повний алгоритм наведення та керування [20].

Застосування керованих систем точного повітряного десантування вантажів можливе й для ракетної техніки (рис. 1–3). Запропоновано



Рис. 4. Керована висотна система десантування (GPHAR) [10]: *а* — розкрита керована висотна система десантування, *б* — зібрана керована висотна система десантування

стратегію автономного наведення для висотної парашуто-ракетної системи, яка враховує постійний і змінний у часі вітер [15]. Було розроблено новий алгоритм генерації траєкторії наведення на велику висоту, де енергоспоживання нижче, ніж для наявного алгоритму. Крім того, було вдосконалено адаптивний закон наведення для збільшення швидкості збіжності помилки слідування траєкторією. Результати моделювання підтверджують ефективність стратегії автономного самонаведення. Однак для подальшої перевірки ефективності запропонованого методу необхідно провести певні дослідження та випробування. Необхідно розглянути можливість застосування автономного виконавчого механізму [11]. Крім того, комунікацію системи необхідно враховувати під час процесу автономного наведення [8].

У рамках програми NASA “Flight Opportunities Program” (FOP) було успішно проведено випробування системи керованого парашути [10]. Керована система десантувалася з висоти близько 17.5 км, загальна маса системи становила 100 кг, а площа парашути — 21 м². Ця програма мала низку цілей, а саме: дослідити поведінку керованої системи у висотному діапазоні польоту;

відпрацювати технологію, пов’язану з розгортанням та польотом парашути на висоті понад 7.5 км над рівнем моря (рис. 4). Проведені дослідження дозволяють надалі використовувати дану систему для космічних апаратів, що повертаються. Вирішувалися три основні технічні задачі: успішне розгортання парашути; досягнення стабільного встановленого режиму польоту, демонстрація стабільного і передбачуваного відгуку на керівні впливи блоку керування. У ході випробувань усі три завдання було виконано успішно. Система була успішно випущена, а потім було здійснено спуск за сценарієм, після якого система перейшла до автономного спуску (рис. 5).

Спуск за сценарієм являв послідовність лівих і правих поворотів, які повторювалися до переходу в автономний спуск на висоті близько 3.5 км над рівнем моря. Дані, зібрані під час польоту, включали дані GPS, інерційні та контрольні дані, зареєстровані на борту бортового блоку керування, відео високої чіткості та атмосферні дані метеорологічного зонда. Отримані дані дозволили зробити ряд висновків щодо льотних характеристик, пов’язаних із польотом на парашути на великій висоті.

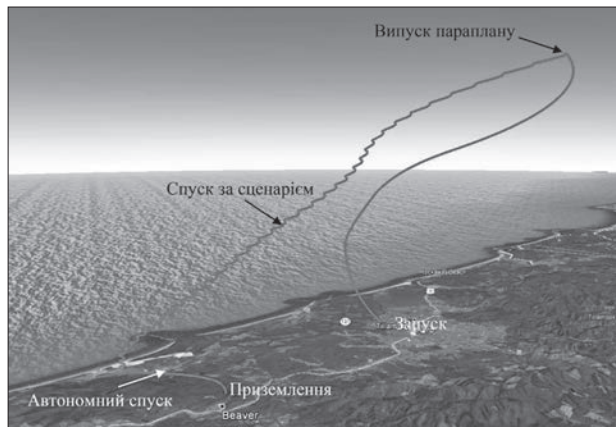


Рис. 5. Траекторія польоту системи (GPHAR) [10]



Рис. 6. Система Onyx ML з імітацією корисного навантаження максимальною масою (70 кг) [30]



Рис. 7. Американська керована система десантування вантажів JPADS [2]

Система “Onyx Micro Light” (Onyx ML) — це система, яка належить до систем “The Joint Precision Airdrop Systems Micro Light Weight” (JPADS-MLW) [30]. Її було розроблено з метою задоволення вимог точного десантування для дистанційної медичної підтримки та евакуації “The Joint Medical Distance Support and Evacuation” (JMDSE) (рис. 6).

Програма JMDSE забезпечує підтримку поранених на полі бою за допомогою високоточного медичного постачання, телемедицини, а також для зв'язку з полем бою та автоматизованих систем підтримки, евакуації поранених на полі бою. Onyx ML має здатність доставляти медичні вантажі, давачі або роботи вагою від 4.5 до 70 кг з різних пілотованих та безпілотових платформ та систем. Onyx ML, як зазначають виробники, є повністю автономною та недорогою системою, виключно простою в експлуатації.

Всю систему може упакувати, змонтувати та запрограмувати один монтажник менш як за 30 хв. Одна система підвіски/контейнера та бортовий блок керування (AGU) можуть використовуватись з навісами різних розмірів [30].

Здебільшого американські системи JPADS застосовуються для постачання підрозділів спеціального призначення при несприятливих для польотів авіації умовах (низька хмарність, обмежена видимість) [1, 3, 7, 19, 21]. Перше бойове застосування системи JPADS відбулось у серпні 2006 р. в Афганістані. Систему JPADS отримали і Збройні Сили України та успішно випробували на полігоні під час показових випробувань нових зразків повітрянодесантної техніки іноземного виробництва для доправлення вантажів (рис. 7) [2].

Системи десантування вантажів JPADS дозволяють здійснювати десантування вантажів з висоти до 7500 м та в залежності від системи максимальна вага може бути 900 кг або 4500 кг. Десантування вантажу у повітрі від його точки приземлення може сягати до 25 км, а це в свою чергу надає можливість літаку проводити десантування не заходячи в зону засобів протиповітряної оборони. При цьому під час десантування декількох вантажів вони можуть приземлятися на відстані у 150 м один від одного з точністю до 80 % (рис. 8) [2].

Точна навігація система наведення JPADS використовує військові дані GPS, в ході польоту у режимі реального часу відбувається його коригування в залежності від погодних умов.

Свого часу дослідницький центр солдатського спорядження армії США висловив потребу у передових системах керованого десантування вантажів. Особливий інтерес був пов'язаний із програмою десантування важких корисних вантажів з великої висоти з використанням автономного наведення, навігації та контролю. В основі технічного підходу до цих вимог лежить поєднання двох відомих технологій:

1) використання парашуана з великою площею, розробленого компанією “Pioneer Aerospace”, який використовувався у програмі NASA “Advanced Recovery Systems”(ARS);

2) застосування системи навігації, наведення та контролю ORION™ на основі GPS. Система була розроблена компанією SSE Inc. для невеликих парашанів. Комбінація цих двох технологій була центральною частиною програми випробувань “The Guided Parafoil Air Delivery System” (GPADS). Основна мета програми полягала в тому, щоб продемонструвати придатність системи “Advanced Recovery Systems” (ARS) для стабілізації, уповільнення та точного приземлення широкого спектру військових корисних навантажень на попередньо вибраних майданчиках. Описано базу послідовність подій тесту на падіння для програми GPADS. Було зроблено зміни до конфігурації системи ARS і послідовності операцій, для її адаптації до військових потреб десантування. Модифікація включає безпосереднє розгортання крила парашуана за допомогою парашута, включення універсального відокремлюваного кріплення, інтеграцію автономного наведення та контролю на основі GPS, а також включення більшого крила парашуана для збільшення вантажопідйомності [37].

