

УДК 629.7

**Ю.І. Адамов<sup>1</sup>****О.Ф. Дяченко<sup>2</sup>, к.т.н., с.н.с.****В.В. Завальнюк<sup>1</sup>, к.ф.-м.н.****М.В. Смоляний<sup>1</sup>**<sup>1</sup>Військова академія (м. Одеса), Україна<sup>2</sup>Одеська державна академія технічного регулювання та якості, Україна

## **ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ПОХИБОК НА ШВИДКІСТЬ ПРИЗЕМЛЕННЯ ОБ'ЄКТА, ЯКИЙ ДЕСАНТУЄТЬСЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ПАРАШУТНО-РЕАКТИВНОЇ СИСТЕМИ ПРИ РОЗРАХУНКАХ РЕАЛЬНОЇ МАСИ**

*Представлено залежність швидкості приземлення від термінальної швидкості спуску для визначення необхідної довжини щупів для своєчасного спрацювання реактивного двигуна, яким забезпечується гашення вертикальної швидкості знижування на парашуті в момент приземлення. Наведено розрахунки визначення повної довжини щупа*

**Ключові слова:** парашутно-реактивна система (ПРС), десантування бойової машини, поправка до довжини щупа, польотна маса бойової машини, формулярна маса бойової машини, довжина щупа.

### **Постановка проблеми**

Десантування важкої техніки і вантажів з літаків Іл-76 або Ан-22 пов'язано з необхідністю підвищення ефективності та надійності їхньої доставки у район десантування. При забезпеченні своєчасного загорання порохового заряду реактивного двигуна парашутно-реактивної системи (ПРС) особливо важливим є питання визначення та установки необхідної довжини її щупів. Похибка визначення необхідної довжини щупів парашутно-реактивної системи може призвести до можливого руйнування контейнерів з вантажами чи виведення з ладу техніки (озброєння) або загибелі (каліцтва) особового складу у разі його десантування разом з технікою. Тому питання подальшого вдосконалення методики визначення необхідної довжини щупів ПРС наразі є дуже актуальним.

### **Аналіз останніх досягнень і публікацій**

Практично у повному обсязі проблема визначення необхідної довжини щупів ПРС розглядається у навчальних посібниках з питань забезпечення десантування важкої бойової техніки та вантажів [1, 2]. Актуальність питання розвитку засобів десантування озброєння, військової техніки і вантажів спонукає до продовження роботи у цьому напрямку, підвищуючи надійність, точність та безпечність десантування. Свідченням цього є дослідження зазначених питань у галузевих наукових закладах як провідних країн світу, так і в Україні. Певні напрацювання з цих питань висвітлюються у публікаціях, в матеріалах раціоналізаторської та винахідницької роботи [3, 4, 5] тощо. При цьому започатковуються нові напрямки розвитку засобів десантування. Прикладом цього, зокрема, є розробка автономної дистанційно керованої транспортної модульної платформи супроводження повітряного десанту [5].

Аналіз останніх досягнень і публікацій свідчить про появу нових напрямків розвитку засобів десантування та необхідність подальшого удосконалення наявних.

### **Постановка задачі та її розв'язання**

Метою (завданням) статті є аналіз наявної методики визначення необхідної довжини щупів парашутно-реактивної системи ПРСМ-915 та пошуки напряму розробки безконтактної системи запуску двигунів ПРС з автоматичним корегуванням висоти їх спрацювання.

В результаті досліджень було з'ясовано, що в наявній методиці при визначенні необхідної довжини щупів увага здебільшого акцентується на визначенні польотної маси об'єкта, який десантується. Однак, досвід свідчить, що необхідна довжина щупів істотно залежить і від різниці температур порохового заряду та повітря у районі десантування, і від інших факторів, що вказує на необхідність удосконалення наявної методики.

### Виклад основного матеріалу

Оптимальна довжина щупу ( $L_{щ}$ ) розраховується на підставі даних щодо температури повітря ( $t_n$ ) у районі десантування бойової машини, температури порохового заряду ( $t_3$ ) блоку ПРД і польотної маси ( $m_{пол}$ ) машини, яка десантується.

