

ВІЙСЬКОВА ТЕХНІКА І ТЕХНОЛОГІЇ ПОДВІЙНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

УДК 629.7

Адамов Ю.І. (ВА, Одеса)
д.т.н., доц. Боряк К.Ф. (ОДАТРЯ)
к.ф-м.н., доц. Завальнюк В.В. (ВА, Одеса)

ВДОСКОНАЛЕННЯ ПАРАШУТНО-РЕАКТИВНОЇ СИСТЕМИ З ДЕСАНТУВАННЯ БОЙОВОЇ ТЕХНІКИ АБО КРУПНО ГАБАРИТНИХ ОБ'ЄКТІВ

В роботі розглядаються питання вдосконалення парашутно-реактивної системи (ПРС) із застосуванням сучасних радіовисотомірів з метою підвищення відсотку м'яких приземлень та забезпечення можливості коригування положення об'єкту десантування в горизонтальній площині залежно від значення кута ухилу поверхні пересічної місцевості в розрахунковій точці приземлення. Критичні значення кута нахилу об'єкта десантування до горизонту пропонується встановлювати на підставі зазначених виробником тактико-технічних даних або розрахунковим шляхом. Першочерговою задачею є підвищення точності роботи висотоміру, від якого залежить момент спрацювання піропатронів реактивних двигунів ПРС. Автори пропонують заміни механічний висотомір застарілої конструкції сучасним електронним радіовисотоміром на базі скануючої радарної решітки. В статті розглянуто особливості роботи скануючої радарної решітки, методи підвищення точності визначення висоти (відстані до поверхні землі), необхідність та шляхи врахування крену машини в процесі зниження та можливості визначення кута ухилу поверхні землі в місці приземлення. Отримані результати дозволяють підвищити точність роботи радіовисотоміра та істотно зменшити ймовірність помилкового визначення висоти внаслідок розгойдування або статичного крену об'єкту, а також виявити та врахувати особливості рельєфу місцевості.

Ключові слова: парашутно-реактивна система, скануюча радарна решітка, кут ухилу поверхні землі, термінальна швидкість зниження, швидкість зниження.

Постановка проблеми. Десантування важких об'єктів з літаків пов'язано з необхідністю їх доставки у район застосування за призначенням у найкоротші терміни [1-3]. При десантуванні важких об'єктів з літаків найбільшу швидкість, надійність та точність приземлення об'єкту забезпечують парашутно-реактивні системи (ПРС). Для забезпечення безпечного приземлення особливо важливим є питання визначення оптимальної висоти (відстані до поверхні землі) спрацювання піропатрону реактивного двигуна ПРС. Метою роботи є вдосконалення парашутно-реактивної системи в напрямку підвищення надійності, точності та безпечності десантування об'єкту шляхом застосування радіолокаційної системи на базі скануючої радарної решітки замість традиційних механічних пристроїв (щупів) та можливості коригування у просторі від 0° до 90° в горизонтальній площині положення об'єкта десантування у залежності від значення кута нахилу поверхні пересічної місцевості в розрахунковому місці приземлення.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. На сьогодні для цього використовуються застарілі механічні пристрої у вигляді двох щупів, які ініціюють запуск гальмівної системи (спрацювання піропатронів реактивного двигуна ПРС) у момент механічного контакту з поверхнею землі (або іншою перешкодою).

Довжина щупів виставляється перед десантуванням з урахуванням як маси об'єкту, так і температурних умов, за яких відбувається його десантування, – температури атмосферного повітря та температури порошу реактивної гальмівної системи [4,5]. Проблема визначення необхідної довжини щупів ПРС розглядається у навчальних посібниках з питань забезпечення десантування важкої повітрянодесантної техніки та у останніх публікаціях із визначення впливу похибок на швидкість приземлення об'єкту [6,7].

Ця механічна система має цілий перелік недоліків, основними з яких є неможливість точного передбачення температури повітря в місці десантування, неможливість врахування наявності та потужності висхідних потоків повітря, висока ймовірність похибки у визначенні повної маси об'єктів перед десантуванням, втрата працездатності щупів у разі їх ушкодження чи деформування після десантування [6].