У Нідерландах компанія “Dutch Space” у співпраці з Національною аерокосмічною лабораторією NLR розробила систему точної доставки вантажів масою від 100 до 1000 кг. Для різних вагових категорій використовується парашутна система з повітряним потоком, що набігає. Запропонована система десантування використо-

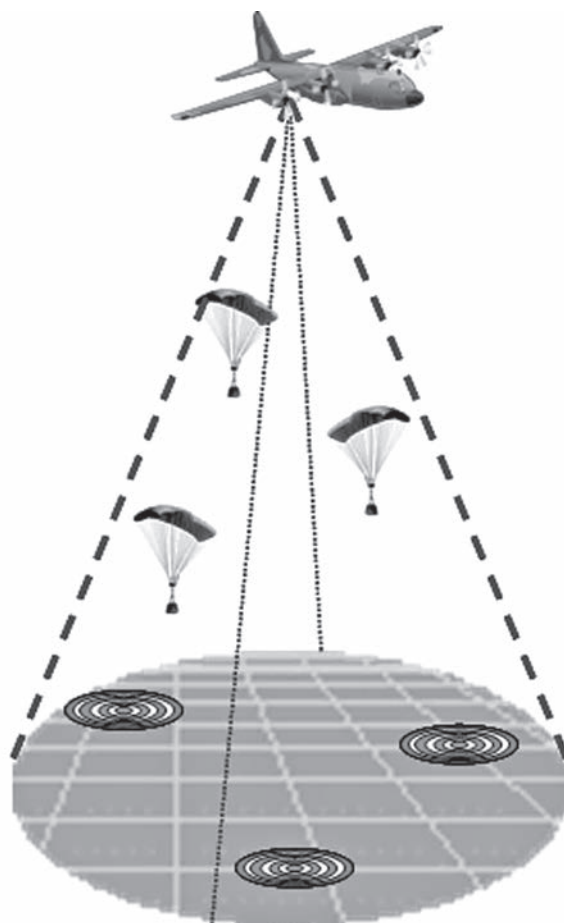


Рис. 8. Парашутна система JPADS [2]

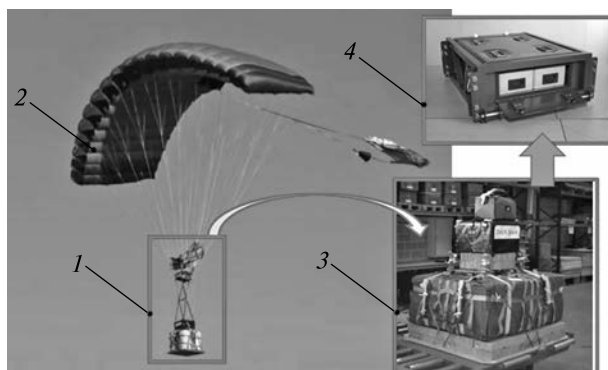


Рис. 9. Система SPADES з парашуаном Firefly та корисним навантаженням 500 кг: 1 — платформа, корисне навантаження та блок керування, 2 — парашуан Firefly, 3 — конфігурація блоку наведення та керування системи SPADES, 4 — блок керування системою SPADES



Рис. 10. Керована система точного повітряного десантування вантажів MicroFly II® [23]



Рис. 11. Керована система точного повітряного десантування вантажів FireFly II® [10]

вує інформацію про місцезнаходження GPS для автономного польоту до точки доставки. У минулому автономна система доставки “The Smart Parafoil Autonomous Delivery System” (SPADES) вже демонструвала доставку корисного навантаження в запрограмовані наземні точки з точністю вище за 100 м за допомогою G9-Galaxy

(160 кг), тандемного парашюта (250 кг) “Aerazur” (рис. 9) [38].

Крім того, компанія розробила систему й для потреб армії, яка розрахована на корисне навантаження від 100 до 1000 кг з одним блоком керування. Ця версія стала доступною з 2007 року. Для покриття вказаного діапазону корисного

навантаження застосовувались три типи парашутирів: 100...250 кг, 250...500 кг та 500...1000 кг.

Для виконання місії бортовому процесору не потрібно жодної інформації про профіль вітру. Інформація про вітер потрібна лише під час планування місії, щоб оцінити об'єм повітря та визначити точку десантування. Процесор коригує вплив вітру, визначаючи інформацію про вітер у польоті. Використовуючи парашутир з коефіцієнтом планування 3 в умовах штилю, можна отримати дальність польоту близько 10...20 км, якщо система скидається на висоті 7600 м. З урахуванням вітрового знесення ефективна дистанція може збільшитись до 50 км і більше [26, 38].

Слід зазначити, що після окупації Автономної Республіки Крим у 2014 р. єдиний у країні Феодосійський парашутний завод опинився на окупованій території, й тим самим у Збройних Силах України виникли проблеми з оновленням засобів парашутного парку вітчизняних десантно-штурмових військ. Однак постійно подовжувати строки експлуатації наявних парашутирів і систем неможливо, тому з одного боку розглядаються можливості прийняття на озброєння ЗСУ низки парашутних систем виробництва США або розроблення власної керованої системи точного повітряного десантування вантажів. Випробовування певних керованих систем точного повітряного десантування вантажів MicroFly II та FireFly відбувалися в Україні [4]. Так, керована система точного повітряного десантування вантажів MicroFly II призначається для десантування з літаків озброєння та військового майна вагою до 225 кг у заводській тарі на швидкості польоту до 277 км/год з висот від 1067 до 7468 м (рис. 10) [4, 28].

Керовану систему точного повітряного десантування вантажів FireFly II призначено для десантування з літаків типу Ан-26 озброєння та військового майна вагою до 1090 кг у заводській тарі на швидкості польоту до 277 км/год з висот від 1524 до 7468 м (рис. 11) [4, 12].

Разом з тим через високу вартість (близько 10 тис. дол.), дана система, в загальному обсязі десантованих вантажів, використовується обмежено. Але не менш як 25 країн світу мають на своєму озброєнні системи керованого точного

повітряного десантування вантажів, хоча і в обмежених кількостях [3].

4. РОЗРОБКА ТА ПРОЄКТУВАННЯ ЗАГАЛЬНОЇ СХЕМИ СИСТЕМИ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ

За результатами проведеного аналізу сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів можна відзначити, що всі розглянуті системи мають типову конструкцію (рис. 12). Конструктивно системи складаються з таких основних частин: купол парашутира, блок керування, підвісна система, платформа та корисне навантаження.