У математичному апараті дослідження проблеми приймаються такі умовні позначення та припущення:

$L_{щ}$  – повна встановлена довжина щупа;

$L_0$  – довжина щупа, визначена лише з урахуванням польотної маси, та без урахування температурних поправок;

$\Delta L$  – поправка до довжини щупа, пов'язана з різницею  $\Delta t$  температур повітря та порохового заряду;

$t_n$  – температура повітря у районі десантування машини;

$t_3$  – температура порохового заряду блоку ПРД під час десантування машини;

$m_0$  – очікувана польотна маса бойової машини, яка десантується;

$m_{\phi}$  – формулярна маса бойової машини, яка десантується, складається з сухої маси машини, маси повної заправки та маси повного штатного боєкомплекту;

$m_{ГСМ\phi}$  – формулярна маса повної заправки бойової машини, яка складає 280 кг;

$m_3$  – маса реальної заправки машини, яка завантажена для десантування;

$\Delta m_{ГСМ}$  – різниця між масою повної заправки бойової машини, яка завантажена для десантування, і масою реальної заправки машини;

$m_{\phi\text{бк}}$  – формулярна маса повного боєкомплекту бойової машини, яка складає 300 кг;

$m_{\text{бк}}$  – маса реально завантаженої кількості боєприпасів бойової машини при підготовці машини до десантування;

$\Delta m_{\text{бк}}$  – різниця між масою повної боєкомплекту бойової машини і масою реально завантаженої кількості боєприпасів при підготовці машини до десантування;

$m_{\text{прс}}$  – маса парашутно-реактивної системи модернізованої (ПРСМ – 915), яка на цей час використовується для десантування ОВТ ВДВ.

Умовні позначення, які у статті використовуються лише 1-2 рази, пояснюються відразу після формул в яких вони застосовуються, а в текстовій частині – безпосередньо там, де їх застосовано.

Зазвичай, розрахунок довжини щупа  $L_{щ}$  проводиться за такою стандартною методикою:

**а)** визначається польотна маса  $m_{пол}$  бойової машини, яка десантується:

$$m_0 = m_{\phi} - \Delta m_{ГСМ} - \Delta m_{\text{бк}} + m_{\text{прс}} \quad (1)$$

$$\Delta m_{ГСМ} = 280 - m_3 \quad (2)$$

$$\Delta m_{\text{бк}} = m_{\phi\text{бк}} - m_{\text{бк}} \quad (3)$$

Похибка  $\Delta m_{ГСМ}$  при визначенні маси фактичної заправки  $m_3$  бойової машини виникає внаслідок того, що можуть бути похибки при зливі палива з машини під час завантаження в літак та відмінна від очікуваної витрата палива під час здійснення маршруту з пункту постійної дислокації до вихідного району для десантування.

Похибка  $\Delta m_{\text{бк}}$  при визначенні маси фактично завантаженого боєкомплекту  $m_{\text{бк}}$  бойової машини виникає внаслідок того, що може бути прийнято рішення на завантаження додаткової кількості боєприпасів для штатного озброєння бойової машини та стрілецької зброї екіпажу. Ця похибка може складати від 20 до 100кг. Фактична маса ПРСМ-915  $m_{\text{прс}}$  також може дещо відрізнятись від формулярної внаслідок різних причин.

Крім цього, значення температури повітря в районі десантування є суто оцінним і також може приводити до значних помилок.

**Примітка.** У разі десантування бойової машини разом з особовим складом до польотної маси  $m_{пол}$  машини, розрахованої за формулою (1), варто додати масу екіпажу зі спорядженням.

б) визначається різниця  $\Delta t$  між температурою повітря  $t_n$  у районі десантування машини і температурою порохового заряду  $t_3$  блоку ПРД:

$$\Delta t = t_n - t_3 \quad (4)$$

Залежно від  $\Delta t$ , за графіком визначається поправка  $\Delta L$  до довжини щупа.

Для пояснення вищевикладеного матеріалу розглянемо наступний приклад.

