

УДК 623.463.54

DOI: [https://doi.org/1034169/2414-0651.2019.3\(23\).78-83](https://doi.org/1034169/2414-0651.2019.3(23).78-83)**А. Л. ЗІРКА**, кандидат технічних наук<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>**В. І. СІЛКОВ**, кандидат технічних наук, доцент<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>**О. А. ЖЕВТЮК**, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>(Центральний науково-дослідний інститут
озброєння та військової техніки Збройних Сил
України, м. Київ)

Методика розрахунку діапазону кутів та швидкостей зустрічі ракети з перешкодою для спрацювання підривного пристрою

У статті запропоновано методичний підхід та наведено результати чисельного експерименту щодо розрахунку та підтвердження заданих параметрів функціонування запобіжно-виконуючого механізму для надійного підриву бойової частини при різних умовах зустрічі некерованої авіаційної ракети з поверхнею. З метою підтвердження результатів розрахункової методики у статті розглянуто спосіб натурного відтворення процесу спрацювання запобіжно-виконуючого механізму, а також наведено принципову схему та опис роботи такого випробувального пристрою.

Ключові слова: некерована авіаційна ракета, натурне відтворення, некерована ракета класу повітря-поверхня

В статье предложен методический подход и приведены результаты численного эксперимента относительно расчета и подтверждения заданных параметров функционирования предохранительно-исполняющего механизма для надежного подрыва боевой части при разных условиях встречи неуправляемой авиационной ракеты с поверхностью. С целью подтверждения результатов расчетной методики в статье рассмотрен способ натурного воспроизведения процесса срабатывания предохранительно-исполняющего механизма, а также приведена принципиальная схема и описание работы такого испытательного устройства.

Ключевые слова: неуправляемая авиационная ракета, натурное воспроизведение, неуправляемая ракета класса воздух-поверхность

ВСТУП

За досвідом практичного застосування некерованих авіаційних ракет (НАР) типів С-5, С-8 зафіксовано значну кількість нерозривів ракет, особливо при зустрічі з ґрунтовою поверхнею на великих кутах до нормалі.

Тому при розробці нових НАР, серед інших, висуваються вимоги до надійного спрацювання підривного пристрою при широкому діапазоні кутів зустрічі ракети з поверхнею (ціллю) ($0^\circ \dots 80^\circ$ до нормалі).

Для забезпечення надійного підриву ракети у широкому діапазоні кутів зустрічі з поверхнею, окрім контактного підривного пристрою передбачено запобіжно-виконуючий механізм (ЗВМ), принцип дії якого побудовано на переміщенні інерційного механізму під впливом перевантаження, а саме: взведення, при старті; спрацювання при зіткненні ракети з поверхнею.

При цьому, під час проведення випробувань виробів виникають ускладнення з відтворення умов перевірки спрацювання ЗВМ при значних кутах ($60^\circ \dots 80^\circ$) до нормалі зустрічі ракети з ціллю.

За таких умов при проведенні приймально-здавальних випробувань НАР виникає актуальне завдання з математичного моделювання процесу функціонування ЗВМ при різних умовах зустрічі НАР з поверхнею для оцінки його відповідності заданим вимогам.

РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКІВ

Метод математичного моделювання процесів функціонування ЗВМ при різних умовах зустрічі НАР з поверхнею дозволяє здійснити оцінку неконтрольованих параметрів в ході приймально-здавальних випробувань зазначеного авіаційного засобу ураження.

Далі у статті розглянемо математичне моделювання такого процесу для конкретної НАР та отримані результати за запропонованою розрахунковою методикою.

На першому етапі наведемо розрахунки необхідних діапазонів кутів та швидкостей зустрічі ракети з перешкодою для забезпечення спрацювання підривного пристрою.

При цьому, при застосуванні ракети по наземних цілях будемо розглядати два характерних види поверхні: пісок природної вологості з коефіцієнтом проникнення: $k_{II} = 4,5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{кг}$;

залізобетон з коефіцієнтом проникнення $k_{II} = 0,9 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{кг}$.

В залежності від умов пуску ракета може здійснювати зіткнення з перешкодою (ціллю) у достатньо широкому діапазоні кутів нахилу траєкторії: $\theta = 25^\circ \dots 90^\circ$ ($\lambda = 75^\circ \dots 0^\circ$ до нормалі), а її рух через перешкоду (проникнення) характеризуватиметься наступними параметрами:

глибина проникнення h , м;

лінійне прискорення j_x , м/с²;

тангенціальне перевантаження $n_x = F/gm$;

величина сили опору перешкоди X_a [Н].