На основі світового і вітчизняного досвіду було вирішено використовувати типову конструктивну схему (рис. 13). Керована система точного повітряного десантування вантажів буде складатися з таких основних елементів: купол

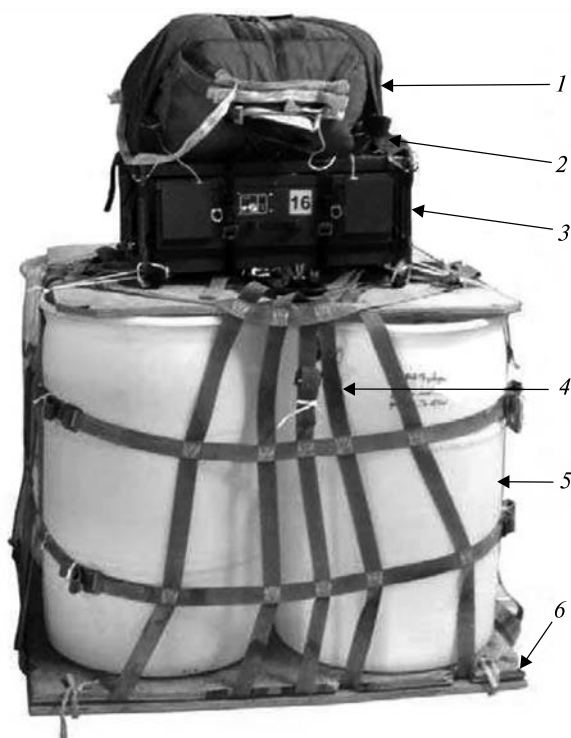


Рис. 12. Перед польотна конфігурація системи SPADES [38]: 1 — купол системи у складеному стані, 2 — стропи куполу парашута, 3 — блок керування системи, 4 — підвісна система, 5 — корисне навантаження, 6 — платформа

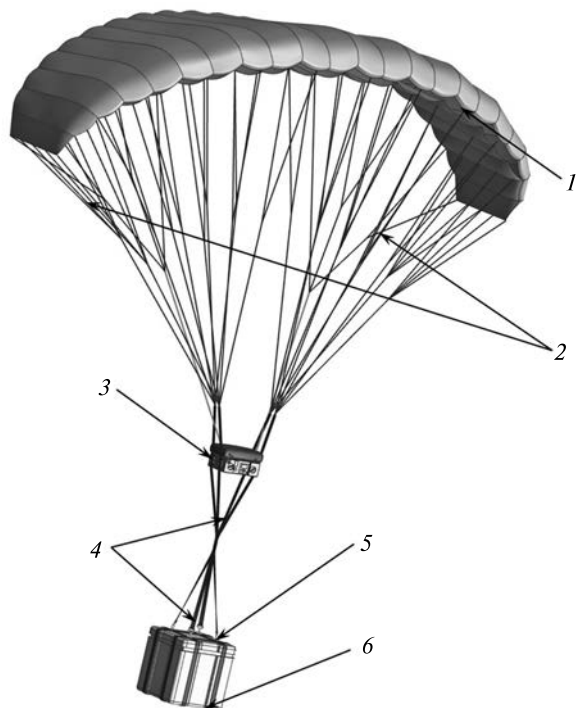


Рис. 13. Загальний вигляд керованої системи точного повітряного десантування вантажів: 1 — купол парашута певної конструкції, 2 — стропи парашута, 3 — блок керування системою, 4 — стропи підвісної системи, корисне навантаження, 5 — корисне навантаження, 6 — платформа

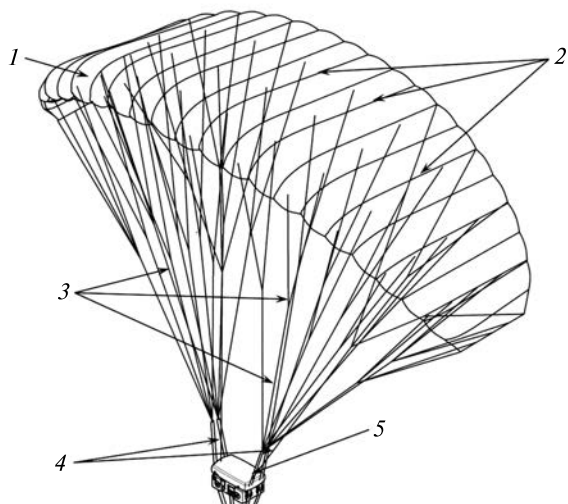


Рис. 14. Загальний вигляд конструкції парашута керованої системи точного повітряного десантування вантажів: 1 — купол парашута певної конструкції, 2 — нервюри парашута, 3 — стропи парашута, 4 — стропи управління парашутом, 6 — слайдер

парашута певної конструкції, стропи, блок керування, стропи підвісної системи, корисне навантаження та платформа.

Слід зазначити, що подібне конструктивне рішення буде застосовано для всього сімейства точного повітряного десантування вантажів у вказаному діапазоні вантажів.

Передбачається, що купол системи точного повітряного десантування вантажів буде складатися з куполу еліпсоподібної форми, виготовленого з нейлону низької повітропроникності. Стропи куполу виготовляються із спеціального шнура зі слайдером, який контролює процес розгортання куполу.

Вільні кінці підвісної системи під'єднані з'єднувальними ланками до строп (рис. 14). Купол системи має форму крила і складається з верхнього і нижнього полотнищ. Ці полотнища поєднані між собою нервюрами. Наведене виконання формує купол напівеліптичної форми з певною кількістю отворів на передній кромці. Наявність отворів дозволить повітрю, що набігає, утворити тиск між верхнім та нижнім полотнищем, що, в свою чергу, забезпечить куполу його форму та характеристики планерування.

Усі нервюри мають отвори овальної форми для створення повітряного потоку вздовж всього куполу-крила. Крім того, нервюри, мають стрічки для розподілу навантаження.

Стропи закріплюються в точках кріплення, які розташовані на кожній нервюрі вздовж хорди. Спосіб побудови конструкції — каскадний, тобто стропи будуть розходитися каскадом від передньої до задньої кромки та зліва направо. В результаті такого конструктивного рішення буде формуватися умовна піраміда з чотирьох верхніх строп, приєднаних до однієї нижньої стропа. Наведене конструктивне виконання надає змогу зменшити масу та об'єм, крім того, певним чином підвищує аеродинамічні та міцнісні характеристики конструкції. Для маневрування куполом використовуються стропа керування, які пов'язані та контролюються блоком автономного керування. Розподілення навантаження для плавного послідовного розкриття реалізується завдяки слайдеру, який ефективно розділяє стропа.

Блок автономного керування (рис. 15) розташовується над корисним навантаженням (рис. 16). Блок автономного керування є контейнером, в якому розташовуються основні складові системи точного повітряного десантування вантажів, а саме: програмований пристрій керування системою, приймач сигналів GPS, приймач та передавач сигналів, компас, блок керування стропами. Стропи керування приводяться в дію приводами керування. Живлення блока автономного керування відбувається від акумуляторної батареї. Блок автономного керування (рис. 15) з'єднується з корисним навантаженням стропами з чотирьох сторін, утворюючи пірамідальну структуру. Слід зазначити, що підвісна система складається з чотирьох карабінів, які закріплюються до корисного навантаження. Чотири стропи підвісної системи з'єднані у центрі, утворюючи єдину точку з'єднання. До блока автономного керування чотири стропи кріпляться через кронштейни з штифтами чотирма петлями.