**Приклад.** При розрахунках приймаються формулярні дані:

$$m_\phi = 7200 \text{ кг}; m_{\text{бк}\phi} = 300 \text{ кг}; m_{\text{ГСМ}\phi} = 280 \text{ кг}; \text{формулярна маса ПРС } m_{\text{прс}\phi} = 1060 \text{ кг}.$$

За умовами прикладу вважається, що:

- фактичне завантаження боскомплекту  $m_{\text{бк}}$  становить 200 кг;
- фактична заправка  $m_3$  становить 230 кг;
- фактична маса ПРСМ-915  $m_{\text{прс}}$  становить 1060 кг;
- $t_n = -15^\circ\text{C}$ ;
- $t_3 = -5^\circ\text{C}$ .

Слід наголосити, що при визначенні робочої довжини щупа необхідно знати польотну масу бойової машини  $m_0$ , при визначенні якої неможливо уникнути похибок  $\Delta m_{\text{ГСМ}}$ ,  $\Delta m_{\text{бк}}$  та  $\Delta m_\phi$ .

Як свідчить досвід десантування бойових машин, їх маса перед десантуванням  $m_0$  за рахунок можливого завантаження в машину додаткового шанцевого інструменту механіка-водія та іншого майна може різнитися від формулярної  $m_\phi$  до +300 кг. При цьому формулярна маса повної заправки може різнитися від маси реальної заправки  $m_3$  машини, яка завантажена для десантування, до +(30–100) кг. Формулярна маса парашутно-реактивної системи  $m_{\text{прс}\phi}$  може різнитися від  $m_{\text{прс}}$  на  $\pm 20$  кг [6].

За формулами (2), (3) та (1) розраховуємо:

$$\begin{aligned} m_3 &= 230 \text{ кг}; & \Delta m_{\text{ГСМ}} &= 280 \text{ кг} - 230 \text{ кг} = 50 \text{ кг}; \\ m_{\text{бк}} &= 200; & \Delta m_{\text{бк}} &= 300 \text{ кг} - 200 \text{ кг} = 100 \text{ кг}; \\ m_0 &= 7200 \text{ кг} - 50 \text{ кг} - 100 \text{ кг} + 1060 \text{ кг} = 8110 \text{ кг}. \end{aligned}$$

Шляхом інтерполяції графіка залежності робочої довжини щупа від польотної маси бойової машини за визначеною польотною масою 8110 кг без урахування температурних поправок при десантуванні машини з літаків Іл-76 або Ан-22 визначається, що довжина щупа  $L_0 \approx 13300$  мм.

При відомих температурах  $t_n$  та  $t_3$  за формулою (4) розраховується значення  $\Delta t$ :

$$\Delta t = -15 - (-5) = -10^\circ\text{C}$$

Із графіка визначення поправок до довжини щупа від перепаду температур повітря і заряду визначається, що  $\Delta L \approx -300$  мм.

Повна довжина щупа визначається алгебраїчною сумою отриманих вище значень  $L_{\text{щ}}$  та  $\Delta L$ :

$$L_{\text{щ}} = L_0 + \Delta L \quad (5)$$

Тоді, з урахуванням визначених вище чисельних значень  $L_0$  та  $\Delta t$ , маємо:

$$L_{\text{щ}} = 13300 - 300 = 13000 \text{ мм}.$$

Із таблиці залежності довжини щупа від літери обмежувача визначається літера на обмежувачі та номер отвору щупа. Відповідно, для  $L_{\text{щ}} = 13000$  мм відповідає літера В, а номер отвору – 22.

Далі розглядається вплив зміни параметрів зниження на вертикальну швидкість приземлення бойової машини.

Нехай, в момент увімкнення порохової системи стала вертикальна швидкість спуску дорівнює  $v_0$ , польотна маса машини з парашутом дорівнює  $m$ , маса парашуту  $m_{\text{пар}}$ , висота над землею  $h_0$ . Максимальна тривалість роботи порохової системи дорівнює  $\tau$ , а її середня сила тяги –  $F_T$ .