Одним із найбільш перспективних шляхів вдосконалення системи ПРС із одночасним вирішенням значної частини перелічених вище проблем є заміна механічних висотомірів (щупів) дистанційним висотоміром [8]. До потенційних варіантів приладів, що можуть претендувати на дане застосування, відносяться

- оптичні висотоміри [9];
- імпульсні радіовисотоміри (дають малу похибку при роботі на великих висотах, проте, як правило, мають серйозне обмеження мінімальної висоти в діапазоні 30-70 м, що не підходить для даної задачі) [10];
- радіолокатори безперервного випромінювання з частотною модуляцією (добре підходять для вимірювання порівняно малих відстаней та мають похибку вимірювань на рівні до 3%, тобто до 0.6 м на відстані 20 м; задовольняють приведені вище вимоги з максимальної відстані роботи [11,12];

Окрім того, можуть виникнути проблеми із передбаченням рельєфу поверхні землі у місці приземлення при десантуванні (завеликий кут ухилу поверхні або пересічена місцевість), тим самим збільшуючи ймовірність занадто жорсткого приземлення об'єкту (особливо спеціальної техніки) чи втрати його стійкості (перевертання) після приземлення. Ця проблема також може бути вирішена за допомогою інформації, отриманої радіовисотоміром протягом зниження, її комп'ютерної обробки та наступного керування процесом зниження тим чи іншим шляхом. Тому актуальність вирішення питання вдосконалення засобів ПРС для десантування спеціальної техніки й інших об'єктів із метою підвищення її надійності, точності та безпечності десантування не визиває сумніву.

Виклад основного матеріалу. Серед розглянутих варіантів висотомірів найбільш привабливим за своїми технічними характеристиками ми вважаємо дистанційний радіовисотомір на базі скануючої радарної решітки. Розглянемо більш детально схему застосування такого радару в процесі зниження об'єкту та критерії увімкнення двигуна ПРС.

Типова радарна решітка сканує простір уздовж заданої прямої із частотою ν , отримуючи відповідний масив l_i відстаней до землі у заданих напрямках сканування φ_i (де $i = 1 \dots n$, де n – число вимірювань відстані протягом одного сканування; кути φ_i визначаються приладом відносно перпендикуляру до горизонтальної площини об'єкту).

Внаслідок того, що при кожному вимірюванні відстані до поверхні землі РЛС протягом певного часу очікує на повернення відбитого сигналу, після чого переналаштовується на наступний напрямок вимірювання, то проведення повного сканування займає деякий проміжок часу. Нехай, τ – середня тривалість одного вимірювання, тоді повна тривалість одного сканування дорівнюватиме $(n \cdot \tau)$. Зрозуміло, що максимальна кількість сканувань, що виконуються за одну секунду не може перевищувати числа $\nu = 1/(n \cdot \tau)$. Наявність цих затримок разом із фактом неперервного зниження машини, призводить до того, що відстані до поверхні землі, виміряні протягом одного сканування, відповідають різним значенням поточної висоти (рис. 1).

Необхідність врахування зміни висоти протягом одного сканування залежить від його повної тривалості $(n \cdot \tau)$ та швидкості зниження v .

Якщо, наприклад, $v \approx 20$ м/с, $n = 5$, $\tau = 0,004$ с, то зміна Δh поточної висоти бойової машини над поверхнею Землі протягом одного сканування становитиме $\Delta h = v \cdot n \cdot \tau = 20 \cdot 5 \cdot 0,004 = 0,4$ м, що перевищує верхню межу похибки вимірювання відстані. Відповідно, у такому випадку при визначенні поточної висоти машини необхідно враховувати її вертикальний рух.

Якщо ж $v \approx 20$ м/с, $n = 5$, $\tau = 0,0005$ с, то $\Delta h = 0,05$ м, тобто є нехтовно малою, а рухом машини протягом сканування можна знехтувати, вважаючи, що воно виконується миттєво.