Платформа для розташування корисного навантаження має балкову композитну конструкцію з елементами кріплення. Сучасні матеріали, технології виробництва та методи проектування дозволяють вирішити задачу створення композитної конструкції з мінімальною масою та водночас достатніми міцнісними та жорсткісними характеристиками. Критерієм проектування для платформи виступає критерій мінімуму мас, що вимагає складного процесу вибору матеріалу, проектування та оптимізації конструкції платформи в цілому, а також визначення технології виробництва. При проектуванні платформи використовуються добре відомі методики проектування балкових композитних конструкцій [22]. Водночас використання методів топологічної оптимізації конструкції [17] дозволяє отримати конструкцію з мінімальною масою. Технологічна реалізація елементів композитної конструкції можлива з використанням як традиційних методів виробництва (викладання, намотування тощо), так і за допомогою 3D-друку. Застосування 3D-друку стає актуальним у поєднанні з використанням процесу топологічної оптимізації конструкції [36]. Складання деяких елементів конструкції можливе за допомогою нероз'ємних клейових з'єднань,

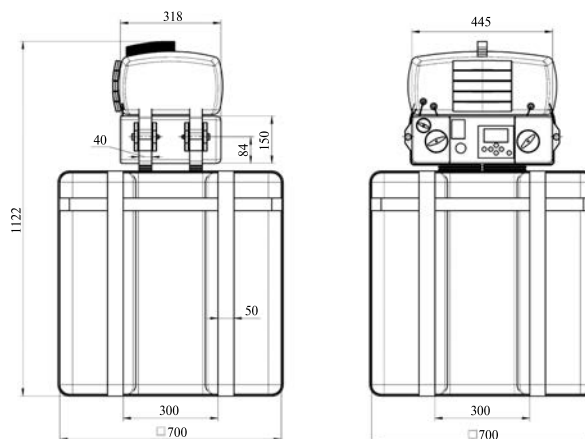


Рис. 15. Загальний вигляд блока автономного управління керованої системи точного повітряного десантування вантажів

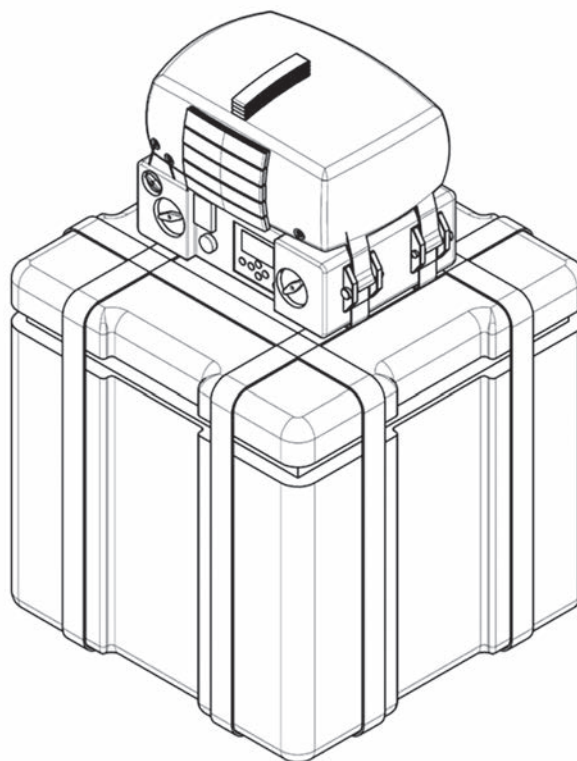


Рис. 16. Розташування блока автономного управління керованої системи точного повітряного десантування вантажів

відомі моделі розрахунку дозволяють розрахувати та оптимізувати параметри з'єднань композитних елементів конструкції [25].

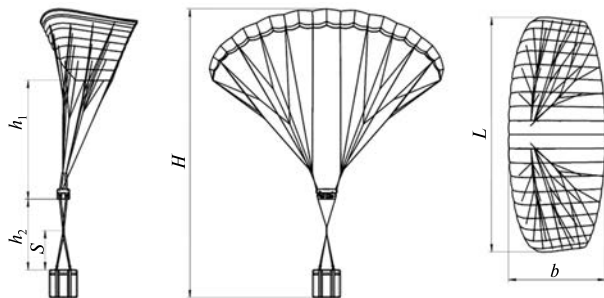


Рис. 17. Загальний вигляд запропонованої конструкції керованої системи точного повітряного десантування вантажів

Загальний вигляд запропонованої конструкції керованої системи точного повітряного десантування вантажів зображено на рис. 17. Слід зазначити, що наведена конструкція є типовою для всього сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Незважаючи на те, що конструкція має типову структуру і набір елементів, деякі елементи (розміри купола парашута, кількість нервюр, строп тощо) будуть залежати від масових та габаритних характеристик вантажу, що десантується.

Таким чином, масові та габаритні характеристики вантажу будуть складати ряд для сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів, який буде відповідати певним габаритним характеристикам для типової конструкції, і тоді деякі параметри конструкції, наприклад L , b , H , h_1 , h_2 (рис. 17), стають змінними.

5. ПЕРСПЕКТИВИ ПОДАЛЬШИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

Відзначені вище обставини підтверджують необхідність упровадження прикладної держбюджетної теми Міністерства освіти і науки України № ДР 0122U001159 (2022—2023 рр.) “Розроблення методів і засобів проектування сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів”, спрямованої на розроблення сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів за рахунок використання експериментальної системи для відпрацювання модифікацій компонування і конструкцій базової моделі з використанням принципу масштабування за теорією подібності.

Подальша реалізація наведеної типової конструкції для сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів можлива тільки після проведення експериментальних досліджень під час польоту. Перш за все, під час експериментальних досліджень необхідно дослідити та відпрацювати систему автоматичного керування для розробленої керованої системи точного повітряного десантування вантажів, її поведінку на різних етапах польоту, від початку автономного спуску до моменту приземлення. Отримані результати аналізуються, і у випадку некоректної роботи системи автоматичного керування на окремих ділянках польоту чи під час виникнення позаштатних ситуацій або в цілому система буде потребувати подальшого доопрацювання. Здебільшого доопрацювання будуть пов'язані з алгоритмами блоку системи автоматичного керування, в яких закладені певні математичні моделі польоту і які залежать від масових та геометричних параметрів для конкретного представника сімейства керованої системи точного повітряного десантування вантажів. Крім того, результати випробувань можуть вплинути й на можливе доопрацювання окремих елементів чи конструкції в цілому.