За умови сталої потужності порохової системи час та оптимальна висота початку гальмування і швидкість спуску на парашуті пов'язані наступним чином.

Математичний опис руху тіла під дією декількох сил базується на другому законі Ньютона:

$$m a = m g - F_T \Rightarrow a = g - \frac{F_T}{m}.$$

З урахуванням того, що під час гальмування за допомогою реактивної системи рух парашуту стає незалежним від руху бойової машини та його вага перестає впливати на рух машини (вертикальна вісь обирається напрямленою вниз), маємо:

$$(m - m_{\text{пар}})a = (m - m_{\text{пар}})g - F_T \Rightarrow a = g - \frac{F_T}{m - m_{\text{пар}}} < 0 \quad (6)$$

де  $g = 9,8 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння, а від'ємний знак прискорення машини вказує на те, що воно напрямлене вгору. Позначивши швидкість приземлення бойової машини через  $v_n$ , можна записати:

$$h = \frac{v_n^2 - v^2}{2a}.$$

Зміна польотної маси бойової машини призведе до зміни швидкості її спуску на парашуті і, як наслідок, до зміни оптимальної висоти увімкнення порохової системи.

Зважаючи на те, що при падінні в атмосфері на будь-яке тіло завжди діють дві протилежно напрямлені сили:

- сила тяжіння Землі  $F_{\text{тяж}} = m g$ . Вона залежить лише від маси тіла  $m$  і є сталою величиною.

Ця сила напрямлена вниз та збільшує швидкість падіння;

- сила опору повітря  $F_{\text{оп}}(v) = \beta v^2$ . Вона залежить лише від форми тіла, швидкості його руху  $v$ , густини повітря  $\rho$ . Ця сила не залежить від маси тіла та завжди зменшує швидкість руху. У зазначеній формулі  $\beta$  – це коефіцієнт опору.

Реальне прискорення падіння залежить від векторної суми цих двох сил, які під час зниження завжди є протилежно напрямленими та частково або повністю компенсують одна іншу. На початковій фазі зниження швидкість падіння тіла є відносно малою. При цьому відповідна сила опору є значно меншою за силу тяжіння, тому тіло падає з прискоренням, близьким до прискорення вільного падіння  $g$ . Як результат, швидкість падіння тіла збільшується.

Зростання швидкості призводить до стрімкого збільшення сили опору повітря, яка, починаючи з деякого моменту часу падіння, повністю компенсує вплив сили тяжіння. Далі тіло рухається зі сталою швидкістю, яку називають термінальною швидкістю зниження.

З урахуванням наведених міркувань, рівняння для термінальної швидкості набуває вигляду:

$$m g = \beta v^2.$$

Звідси знаходимо значення термінальної швидкості зниження:

$$v = \sqrt{m g / \beta}.$$

Коефіцієнт опору повітря  $\beta$  залежить від парусності парашуту, парусності бойової машини та густини повітря. Більш детальний розгляд цього питання виходить за межі цієї роботи, тому надалі ми будемо використовувати дані, отримані з [1,2].

Варто зазначити, що парусність бойової машини є на порядок меншою за парусність парашута. Проте, після увімкнення гальмівної системи лише опір повітря, створюваний бойовою машиною продовжує впливати на швидкість її зниження, а дію парашуту на неї можна взагалі знехтувати.

Густина повітря істотно залежить лише від його температури. Її зміна призводить до зміни термінальної швидкості, відповідно похибка в оцінці температури повітря поблизу землі в районі десантування призводить до похибки в визначенні довжини щупа. Не заглиблюючись в теорію цього питання, вплив температури (густини) повітря наводиться на графіках додатку 5 [2].

Зміна термінальної швидкості польоту (внаслідок зміни маси бойової машини або температури повітря) впливає на процес гальмування. В разі зміни маси машини також змінюється і прискорення, з яким вона рухається під дією гальмівної системи. Як наслідок, відхилення польотної маси  $m$  бойової машини призводить до зміни оптимальної висоти  $h$  ввімкнення гальмівної системи – в іншому разі зміниться швидкість приземлення бойової машини  $v_n$ .