Таким чином, врахування похибки вимірювання відстані від об'єкту до поверхні землі, яка виникає під час сканування простору внаслідок неперервного зниження машини, може ви-

явитися необхідним кроком для забезпечення цільової точності роботи вимірювальної системи. Для достатньо точного врахування даного фактору достатньо знати лише часову затримку між послідовними вимірюваннями, поточну швидкість зниження машини та кути θ_i відносно вертикалі, під якими проводилися вимірювання (за відсутності крену машини ці кути визначаються виключно налаштуваннями радару: $\theta_i = \varphi_i$).

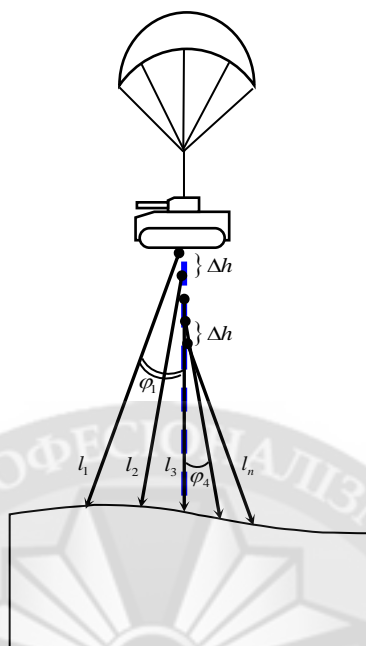


Рисунок 1 – Врахування руху машини протягом сканування

До параметрів руху, точне знання яких є найбільш важливими для забезпечення м'якого приземлення, відносяться поточна висота $h(t)$ знаходження машини над землею та миттєва швидкість $v(t)$ її зниження, які разом із масою та параметрами двигуна ПРС, визначають оптимальну висоту (відстань до поверхні землі) його увімкнення. Як $h(t)$, так і $v(t)$ вимірюються безпосередньо за допомогою радарної системи, однак на точність їх визначення може істотно впливати наявність крену β машини (і, відповідно, радару) внаслідок її розгойдування (або неправильного закріплення парашутної системи тощо), наслідком чого буде вимірювання поточної висоти не уздовж вертикального напрямку, а під деяким кутом до нього, та (у випадку малих значень кутів ухилу поверхні у місці приземлення) отримання завищених значень поточної висоти. В результаті, увімкнення двигуна ПРС відбуватиметься із деяким запізненням, приводячи до швидкості приземлення, більшої за очікувану.

Форма рельєфу поверхні землі у місці приземлення, яка можна бути спрощено описана кутом ухилу α поверхні землі (відносно горизонту), також може відчутно впливати на результат приземлення.

1. Врахування впливу затримки між вимірюваннями на точність визначення висоти. За умови відсутності розгойдування машини її поточна висота h дорівнює відстані до поверхні Землі, отриманій при вимірюванні уздовж вертикального напрямку ($\varphi = 0^\circ$). Похибка визначення висоти радіолокаційною системою може бути зменшена за рахунок статистичного усереднення результатів вимірювань, отриманих протягом одного сканування під різними кутами відносно вертикалі або, навіть, декількох повних сканувань (залежно від їх частоти ν та швидкості зниження v машини). Даний підхід є особливо корисним у тих випадках, коли похибка вимірювання відстані радіолокаційною системою є нормально розподіленою, а також за можливості хибних спрацювань внаслідок наявності поміх (дерев, кущів, птахів, скірт сіна тощо).

При усередненні по вимірюваннях одного сканування поточну висоту можна оцінити в тому числі й по значеннях відстаней l_i , виміряних під кутами φ_i відносно вертикалі, відмінними від нульового ($\varphi_i \neq 0$):

$$h_i = l_i \cos \varphi_i, \quad (1)$$

де h_i – відповідні оцінки значення висоти над точкою приземлення за припущення горизонтальності поверхні Землі у цій місці.