Є декілька можливостей проведення подібного роду досліджень. Звісно, найоб'єктивніші результати можливо отримати тільки під час натурального експерименту готового представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. І навіть у цьому випадку перекладати результати на інший об'єкт сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів, з іншими масовими та геометричними характеристиками, буде можливим тільки із застосуванням певних коефіцієнтів, а це, в свою чергу, дасть певну похибку у результатах аналізу. Крім того, натурні випробування готового представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів потребують високих матеріальних витрат, які зводять нанівещь точність та придатність результатів експерименту для всього сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Числове моделювання спуску керованих систем точного повітряного десантування вантажів

за допомогою сучасних програмних продуктів може бути альтернативою натурного випробування. Крім того, є можливість у проведенні чисельного моделювання для всіх варіацій сімейства. Безумовно, таке моделювання вирішує ряд проблем, пов'язаних з конструкцією системи, дозволяє виконати певні доопрацювання елементів системи, покращити масові, міцнісні характеристики конструкції та її окремих елементів. Однак чисельне моделювання не зможе надати відповідь щодо коректності роботи блоку системи автоматичного керування, його взаємозв'язку з елементами конструкції. Крім того, відпрацювання поведінки системи в цілому на різних етапах спуску чисельними методами неможливе. Отже, чисельне моделювання є прийнятним на етапі проектування та оптимізації конструкції і не може застосовуватися для відпрацювання взаємодії системи автоматичного керування з конструкцією.

Інший шлях експериментального дослідження є використання фізичної динамічно подібної моделі. Для цього типу дослідження створюється динамічно подібна модель, на якій встановлюються прилади запису параметрів польоту, крім того можливе встановлення й системи автоматичного керування. Динамічно подібна модель за своїми масовими та габаритними параметрами відповідає певному члену сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Даний тип випробувань не потребує десантування динамічно подібної моделі з носія. Запуск відбувається з землі за допомогою створення штучного повітряного потоку певної швидкості під купол парашута. Під час польоту реєструються параметри, а після приземлення дані польоту зчитуються і обробляються. Після обробки даних проводиться аналіз і робляться висновки. Отже, такий тип експериментального дослідження, з використанням фізичної динамічно подібної моделі, дозволяє провести випробування для широкого діапазону сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Крім того, витрати на дані дослідження стають набагато меншими у порівнянні з натурним експериментом, оскільки не має потреби у експлуатації під час проведення

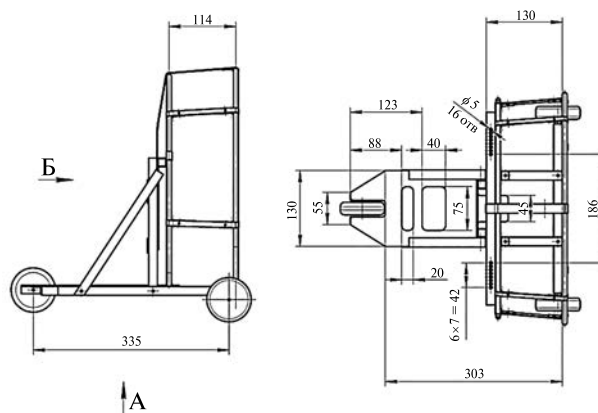


Рис. 18. Загальний вигляд розробленої фізичної динамічно подібної моделі

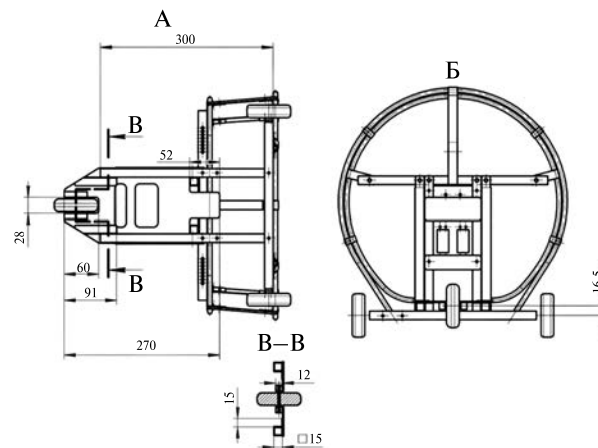


Рис. 19. Вид А та вид Б фізичної динамічно подібної моделі

експерименту дорогого носія (літак або гелікоптер). Слід також зазначити, точність результатів суттєво підвищується у випадку проведення числового моделювання, які ґрунтуються на результатах, отриманих за допомогою фізичної динамічно подібної моделі.

Таким чином, проведення експериментальних випробувань з використанням фізичної динамічно подібної моделі є найбільш ефективним і раціональним. Тому було прийняте рішення про створення фізичної динамічно подібної моделі.

Запропонована фізична динамічно подібна модель має вигляд, показаний на рис. 18, 19. В

цілому фізична динамічно подібна модель є металеву рамною конструкцією певних розмірів. На рамі встановлюється двигун, а в циліндричній частині конструкції встановлено пропелер, якій з'єднано з двигуном. Зазначена конструкція встановлюється і закріплюється на возику, який має дві осі, на яких закріплено три колеса (рис. 18, 19). Вся конструкція має змогу вільно пересуватися по поверхні.

Перед експериментальними дослідженнями до конструкції кріпляться стропа з куполом парашута. Парашут повинен бути розправлений певним чином. Після включення двигуна конструкція починає рухатися, створюючи набігаючий потік повітря, який потрапляє під купол парашута. Таким чином, створюється підйомна сила, яка піднімає всю конструкцію у повітря. Керування польотом конструкції відбувається у дистанційному режимі. Протягом всього польоту відбувається реєстрація параметрів польоту приладами, які встановлено на рамі динамічно подібної моделі.

ВИСНОВКИ

1. Проведено аналіз відкритих джерел, присвячених дослідженням та наробкам в галузі створення керованих систем точного повітряного де-

сантування вантажів. Розглянуто конструктивні особливості різних типів керованих систем точного повітряного десантування вантажів та їхні технічні характеристики. Визначено головні недоліки та сильні сторони розглянутих керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

2. На основі світового і вітчизняного досвіду, а також результатів проведеного аналізу було розроблено типову конструктивну схему для представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Конструктивно керована система точного повітряного десантування вантажів буде складатися з таких основних елементів: купол парашута певної конструкції, стропа, блок керування, стропа підвісної системи, корисне навантаження та платформи. Слід зазначити, що подібне конструктивне рішення буде застосовано для всього сімейства точного повітряного десантування вантажів у вказаному діапазоні вантажів.