Відповідно до теорії рівноприскореного руху, **очікувані** значення швидкості приземлення машини  $v_{n,0}$ , термінальної швидкості  $v_0$  зниження бойової машини, висоти  $h_0$  початку гальмування та прискорення  $a_0$  під дією гальмівної системи взаємопов'язані таким чином:

$$h_0 = \frac{v_{n,0}^2 - v_0^2}{2a_0}. \quad (7)$$

Варто зазначити, що у наведеному вище прикладі визначення довжини щупів всі розрахунки базуються лише на значенні польотної маси бойової машини. Проте, ця величина, як було показано вище, визначає термінальну польотну швидкість  $v_0$ . Нагадаємо, що саме швидкість  $v_0$  разом з силою тяги  $F_T$  гальмівної системи, визначає значення  $h_0$  та гальмівне прискорення  $a_0$ .

Виходячи з цього, під **очікуваними** значеннями  $v_0$ ,  $h_0$ ,  $a_0$  потрібно розуміти ті значення зазначених параметрів, які було явно чи неявно використано під час розрахунку довжини щупів (див. наведений вище приклад). Після того, як довжину щупів  $h_0$  установлено, цю величину можна назвати запланованою висотою початку гальмування.

Що стосується **очікуваної** швидкості приземлення машини  $v_{n,0}$ , то цілком зрозуміло, що задача розрахунків полягає саме в тому, що зробити її максимально наближеною до нуля. Однак, ця швидкість, загалом кажучи, не є рівною нулю, проте повинна потрапляти в діапазон від 0 до 5 м/с [1]. Причиною цього є вплив великої кількості додаткових факторів, які неможливо (або дуже складно) врахувати: швидкість вітру поблизу землі, локальні зміни температури повітря, нерівномірність згоряння пороху в гальмівній системі тощо.

У разі неправильного оцінювання польотної маси бойової машини перед десантуванням (очікувана  $m_0$ , реальна –  $m$ ) або неправильного оцінювання температури повітря у районі десантування реальна термінальна швидкість  $v$  зниження машини відрізнятиметься від очікуваної швидкості зниження  $v_0$ .

Визначення впливу похибок оцінки маси машини та швидкості її зниження перед гальмуванням на реальну швидкість приземлення машини виконуються наступним чином.

З формули (7) для очікуваних значень швидкості зниження та висоти початку гальмування (довжини щупів) визначаємо відповідне гальмівне прискорення  $a_0$ , яке під дією реактивної порохової системи напрямлене протилежно напрямку руху бойової машини при її знижуванні, та (за допомогою формули (6)) її середню силу тяги  $F_T$ :

$$a_0 = \frac{v_{n,0}^2 - v_0^2}{2h_0} < 0 \quad \text{та} \quad F_T = (m_0 - m_{нар})(g - a_0).$$

З урахуванням цього та формули (6) можна визначити реальне гальмівне прискорення  $a$  (воно буде відмінним від очікуваного прискорення  $a_0$  у випадку  $m_0 \neq m$ ):

$$a = g - \frac{m_0 - m_{нар}}{m - m_{нар}}(g - a_0) = a_0 \delta + g(1 - \delta); \quad \delta = \frac{m_0 - m_{нар}}{m - m_{нар}}. \quad (8)$$

Знаючи реальну термінальну швидкість руху  $v$ , заплановану висоту початку гальмування  $h_0$  та реальне гальмівне прискорення  $a$  можна визначити реальну швидкість приземлення бойової машини за умови  $v \neq v_0$  та  $m \neq m_0$ :

$$h_0 = \frac{v_n^2 - v^2}{2a} \Rightarrow v_n = \sqrt{2ah_0 + v^2} = \sqrt{2h_0(a_0 \delta + g(1 - \delta)) + v^2} \Rightarrow \quad (9)$$