У тих випадках, коли зміна Δh поточної висоти знаходження машини протягом одного сканування є відчутною (що визначається частотою ν проведення сканувань РЛС та швидкістю зниження v), спершу необхідно провести приведення всіх отриманих значень висоти h_i до одного моменту часу (тут пропонується проводити приведення до моменту останнього вимірювання: $i = n$, де n – повне число вимірювань в одному скануванні; $i = 1 \dots n$ – індекс, що нумерує вимірювання; τ – проміжок часу між послідовними вимірюваннями; h_i^* – значення висоти, приведені до моменту проведення останнього вимірювання з урахуванням безперервного зниження машини протягом сканування):

$$h_i^* \approx h_i - (n-i)v\tau, \quad (2)$$

тобто, останнє отримане значення висоти залишається незмінним, передостаннє зменшується на величину $v \cdot \tau$ – відстань, пройдену машиною за проміжок між вимірюваннями, і так далі. Якщо ж величина зниження машини протягом сканування є малою (складає одиниці сантиметрів), тоді можна вважати, що

$$h_i^* \approx h_i. \quad (3)$$

В обох випадках уточнена оцінка поточного значення висоти на момент завершення сканування визначатиметься як середнє арифметичне отриманих значень h_i^* :

$$h(t) = \text{average} (h_i^*). \quad (4)$$

2. Врахування крену машини для підвищення точності визначення поточної висоти. Якщо протягом зниження виникнуть відчутні розгойдування або внаслідок невірної закріплення парашутної системи утворюється постійних крен, наведені вище міркування призведуть до виникнення статистичної похибки у визначенні поточної висоти (в бік збільшення значень).

Оптимальним шляхом визначення кута крену, під яким проводилося кожне конкретне вимірювання, є застосування магнітного, механічного, електронного чи гіроскопічного, датчику, наприклад (рис. 2).



Рисунок 2 – Сучасні серійні датчики крену

Inclinometer NS-25/DQL2-IXA (вимірює кути нахилу від -25° до 25° відносно двох осей із точністю біля $0,02^\circ$);

DPG-Series Inclinator (вимірює кути нахилу від -30° до 30° відносно двох осей із точністю до $0,2^\circ$ і частотою вимірювань до 30 Гц);

6160A-2 Analog Tilt Sensor (MEMS-сенсор із діапазоном вимірюваних кутів -15° до 15° та точністю біля $0,01^\circ$).

Наведені моделі датчиків і їх аналоги, мають достатньо високу точність стосовно задачі, що розглядається, при цьому їх ціна не перевищує декількох десятків доларів.

За умови відомого значення кута крену β (вимірюється відносно вертикалі) поточна висота розташування машини визначатиметься на базі відстані до перешкоди l_i , отриманій при вимірюванні під кутом φ_{\min} , найближчим до вертикалі (рис. 3). Більш точно:

$$h = l(\varphi_{\min}) \cos \varphi_{\min}; \quad (5)$$

$$\varphi_{\min} = \min(|\varphi_i + \beta|). \quad (6)$$

Для підвищення точності оцінки висоти можна скористатися й статистичним усередненням (4), увівши у відповідні формули поправку на крен:

$$h_i = l_i \cos(\varphi_i + \beta); \quad (7)$$

$$h_i^* \approx h_i - (n - i) v \tau; \quad (8)$$

$$h(t) = \text{average}(h_i^*). \quad (9)$$

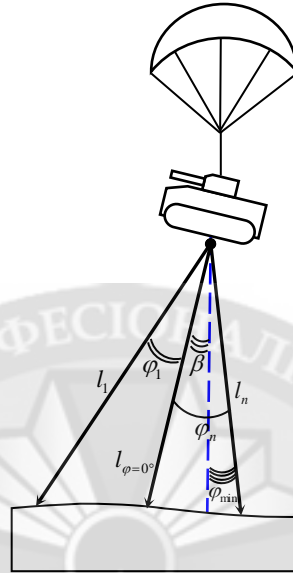


Рисунок 3 – Врахування крену машини

3. Визначення кута ухилу поверхні землі в місці приземлення. Окрім визначення поточних значень висоти та швидкості зниження машини, використання скануючого радара дозволяє оцінити значення кута ухилу поверхні Землі у місці приземлення (в площині сканування радара).