3. Розроблено динамічно подібну модель для відпрацювання системи автоматичного керування, а також для проведення експериментальних досліджень конструкції керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Арувеллі С. В., Долгов О. С. Вимоги та умови експлуатації авіаційних систем доставки вантажів у важкодоступні райони. Транспорт. Авіація. *Якість та життя*. 2017. № 3. С. 11—16. https://www.ql-journal.ru/arc/2017_3.pdf
2. ЗСУ отримали американські керовані системи десантування вантажів. URL: <https://mil.in.ua/uk/news/zsu-otrimaly-amerykanski-kerovani-systemy-desantuvannya-vantazhiv/> (дата звернення: 30.01.2023).
3. Прокофьев С. Закордонні парашутні системи для десантування вантажів. URL: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (дата звернення: 30.01.2023).
4. Штупун О. Американські парашути для ССО та десанту тестують чернігівські науковці. URL: <https://armyinform.com.ua/2019/08/20/amerykanski-parashuty-dlya-ssota-desantu-testuyut-chernigivski-naukovci/> (дата звернення: 30.01.2023).
5. Benney R., Krainski W., Onckelinx P., Delwarde C., Mueller L., Vallance M. NATO Precision Airdrop Initiatives and Modeling and Simulation Needs. RTO Applied Vehicle Technology (AVT-133) specialist meeting on Fluid Dynamics of Personnel and Equipment Precision Delivery from Military Platforms (October 2—6 2006, Vilnius, Lithuania). https://www.researchgate.net/publication/235099001_NATO_Precision_Airdrop_Initiatives_and_Modeling_and_Simulation_Needs (дата звернення: 30.01.2023).
6. Sacan M. R., Scheuermann E., Ward M., Costello M., Slegers N. Autonomous airdrop systems employing ground wind measurements for improved landing accuracy. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. 2015. **20**, № 6. P. 3060—3070. doi: 10.1109/TMECH.2015.2405851
7. Civelek B., Kivrak S. A Review on the Precision Guided Airdrop Systems. *Int. J. Latest Technology in Engineering, Management & Appl. Sci.* 2019. **8**, № 1. P. 13—17. <https://www.ijltemas.in/DigitalLibrary/Vol.8Issue1/13-17.pdf>
8. de Freitas E. P., Olszewska J. I., Carbonera J. L., Fiorini S. R., Khamis A., Ragavan S. V., Barreto M. E., Prestes E., Habib M. K., Redfield S. Ontological concepts for information sharing in cloud robotics. *J. Ambient Intelligence and Humanized Computing*. 2020. P. 1—12. <https://doi.org/10.1007/s12652-020-02150-4>

9. Dek C., Overkamp J.-L., Toeter A., Hoppenbrouwer T., Slimmens J., van Zijl J., Areso P., Ricardo M. R., Hereijgers S., Kilic V., Naeije M. A recovery system for the key components of the first stage of a heavy launch vehicle. *Aerospace Sci. and Technol.* 2020. **100**. 105778. doi.org/10.1016/j.ast.2020.105778
10. Dunker S., Huisken J., Montague D., Barber J. Guided Parafoil High Altitude Research (GPHAR) Flight at 57,122ft. *Proc. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. 2015.
11. Fiorini S. R., Bermejo-Alonso J., Goncalves P., de Freitas E.P., Alarcos A. O., Olszewska J. I., Prestes E., Schlenoff C., Ragavan S. V., Redfield S. A suite of ontologies for robotics and automation. *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 2017. **24**, № 1. P. 8—11. <https://doi.org/10.1109/MRA.2016.264544>
12. FireFly® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-FireFly-20170207-English.pdf> (дата звернення: 30.01.2023).
13. Gladky E. G. Determination of the hazardous zones in the impact areas of separated parts of launch vehicles under the uncertain altitude of their initial destruction. *Space Science and Technology*. 2015. **21**, № 6 (97). P. 49—55. <https://doi.org/10.15407/knit2015.06.04>
14. Gladky E. G. Evaluation of hazard for linear objects in case of launch vehicle failure in flight phase. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, № 4 (119). P. 22—28. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.022>
15. Guo Y., Yan J., Wu C., et al. Autonomous Homing Design and Following for Parafoil / Rocket System with High-altitude. *J. Intelligent & Robotic Syst.* 2021. **101**, № 73. <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01339-9>
16. Herrington S. M., Renzelman J. T., Fields T. D., Yakimenko O. A. Modeling and control of a steerable cruciform parachute system through experimental testing. *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1074>
17. Hu Z., Vambol O., Sun S. A hybrid multilevel method for simultaneous optimization design of topology and discrete fiber-orientation. *Composite Structures*. 2021. **266**, 113791. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113791>
18. Jorgensen D., Hickey M. The AGAS 2000 Precision Airdrop System. Infotech @ Aerospace: Arlington, VA, USA, 2005. P. 1—11.
19. Józwiak A., Kurzawiński S. The concept of using the joint precision airdrop system in the process of supply in combat actions. *Military Logistics Systems*. 2019. **51**, № 2. P. 27—42. <https://doi.org/10.37055/sl/129219>
20. Kaminer I., Yakimenko O. Development of control algorithm for the autonomous gliding delivery system. *Proc. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* (Monterey, CA, USA, 19—22 May 2003). 2003. P. 2116. <https://doi.org/10.2514/6.2003-2116>
21. Klinkmueller K., Wieck A., Holt J., Valentine A., Bluman J. E., Kopeikin A., Prosser E. Airborne delivery of unmanned aerial vehicles via joint precision airdrop systems. *Proc. AIAA Scitech 2019 Forum* (San Diego, CA, USA, 7—11 January 2019). <https://doi.org/10.2514/6.2019-2285>
22. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskiy A. New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Adv. Intel. Syst. and Computing book ser. AISC 1113*. 2020. № 5. P. 45—59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
23. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, № 4 (119). P. 3—21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
24. Knacke T. W. Parachute Recovery Systems Design Manual. Naval Weapons Center, China Lake, CA. Santa Barbara: Parapublishing. CA 91340-4232. P. 5-5, 5-118, 5-119.
25. Kurennov S., Barakhov K., Vambol O. Topological optimization of a symmetrical adhesive joint. Island model of genetic algorithm. *Radioelectronic and Computer Systemsthis*. 2022. **2022**, № 3. P. 67—83. <https://doi.org/10.32620/reks.2022.3.05>
26. Lingard J. S. Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Cyearwater Beach, May, 1995). Modern parachute precision aerial delivery systems.
27. Ma L., Wang K., Shao Z., Song Z., Biegler L. T. Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets. *Engineering Optimization*. 2018. **51**, № 4. P. 627—645. <https://doi.org/10.1080/0305215x.2018.1472774>
28. MicroFly II® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-MicroFly-II-20170203-English.pdf> (дата звернення: 30.01.2023).
29. Murali N., Dineshkumar M., Arun K. W., Sheela D. Guidance of parafoil using line of sight and optimal control. *IFAC Proc.* 2014. **47**. P. 870—877.
30. Onyx ML® Precision Airdrop System. URL: http://www.cimsa.com/pdf/parachute/ONYX%20%20ML_ENG.pdf (дата звернення: 30.01.2023).
31. Pramod A., Shankaranarayanan H., Raj A. A. B. A Precision Airdrop System for Cargo Loads Delivery Applications. *Int. Conf. System, Computation, Automation and Networking* (ICSCAN). 2021. P. 1—5. <https://doi.org/10.1109/ICSCAN53069.2021.9526453>