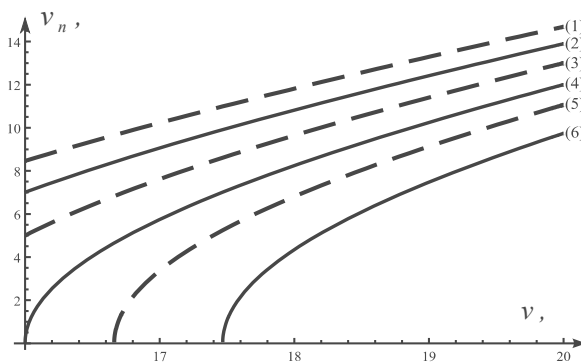
$$v_n = \sqrt{2h_0 g(1-\delta) + v^2 - (v_0^2 - v_{n,0}^2)\delta}. \quad (10)$$

У разі, коли  $m = m_0$  (тобто, коли реальна й очікувана маса бойової машини не відрізняються) цей вираз спрощується і набуває вигляду:

$$v_n = \sqrt{v_{n,0}^2 + v^2 - v_0^2}.$$

Варто звернути увагу, що обчислена за формулою (10) швидкість приземлення приймає дійсні значення лише у випадку  $v^2 > v_0^2 - v_{n,0}^2$  та зростає зі збільшенням швидкості парашутного спуску машини  $v$ . Зрозуміло, що висота підйому залежить від тривалості роботи реактивної системи та моменту часу, в який швидкість бойової машини зрівнюється з нулем.

Для наочності на рис. 1 наводяться побудовані за формулою (10) графічні залежності реальної швидкості приземлення  $v_n$  від реальної  $v$  та очікуваної  $v_0$  швидкостей знижування та відношення  $\delta$  очікуваної маси  $m_0$  машини до її реальної маси  $m$  (за умови, коли  $v_0=16$  м/с,  $h_0=12$  м). На горизонтальній осі відкладено реальну термінальну швидкість знижування БМ, на вертикальній осі – реальна швидкість приземлення. Суцільні криві відповідають очікуваній швидкості приземлення  $v_{n,0}$  рівній нулю, штрихові –  $v_{n,0}=5$  м/с.



1.  $v_{n,0} = 5$  м/с,  $\delta = 0.9$  ( $m = 1.11 m_0$ ).
2.  $v_{n,0} = 0$  м/с,  $\delta = 0.9$  ( $m = 1.11 m_0$ ).
3.  $v_{n,0} = 5$  м/с,  $\delta = 1$  ( $m = m_0$ ).
4.  $v_{n,0} = 0$  м/с,  $\delta = 1$  ( $m = m_0$ ).
5.  $v_{n,0} = 5$  м/с,  $\delta = 1.1$  ( $m = 0.91 m_0$ ).
6.  $v_{n,0} = 0$  м/с,  $\delta = 1.1$  ( $m = 0.91 m_0$ ).

Рис. 1. Залежності швидкості приземлення  $v_n$  від термінальної швидкості спуску  $v$

Аналіз наведених графіків демонструє, що відхилення реальної швидкості знижування  $v$  від очікуваної швидкості знижування  $v_0$  навіть на 1 м/с призводить до істотного збільшення реальної швидкості приземлення  $v_n$ . Наприклад, з досвіду десантування відомо [1,2], що при швидкостях приземлення  $v_n$  від 0 до 5 м/с боєдатність техніки та озброєння зберігається з досить високою ймовірністю.

З графіку 3 та 4 видно, що, навіть за умови точного врахування польотної маси бойової машини, відхилення реальної швидкості зниження  $v$  від очікуваної  $v_0$  лише на 1 м/с призводить до збільшення реальної швидкості приземлення  $v_n$  від 0–5 м/с до  $\approx 6,75$ – $7,75$  м/с. Варто зазначити, що при цьому кінетична енергія бойової машини в момент зіткнення збільшується як мінімум в 1,8 – 2,4 рази, що, відповідно, різко збільшує ймовірність виходу техніки з ладу.

З графіків 1 та 2 можна побачити, що похибка у визначенні реальної польотної маси машини призводить до значно більш серйозних наслідків: реальна швидкість приземлення  $v_n$  зростає від 0–5 м/с до  $\approx 9$ – $10$  м/с, що відповідає як мінімум 3–4-кратному зростанню кінетичної енергії в момент приземлення.