У найпростішому наближенні (вважаючи поверхню біля точки приземлення плоскою) для цього достатньо знати значення однієї відстані до поверхні Землі, виміряної під деяким ненульовим кутом φ_i відносно вертикалі (рис. 4) а також значення поточної висоти h , перераховане відносно даного вимірювання. Застосовуючи теорему косинусів, отримуємо

$$s_i^2 = h^2 + l_i^2 - 2hl_i \cos \varphi_i. \quad (10)$$

Відповідно, кут ухилу α поверхні дорівнює

$$\alpha_i = \arccos(b_i / s) = \arccos(l_i \sin \varphi_i / s). \quad (11)$$

Визначені таким чином кути ухилу поверхні Землі α_i для кожного з вимірювань відстані до землі протягом поточного сканування можна усереднити (враховуючи напрями ухилу, які можна визначити, наприклад, за допомогою теореми синусів, обчислюючи кут між h та s_i), підвищуючи таким чином точність визначення кута α

$$\alpha = \text{average}(\alpha_i). \quad (12)$$

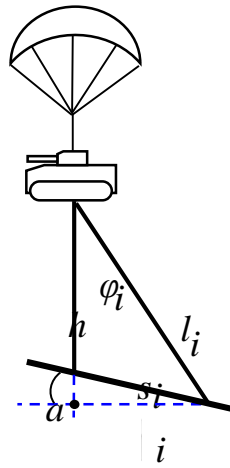


Рисунок 4 – Визначення кута ухилу поверхні Землі

Кут ухилу поверхні землі у напрямку, перпендикулярному до площини сканування радару, можна визначити, встановивши ще один радар із площиною сканування, розташований перпендикулярно до площини сканування першого. Застосування двох радарів є ще більш доцільним, оскільки воно забезпечує дублювання системи визначення висоти і швидкості зниження, тобто істотно підвищує надійність парашутно-реактивної системи.

Якщо визначений кут ухилу поверхні землі в місці приземлення виявляється завеликим, збільшити ймовірність вдалого приземлення можна шляхом корекції траєкторії зниження об'єкту із урахуванням отриманої інформації. Одним із найпростіших шляхів корегування траєкторії зниження є обладнання об'єкту невеликими аеродинамічними елементами (рулями) та електромеханічними приводами, що забезпечують їх необхідну орієнтацію на основі результатів визначення рельєфу поверхні радіолокатором. Керування цим процесом може виконуватися обчислювальним пристроєм системи ПРС автоматично або, за необхідності, віддаленим оператором за умови надійного захисту каналу передачі даних.

Як один із варіантів, авторами пропонується застосування додаткових реактивних двигунів ПРС, які конструктивно розташовані на протилежних сторонах об'єкту десантування таким чином, щоб утворити крутий момент обертання об'єкта у просторі від 0° до 90° в горизонтальній площині за рахунок кінетичної енергії руху від спрацювання реактивних двигунів. Момент спрацювання піропатронів розраховується на підставі визначення оптимальної відстані об'єкта до поверхні землі, а потреба у спрацюванні піропатронів для розвороту об'єкту (коригування його положення у просторі) залежить від визначеного значення кута ухилу поверхні землі та його порівняння із допустимими критичними значеннями кута нахилу об'єкта (що відповідає втраті об'єктом десантування стійкості під час приземлення).

Висновки. Таким чином в ході проведених досліджень було розглянуто:

- роботу скануючої радарної решітки в процесі зниження об'єкту;
- метод підвищення точності визначення висоти шляхом статистичного усереднення багатьох вимірювань;
- вплив затримки між вимірюваннями протягом сканування на точність визначення поточної, висоти;
- шляхи врахування крену машини (в тому числі і внаслідок її розгойдування) для підвищення точності визначення поточної висоти;
- метод визначення кута ухилу поверхні землі в місці приземлення.