32. Rakesh R., Harikumar R. Autonomous Airdrop System Using Small-Scale Parafoil. *Int. Conf. Computer Communication and Informatics (ICCCI)*. 2019. P. 1—6. <https://doi.org/10.1109/ICCCI.2019.8822085>
33. Rimani J., Viola N., Saluzzi A. An Approach to the Preliminary Sizing and Performance Assessment of Spaceplanes' Landing Parafoils. *Aerospace*. 2022. **9**. P. 823. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120823>
34. Slyvyn'skyy V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers. 62nd Int. Astronautical Congress, IAC 2011 (Cape Town, 3—7 October 2011). Red Hook, NY: Curran, 2012. **9**. P. 5701—5710.
35. Tománek R., Hospodka J. Reusable Launch Space Systems. *MAD. Magazine of Aviation Development*. 2018. **6**, № 2. P. 10—13. <https://doi.org/10.14311/mad.2018.02.02>
36. Vambol O., Kondratiev A., Purhina S., Shevtsova M. Determining the parameters for a 3D-printing process using the fused deposition modeling in order to manufacture an article with the required structural parameters. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.* 2021. **2**, № 1 (110). P. 70—80. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.227075>
37. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program. *13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Clearwater Beach, FL, USA, May15—18, 1995). <https://doi.org/10.2514/6.1995-1538>
38. Węgerek J., Leiden B. V., Jentink H. Modular Approach of Precision Airdrop System SPADES. *Proc. 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Williamsburg, VA, May 21—24, 2007).
39. Weinzierl M. Space, the Final Economic Frontier. *J. Economic Perspectives*. 2018. **32**, № 2. P. 173—192. <https://doi.org/10.1257/jep.32.2.173>
40. Xing X., Feng L., Chen M., Han Y., Guo Y., Chen X. Modeling and research of a multi-stage parachute system for the booster recovery. *Proc. Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Engineering*. 2022. <https://doi.org/10.1177/09544100221118238>
41. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. *Proc. Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Engineering*. 2018. <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>

REFERENCES

1. Aruvelli S. V., Dolgov O. S. (2017). Requirements and operating conditions of aviation cargo delivery systems in hard-to-reach areas. *Transport. Aviation. Quality and life*, № 3, 11—16. https://www.ql-journal.ru/arc/2017_3.pdf [in Russian].
2. The Armed Forces received American guided cargo landing systems. (2020). URL: <https://mil.in.ua/uk/news/zsu-otrymal-amerykanski-kerovani-systemy-desantuvannya-vantazhiv/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Ukrainian].
3. Prokofiev S. (2019). Foreign parachute systems for dropping cargo. URL: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Russian].
4. Shtupun O. (2019). Chernihiv scientists test American parachutes for air defense and landing. URL: <https://armyinform.com.ua/2019/08/20/amerykanski-parashuty-dlya-ssota-desantu-testuyut-chernigivski-naukovczi/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Ukrainian].
5. Benney R., Krainski W., Onckelinx P., Delwarde C., Mueller L., Vallance M. (2006). NATO Precision Airdrop Initiatives and Modeling and Simulation Needs. RTO Applied Vehicle Technology (AVT-133) specialist meeting on Fluid Dynamics of Personnel and Equipment Precision Delivery from Military Platforms (October 2—6 2006, Vilnius, Lithuania). URL: https://www.researchgate.net/publication/235099001_NATO_Precision_Airdrop_Initiatives_and_Modeling_and_Simulation_Needs (Last accessed: January 30, 2023).
6. Cacan M. R., Scheuermann E., Ward M., Costello M., Slegers N. (2015). Autonomous Airdrop Systems Employing Ground Wind Measurements for Improved Landing Accuracy. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, **20**, № 6, 3060—3070. <https://doi.org/10.1109/TMECH.2015.2405851>
7. Civelek B., Kivrak S. (2019). A Review on the Precision Guided Airdrop Systems. *Int. J. Latest Technology in Engineering, Management & Applied Sci.*, **8**, № 1, 13—17. <https://www.ijltemas.in/DigitalLibrary/Vol.8Issue1/13-17.pdf>
8. de Freitas E. P., Olszewska J. I., Carbonera J. L., Fiorini S. R., Khamis A., Ragavan S. V., Barreto M. E., Prestes E., Habib M. K., Redfield S. (2020). Ontological concepts for information sharing in cloud robotics. *J. Ambient Intelligence and Humanized Computing*, 1—12. <https://doi.org/10.1007/s12652-020-02150-4>
9. Dek C., Overkamp J.-L., Toeter A., Hoppenbrouwer T., Slimmens J., Zijl J. van, Areso P., Ricardo M. R., Hereijgers S., Kilic V., Naeije M. (2020). A recovery system for the key components of the first stage of a heavy launch vehicle. *Aerospace Sci. and Technology*, **100**, 105778. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105778>
10. Dunker S., Huiskens J., Montague D., Barber J. (2015). Guided Parafoil High Altitude Research (GPHAR) Flight at 57,122ft. *Proc. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Daytona Beach, FL).
11. Fiorini S. R., Bermejo-Alonso J., Goncalves P., de Freitas E. P., Alarcos A. O., Olszewska J. I., Prestes E., Schlenoff C., Ragavan S. V., Redfield S. (2017). A suite of ontologies for robotics and automation. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, **24**, № 1, 8—11. <https://doi.org/10.1109/MRA.2016.2645444>