У разі, коли  $v^2 < v_0^2 - v_{n,0}^2$ , швидкість бойової машини зрівнюється з нулем ще до моменту приземлення, реактивна система починає підіймати бойову машину вгору доти, поки не вичерпається запас порохового заряду. Із вигоранням порохового заряду тяга двигуна стає меншою за вагу бойової машини і далі продовжує зменшуватися до нуля. Після того, як тяга порохового заряду стає меншою, ніж вага бойової машини, машина розпочинає вільне падіння на землю. При цьому швидкість вільного падіння буде залежати від її висоти над землею та вертикальної швидкості у момент вимкнення порохової системи.

У разі, коли реальна маса  $m$  менша очікуваної маси  $m_0$  бойової машини, описана вище ситуація тільки погіршується.

Розглянемо цю ситуацію детальніше. Рівняння прямолінійного рівноприскореного руху в цьому випадку має вигляд ( $h_0 > 0$ ):

$$h(t) = -h_0 + v_0 t + \frac{at^2}{2},$$

де прискорення  $a$  ( $a < 0$ , тобто напрямлене вгору) визначається формулою (8).

Далі можливі три варіанти розв'язку:

$|a| < \frac{v_0^2}{2h_0}$  – приземлення з певною швидкістю (відмінною від нуля), яка визначається

за формулою (9):  $v_n = \sqrt{2 a h_0 + v^2}$  ;

$|a| = \frac{v_0^2}{2h_0}$  – «м'яке» приземлення, тобто приземлення з нульовою швидкістю;

$|a| > \frac{v_0^2}{2h_0}$  – машина починає підійматись вгору, не досягнувши землі.

Перший варіант розв'язку детально досліджено в цій роботі. Другий варіант є ідеальним випадком, коли очікувані параметри точності співпали з реальними, а тому не вимагає додаткового дослідження.

Третій варіант вимагає більш глибокого дослідження, що виходить за межі цієї роботи. Крім цього, для його вивчення необхідна більш детальна інформація про роботу порохової системи гальмування (залежності її потужності та тривалості роботи від температури порохового заряду, а також зміна її потужності у процесі роботи по мірі вигорання пороху).

Набутий досвід десантування важкої техніки ВДВ за допомогою ПРС висвітлює проблему розрахунку довжини щупу, необхідної для успішного приземлення. Головним недоліком методики застосування щупів є те, що їх довжина жорстко фіксується задовго до моменту десантування (перед завантаженням), що не дозволяє корегувати її з урахуванням змін параметрів. Особливо це стосується реальної швидкості знижування ПРС, яка насамперед залежить від польотної маси бойової машини та температури навколишнього повітря, які важко спрогнозувати точно, а також швидкості вітру поблизу місця приземлення, що взагалі не враховується.

Тому виникає питання щодо вдосконалення способу визначення оптимальної висоти включення порохової системи гальмування, який би дозволив як мінімум покращити врахування вказаних вище параметрів для забезпечення мінімальної швидкості приземлення важкої техніки.

Ця проблема може вирішуватись шляхом заміни щупів ПРС оптичним чи радіохвильовим далекоміром. Це дозволить замість спроб неявної оцінки реальної швидкості знижування через польотну масу бойової машини і температуру навколишнього середовища постійно контролювати цю швидкість шляхом прямого вимірювання безпосередньо у процесі знижування.

### Висновки

На підставі отриманих результатів дослідження маємо наступне:

- при підготовці бойових машин до десантування досить частими є істотні похибки у визначенні їх польотної маси;
- розроблена математична модель дозволяє враховувати ці похибки та визначити їх вплив на реальну швидкість приземлення;
- відносно малі похибки у визначенні польотної маси та оцінці швидкості знижування, яка ще й пов'язана з температурою повітря, призводять до значного збільшення швидкості приземлення.