Отримані результати дозволяють підвищити точність роботи радіовисотоміру та істотно зменшити ймовірність неправильного визначення поточної висоти знаходження об'єкту внаслідок його розгойдування чи статичного крену, а також складного рельєфу місцевості. Практичний результат полягає в підвищенні загальної ефективності системи та забезпеченні заданих умов приземлення об'єкту десантування, а можливість врахування крену об'єкту десантування та оцінки рельєфу місцевості є додатковою (до описаних у роботах [6,7,8]) перевагою

електронного висотоміру на базі скануючої радарної решітки над механічним пристроєм (щупом).

ЛІТЕРАТУРА:

1. Куянов О.Ю., Александров В.Є. Основні напрямки розвитку засобів десантування озброєння та військової техніки. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2010. №1(1). С. 49-54.
2. Дмитрієв В.А. Методи випробувань парашутних систем для повітряного десантування. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2013. №1(3). С. 41-43.
3. Патент № 111571. Автономна дистанційно керована транспортна модульна платформа супроводження повітряного десанту. Опубл. від 10.05.2016
4. Соломатин И.И., Арабин М.В. Учебное пособие по тяжелой воздушно-десантной технике. Под общ. ред. Гуськова Н.Н. Часть пятая. *Управление командующего ВДВ. – М. Воениздат*, 1980. С. 152.
5. Соломатин И.И., Арабин М.В. Учебное пособие по тяжелой воздушнодесантной технике. Под общ. ред. Лисова И.И. Часть третья. *Управление командующего ВДВ. – М. Воениздат*, 1967. С. 168.
6. Адамов Ю.І., Дяченко О.Ф., Завальнюк В.В. Визначення впливу похибок на швидкість приземлення об'єкту, який десантується за допомогою парашутно-реактивної системи при розрахунках реальної маси. *Збірник наукових праць*. ВА Одеса. 2016. №1(5) С. 83-90.
7. Адамов Ю.І., Дяченко О.Ф., Завальнюк В.В. Вплив похибок визначення стану атмосфери на швидкість приземлення об'єкту який десантується. *Науково-виробничий журнал ВКФ. Фаворит ЛТД*. Харків. 2017. 4(66) – 72. С. 36-41.
8. Адамов Ю.І., Дяченко О.Ф., Завальнюк В.В., Кондратенко О.І., Бондаренко А.В. Шляхи вдосконалення парашутно-реактивної системи. *Теоретичний і науково – практичний журнал*. 2017. №3.2017. С. 25-27.
9. Васильєва В.Н. Оптические и лазерные технологии. Учебное издание. Серия Интеграция. Выпуск 1. Санкт – Петербург. 2001. 251с.
- Харченко В. П., Барабанов Ю. М., Міхалочкін М. А. Системи зв'язку та навігації. *Навчальний посібник*. Видавництво Національного авіаційного університету. 2009. С. 207.
11. R. Ulrich and A.J. D'Onofrio. An Active Optical Ground Sensor for a Parachute Retrorocket Airdrop System. USAF, February 1973. (USAF Report HDL-TM-73-2 (AD 911 216L).)
12. L. Stanislas, T. Peynot. Characterisation of the Delphi Electronically Scanning Radar for Robotics Applications. Australasian Conference on Robotics and Automation 2015. 2-4 Dec. 2015, Canberra, Australia.