12. FireFly® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-FireFly-20170207-English.pdf> (Last accessed: January 30, 2023).
13. Gladky E. G. (2015). Determination of the hazardous zones in the impact areas of separated parts of launch vehicles under the uncertain altitude of their initial destruction. *Space Science and Technology*, **21**, № 6 (97), 49–55. <https://doi.org/10.15407/knit2015.06.04>
14. Gladky E. G. (2019). Evaluation of hazard for linear objects in case of launch vehicle failure in flight phase. *Space Science and Technology*, **25**, № 4 (119), 22–28. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.022>
15. Guo Y., Yan J., Wu C., et al. (2021). Autonomous Homing Design and Following for Parafoil / Rocket System with High-altitude. *J. Intelligent & Robotic Systems*, **101**, № 73. <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01339-9>
16. Herrington S. M., Renzelman J. T., Fields T. D., Yakimenko O. A. (2019). Modeling and control of a steerable cruciform parachute system through experimental testing. *AIAA Scitech 2019 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1074>
17. Hu Z., Vambol O., Sun S. (2021). A hybrid multilevel method for simultaneous optimization design of topology and discrete fiberorientation. *Composite Structures*, **266**, 113791. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113791>
18. Jorgensen D., Hickey M. (2005). The AGAS 2000 Precision Airdrop System. Infotech @ Aerospace: Arlington, VA, USA, 1–11.
19. Jóźwiak A., Kurzawiński S. (2019). The concept of using the joint precision airdrop system in the process of supply in combat actions. *Military Logistics Systems*, **51**, № 2, 27–42. <https://doi.org/10.37055/slw/129219>
20. Kaminer I., Yakimenko O. (2003). Development of control algorithm for the autonomous gliding delivery system. *Proc. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Monterey, CA, USA, 19–22 May 2003), 2116. <https://doi.org/10.2514/6.2003-2116>
21. Klinkmueller K., Wieck A., Holt J., Valentine A., Bluman J. E., Kopeikin A., Prosser E. (2019). Airborne delivery of unmanned aerial vehicles via joint precision airdrop systems. *Proc. AIAA Scitech 2019 Forum* (San Diego, CA, USA, 7–11 January 2019). <https://doi.org/10.2514/6.2019-2285>
22. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskyi A. (2020). New possibilities in creating of effective composite sizeable honeycomb structures designed for space purposes. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Adv. Intel.Syst. and Computing book ser. AISC 1113*, № 5, 45–59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
23. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. (2019). Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*, **25**, № 4 (119), 3–21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
24. Knacke T. W. Parachute Recovery Systems Design Manual. Naval Weapons Center, China Lake, CA. Para-Publishing, Santa Barbara, CA 91340-4232, 5-5, 5-118, 5-119.
25. Kurennov S., Barakhov K., Vambol O. (2022). Topological optimization of a symmetrical adhesive joint. Island model of genetic algorithm. *Radioelectronic and Computer Systemsthis*, **2022**(3), 67–83. <https://doi.org/10.32620/reks.2022.3.05>
26. Lingard J. S. (1995). Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Cyearwater Beach, May, 1995). Modern parachute precision aerial delivery systems.
27. Ma L., Wang K., Shao Z., Song Z., Biegler L. T. (2018). Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets. *Engineering Optimization*, **51**, № 4, 627–645. <https://doi.org/10.1080/0305215x.2018.1472774>
28. MicroFly II® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-MicroFly-II-20170203-English.pdf> (Last accessed: January 30, 2023).
29. Murali N., Dineshkumar M., Arun K. W., Sheela D. (2014). Guidance of parafoil using line of sight and optimal control. *IFAC Proc.*, **47**, 870–877.
30. Onyx ML® Precision Airdrop System. URL: http://www.cimsa.com/pdf/parachute/ONYX%20%20ML_ENG.pdf (Last accessed: January 30, 2023).
31. Pramod A., Shankaranarayanan H., Raj A. A. B. (2021). A Precision Airdrop System for Cargo Loads Delivery Applications. *Int. Conf. System, Computation, Automation and Networking (ICSCAN)*, 1–5. <https://doi: 10.1109/ICSCAN53069.2021.9526453>
32. Rakesh R., Harikumar R. (2019). Autonomous Airdrop System Using Small-Scale Parafoil. *Int. Conf. Computer Communication and Informatics (ICCCI)*, 1–6. <https://doi: 10.1109/ICCCI.2019.8822085>
33. Rimani J., Viola N., Saluzzi A. (2022). An Approach to the Preliminary Sizing and Performance Assessment of Spaceplanes' Landing Parafoils. *Aerospace*, **9**, 823. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120823>
34. Slyvyn's'kyi V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. (2012). Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers. *62nd Int. Astronautical Congress, IAC 2011* (Cape Town, 3–7 October 2011). Red Hook, NY: Curran, **9**, 5701–5710.

35. Tománek R., Hospodka J. (2018). Reusable Launch Space Systems. *Magazine of Aviation Development (MAD)*, **6**, № 2, 10–13. <https://doi.org/10.14311/mad.2018.02.02>
36. Vambol O., Kondratiev A., Purhina S., Shevtsova M. (2021). Determining the parameters for a 3D-printing process using the fused deposition modeling in order to manufacture an article with the required structural parameters. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*, **2**, № 1(110), 70–80. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.227075>
37. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program. *13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (15–18 May 1995, Clearwater Beach, FL, USA). <https://doi.org/10.2514/6.1995-1538>
38. Wegereef J., Leiden B. V., Jentink H. (2007). Modular Approach of Precision Airdrop System SPADES. *Proc. 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Williamsburg, VA, May 21–24, 2007).
39. Weinzierl M. (2018). Space, the Final Economic Frontier. *J. Economic Perspectives*, **32**, № 2, 173–192. <https://doi.org/10.1257/jep.32.2.173>
40. Xing X., Feng L., Chen M., Han Y., Guo Y., Chen X. (2022). Modeling and research of a multi-stage parachute system for the booster recovery. *Proc. Institution of Mechanical Engineers. Part G: J. Aerospace Engineering*. <https://doi.org/10.1177/09544100221118238>
41. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. (2018). Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. *Proc. Institution of Mechanical Engineers. Part G. J. Aerospace Engineering*. <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>

Стаття надійшла до редакції 03.02.2023

Після доопрацювання 19.05.2023

Прийнято до друку 25.07.2023

Received 03.02.2023

Revised 19.05.2023

Accepted 25.07.2023

O. O. Vambol¹, Ph.D. in Tech., Associate Professor

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1719-8063>

E-mail: olexii.vambol@khai.edu

I. V. Kaluzhynov¹, Ph.D. in Tech., Leading researche

SCOPUS: <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57221046997>

E-mail: kaluzhynov@gmail.com

K. P. Barakhov¹, Ph.D. in Tech., Associate Professor

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1714-7917>

E-mail: kpbarakhov@gmail.com

A. V. Kondratiev², Dr. Sci. in Tech., Professor, Professor

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net; andrii.kondratiev@kname.edu.ua

¹ National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”

17 Chkalov Str., Kharkiv, 61070 Ukraine

² O. M. Beketov National University of Urban Economy in Kharkiv

17 Marshal Bazhanov Str., Kharkiv, 61002 Ukraine

A REVIEW AND ANALYSIS OF EXISTING GUIDED PRECISION AIRDROP SYSTEMS

The development of airdrop systems for special landing sites of rocket-space techniques, such as rocket engines or boosters of the first stages of launch vehicles, which are salvageable or reusable, is an actual problem today. The traditional parachute systems don't always provide the necessary accuracy for completing a flight task, and this significantly increases the risk of dangerous situations for civilians and infrastructure. The article is devoted to the study of the analysis of existing guided precision airdrop systems. The design features of various types of guided precision airdrop systems and their technical characteristics are considered. The main advantages and disadvantages of the considered guided precision airdrop systems are determined. Based on the analysis, a typical design scheme has been developed for a typical representative of the family of guided precision airdrop systems.

It is shown that the exploitation of experimental tests of the developed typical structural scheme with a physical dynamically similar model is the most effective and rational. A dynamically similar model has been developed for testing the automatic control system and for conducting experimental studies of the design of controlled systems for guided precision airdrop systems. The prospects for further research are discussed and aimed at developing a family of controlled systems for guided precision airdrop systems through the use of an experimental system for testing modifications to the layout and designs of the basic model using the principle of scaling according to the theory of similarity.

Keywords: parachute system, guided precision airdrop system, design scheme, a dynamically similar model.