Основними напрямками подальшого розвитку ПРС мають бути:

- проведення досліджень з оптимізації пристроїв, що входять до складу ПРС, зокрема, розробка безконтактної системи запуску двигунів ПРС з автоматичним корегуванням висоти їх спрацювання;

– забезпечення простоти експлуатації, високої надійності та високої точності управління роботою порохових двигунів:

– зважаючи на те, що десантування особового складу всередині об'єкта з використанням ПРСМ-915 є досить небезпечним, то одним із основних напрямків має бути створення умов для більш безпечного десантування екіпажу всередині об'єкта, який десантується.

### Список використаних джерел

1. Соломатин И.И. Учебное пособие по тяжёлой воздушно-десантной технике. Часть пятая: учеб. пос. / И.И. Соломатин., М.В. Арабин // Управление командующего ВДВ. – М. : Воениздат, 1980. – 152 с.
2. Соломатин И.И. Учебное пособие по тяжёлой воздушно-десантной технике. Часть третья: учеб. пособ. / И.И. Соломатин., М.В. Арабин // Управление командующего ВДВ. – М. : Воениздат, 1967. – 168 с.
3. Основні напрямки розвитку засобів десантування озброєння та військової техніки: збірник наукових праць / Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України [за ред. О.Ю. Куянова, В.Є.Александрова]. – Харків, 2010. – № 1(1). – С. 49–54.
4. Дмитрієв В.А. Методи випробувань парашютних систем для повітряного десантування: збірник наукових праць / В.А. Дмитрієв // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України [за ред. В.А. Дмитрієва]. – Харків, 2013. – № 1(3). – С. 41–43.
5. Пат. 111571 Україна, МПК (2015.01) B64D 1/00, B64D 17/00, F41H 7/00. Автономна дистанційно керована транспортна модульна платформ супроводження повітряного десанту / О.В. Гуляк, Ю.Г. Даник, О.І. Кравчук; заявник та власник О.В. Гуляк, Ю.Г. Даник, О.І. Кравчук, С.С. Ковалішин, В.Т. Беліков № а 2015 08583; заявл. 04.09.2015; опубл. 10.05.2016, Бюл. № 9. – 6 с.
6. Парашютно-реактивные системы [Электронный ресурс] // Техника и вооружение вчера, сегодня, завтра. Научно-популярный журнал. – Март. – 2011. – Режим доступа : [www.otvaga2004.ru/tiv](http://www.otvaga2004.ru/tiv).

**Рецензент:** В.М.Оленев, п.н.с., к.в.н, професор, Військова академія (м. Одеса).

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ НА СКОРОСТЬ ПРИЗЕМЛЕНИЯ ОБЪЕКТА, КОТОРЫЙ ДЕБАТИРУЕТСЯ С ПОМОЩЬЮ ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ РАСЧЕТАХ РЕАЛЬНОЙ МАССЫ

Ю.И. Адамов, О.Ф. Дяченко, В.В. Завальнюк, М.В. Смоляной

Представлена зависимость скорости приземления от терминальной скорости спуска для определения необходимой длины щупов для своевременного срабатывания реактивного двигателя, которым обеспечивается гашения вертикальной скорости снижения на парашюте в момент приземления. Приведены расчеты определения полной длины щупа.

**Ключевые слова:** парашютно-реактивная система (ПРС), десантирование боевой машины, поправка к длине щупа, полетная масса боевой машины, формулярная масса боевой машины, длина щупа.

### THE DETERMINATION OF ERRORS' DEPENDENCE ON THE SPEED OF OBJECT'S LANDING WITH THE USE OF PARACHUTE AND REACTIVE SYSTEM WHEN CALCULATING THE ACTUAL WEIGHT

Y. Adamov, O. Dyachenko, V. Zaval'nyuk, M. Smolyanyi

The article gives the dependence of the landing speed on the terminal descending speed to determine the necessary probes' length for timely start of reactive engine which suppresses the speed of parachute landing. Also the calculation of the full probe's length is given.

**Keywords:** parachute and reactive system, combat vehicle landing, adjustment for probe's length, flight weight of combat vehicle, logging weight of combat vehicle, probe's length.