REFERENCES:

1. Kuianov O.Yu., Aleksandrov V.Ye. Osnovni napriamky rozvytku zasobiv desantuvannia ozbroiennia ta viiskovoi tekhniki . *Nauka i tekhnika Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy*. 2010. №1(1). S. 49-54.
2. Dmytriiev V.A. Metody vyprobuvan parashutnykh system dlia povitrianoho desantuvannia. *Nauka i tekhnika Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy*. 2013#1(3).S. 41-43.
3. Patent #111571. Avtonomna dystantsiino kerovana transportna modulna platform suprovodzhennia povitrianoho desantu. Opubl.vid 10.05.2016
4. Solomatyn Y.Y., Arabyn M.V. Uchebnoe posobyie po tiazhëloi vozdušno-desantnoi tekhnike. Pod obshch. red. Huskova N.N. Chast piataia. *Upravlenye komanduiushcheho VDV. – M. Voenyzdats*, 1980. S. 152.
5. Solomatyn Y.Y., Arabyn M.V. Uchebnoe posobyie po tiazhëloi vozdušnodesantnoi tekhnike. Pod obshch. red. Lysova Y.Y. Chast tretia. *Upravlenye komanduiushcheho VDV. – M. Voenyzdats*, 1967. S. 168.
6. Adamov Yu.I., Diachenko O.F., Zavalniuk V.V. Vyznachennia vplyvu pokhybok na shvydkist pryzemlennia obektu, yakyi desantuetsia za dopomohoiu parashutno - reaktivnoi systemy pry rozrakhunkakh realnoi masy. *Zbirnyk naukovykh prats*. VA Odessa. 2016. №1(5) S. 83-90.
7. Adamov Yu.I., Diachenko O.F., Zavalniuk V.V. Vplyv pokhybok vyznachennia stanu atmosfery na shvydkist pryzemlennia obiektu yakyi desantuietsia. *Naukovo-vyrobnychiy zhurnal VKF. Favoryt LTD*. Kharkiv, #4(66) – 72. S. 36-41.
8. Adamov Yu.I., Diachenko O.F., Zavalniuk V.V., Kondratenko O.I., Bondarenko A.V. Shliakhy vdoskonalennia parashutno - reaktivnoi systemy. *Teoretychnyi i naukovo – praktychnyi zhurnal*. 2017. №3.2017. S. 25-27.
9. Vasyleva V.N. Optycheskye y lazernye tekhnolohyy. Uchebnoe yzdanye. Seryia Yntehratsiia. #1.Sankt – Peterburh. 2001.-251s.
10. Kharchenko V. P., Barabanov Yu. M., Mikhalochkin M. A. Systemy zviazku ta navihatsii. *Navchalnyi posibnyk*. Vydavnytstvo Natsionalnoho aviatsiinoho universytetu. 2009. S. 207.

11. R. Ulrich and A.J. D'Onofrio. An Active Optical Ground Sensor for a Parachute Retrorocket Airdrop System. USAF, February 1973. (USAF Report HDL-TM-73-2 (AD 911 216L).)

12. L. Stanislas, T. Peynot. Characterisation of the Delphi Electronically Scanning Radar for Robotics Applications. Australasian Conference on Robotics and Automation 2015. 2-4 Dec 2015, Canberra, Australia.

**Адамов Ю.И., д.т.н, доц. Боряк К.Ф., к.ф.м.н., доц. Завальнюк В.В.
УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЕСАНТИРОВАНИЯ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ ИЛИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ**

В работе рассматриваются вопросы модернизации парашютно-реактивной системы (ПРС) с применением современных радиовысотомеров с целью повышения доли мягких приземлений и обеспечения возможности корректировки положения объекта десантирования в горизонтальной плоскости в зависимости от значения угла наклона поверхности пересеченной местности в расчетной точке приземления. Критические значения угла наклона объекта десантирования к горизонту предлагается устанавливать на основании указанных производителем тактико-технических данных объекта десантирования или расчетным путем. Первоочередной задачей является повышение точности работы высотомера, от которого зависит момент срабатывания пиропатронов реактивных двигателей ПРС. Авторы предлагают замену механического высотомера устаревшей конструкции современным электронным радиовысотомером на базе сканирующей радарной решетки. В статье рассмотрены особенности работы сканирующей радарной решетки, методы повышения точности определения высоты (расстояния до поверхности земли), необходимость и пути учета крена машины в процессе снижения и возможность определения угла уклона поверхности земли к горизонту в месте приземления. Полученные результаты позволяют повысить точность работы радиовысотомера и существенно уменьшить вероятность ошибочного определения высоты вследствие раскачивания или статического крена объекта, а также выявлять и учитывать особенности рельефа местности.

Кроме определения текущих значений высоты и скорости снижения машины, использование сканирующего радара позволяет оценить значение угла наклона поверхности Земли в месте приземления (в плоскости сканирования радара). Если определенный угол уклона поверхности земли в месте приземления оказывается слишком большим, увеличить вероятность удачного приземления можно путем коррекции траектории снижения объекта с учетом полученной информации. Одним из самых простых путей корректировки траектории снижения есть оборудование объекта небольшими аэродинамическими элементами (рулями) и электромеханическими приводами, обеспечивающими их необходимую ориентацию на основе результатов определения рельефа поверхности радиолокатором. Как один из вариантов, авторами предлагается применение дополнительных реактивных двигателей ПРС, которые конструктивно расположены на противоположных сторонах объекта десантирования таким образом, чтобы образовать крутящий момент вращения объекта в пространстве от 0° до 90° в горизонтальной плоскости за счет кинетической энергии движения от срабатывания реактивных двигателей. Момент срабатывания пиропатронов рассчитывается на основании определения оптимального расстояния объекта до поверхности земли, а потребность в срабатывании пиропатронов для разворота объекта (корректировка его положения в пространстве) зависит от определенного значения угла уклона поверхности земли и его сравнение с допустимыми критическими значениями угла наклона объекта (что соответствует потере объектом десантирования устойчивости во время приземления).

Ключевые слова: парашютно-реактивная система, сканирующая радарная решетка, угол уклона поверхности земли, терминальная скорость снижения, скорость снижения.

Adamov Yu., prof. Boriak K., PhD. Zavalniuk V.
ON IMPROVEMENT OF PARACHUTE-RETROCKET AIRDROP SYSTEM

The paper is devoted to the study of the prospects for improving the parachute-retrorocket airdrop system (PRS) in order to increase its reliability and enable the ability to adjust the orientation of a load in the horizontal plane depending on the slope of the earth's surface at the landing site. The primary task is to improve the accuracy of the altimeter, which determines the triggering moment of the PRS jet engines. The replacement of a mechanical altimeter of an outdated design with a modern electronic radio altimeter based on phased array radar is proposed, which allows to improve the accuracy of determining the absolute altitude (distance to the ground) and to take into account a roll of the load during the descent. The ways of determining the slope of earth's surface at the estimated landing site are also discussed. The results obtained make it possible to increase the accuracy of radio altimeter operation and significantly reduce the probability of an error in determining the absolute altitude due to rocking or static roll of the object.

In addition to determining the current values of the height and speed of the descent of the vehicle, the use of a scanning radar makes it possible to estimate the inclination angle of the Earth's surface at the landing site (in the radar scanning plane). If a certain angle of inclination of the earth surface at the landing site turns out to be too large, the probability of a successful landing can be increased by correcting the object's descent path, taking into account the information received. One of the easiest ways to correct a descent trajectory is to equip an object with small aerodynamic elements (rudders) and electromechanical actuators, ensuring their necessary orientation based on the results of determining the surface relief with radar. As one of the options, the authors propose the use of additional jet engines, which are structurally located on opposite sides of the object of landing in such a way as to form a torque of rotation of the object in a space from 0° to 90° in the horizontal plane due to the kinetic energy of motion from the actuation of jet engines. The triggering moment of the squibs is calculated based on determining the optimal distance of the object to the ground surface, and the need for triggering the squibs to rotate the object (correcting its position in space) depends on a certain value of the slope angle of the earth surface and comparing it with the admissible critical values of the angle, at which the object loses its stability during landing.

Keywords: parachute-retrorocket airdrop system, scanning radar grid, angle of slope of the earth's surface, terminal descent rate, descent rate.