Максимальну глибину проникнення можна обчислити за наступним співвідношенням:

$$h = k_a k_I k_{II} (m/d^2) V_c \cos((k_\lambda (90 - \theta))), \quad (1)$$

де:

Таблиця 1

Вихідні характеристики ракети і поверхні ураження

m_0 , кг	m_T , кг	m , кг	d , м	l_r , м	k_d	$k_{Г\text{ бет}}$	$k_{Г\text{ гр}}$	$k_{П\text{ бет}}$	$k_{П\text{ ґрунт}}$	$k_{\lambda 1}$	$k_{\lambda 2}$
12,8	4,6	8,2	0,08	0,21	0,8389	1,262	1	$0,9 \cdot 10^{-6}$	$4,5 \cdot 10^{-6}$	1,5938	1

Таблиця 2

Параметри удару по ґрунту

Параметри	Розрахункові значення			
V , м/с	139	167	194	222
V , км/год	500	600	700	800
h , м ($\lambda=0^\circ$)	0,6718	0,8061	0,9405	1,0748
h , м ($\lambda=75^\circ$)	0,1739	0,2087	0,2435	0,2783
$-j$, м/с ² ($\lambda=0^\circ$)	14358	17229	20101	22972
$-j$, м/с ² ($\lambda=75^\circ$)	3717	4461	5204	5948
$-n_x$ ($\lambda=0^\circ$)	1464	1756	2049	2342
$-n_x$ ($\lambda=75^\circ$)	378,9	454,7	530,5	606,3
$-X_a$ ($\lambda=0^\circ$), кг	12001	14402	16802	19202
$-X_a$ ($\lambda=75^\circ$), кг	3107	3729	4350	4972

$$k_d = 2,8\sqrt[3]{d} - 1,3\sqrt{d};$$

$$k_{Г} = 0,5 + 0,4\sqrt[3]{(l_r/d^2)} - \text{для залізобетону};$$

$$k_{Г} = 1 - \text{для ґрунту};$$

$$k_{\lambda} = 2,25 - 0,25l_r/d - \text{для залізобетону};$$

$$k_{\lambda} = 1 - \text{для ґрунту};$$

$$l_r - \text{довжина головної частини ракети};$$

$$V_y = V \sin \theta = V \cos \lambda - \text{вертикальна швидкість зустрічі з перешкодою};$$

$$m - \text{маса ракети в момент зустрічі з перешкодою [кг];}$$

$$d - \text{максимальний діаметр корпусу ракети [м]}.$$

Розрахункові формули для визначення взаємодії ракети з перешкодою отримаємо при наступних припущеннях: якщо h , V_y – поточні величини, то можна записати:

$$\begin{aligned} V_y &= dh/dt; \\ j &= dV_y/dt. \end{aligned}$$

Виключивши з них dt , можна отримати $dh/dV_y = V_y/j$, або

$$dh = \frac{V_y dV_y}{j_x}, \text{ звідси } h = \int_{V_{ye}}^0 \frac{V_y dV_y}{j_x},$$

$$\text{та при } j_x = j_{cp} = \text{const маємо } h = \frac{V_y^2}{2j_{cp}} \text{ або } j_{cp} = \frac{V_y^2}{2h}. \quad (2)$$

Таким чином, по величині швидкості входу і максимальній глибині входу ракети отримаємо її середнє прискорення при русі в перешкоді, а також середню величину тангенціального перевантаження n_x і сили опору X_a :

$$n_x = \frac{j_{cp}}{g}, \quad X_a = mn_x. \quad (3)$$

Для розрахунку діючих сил приймалися значення коефіцієнтів, приведених в табл. 1.

Розрахунки виконувалися для двох кутів підходу ракети до поверхні ураження відносно нормальній осі:

$\lambda = 75^\circ$ і 0° , які відповідають кутам нахилу траєкторії польоту ракети відповідно $\theta = 25^\circ$ і 90° .

Розрахунок удару НАР по ґрунту

Визначимо діапазон швидкостей підходу НАР до поверхні ураження 500...800 км/год (139...222 м/с). Результати розрахунків для входу ракети в ґрунт під кутами $\lambda = 0^\circ$ і $\lambda = 75^\circ$ наведені в табл. 2.

При істинній швидкості 500 км/год і куті входу $\lambda = 0^\circ$ (стрімке пікірування) ракета проникає в ґрунт на глибину 0,67 м з середнім прискоренням 14358 м/с², з тангенціальним перевантаженням 1464, що відповідає середній силі опору ґрунту 12001 кг.

Якщо змінити кут входу в ґрунт до $\lambda = 75^\circ$, то лобова сила опору зменшиться до 3107 кг, тобто майже у 4 рази.

Підвищення істинної швидкості входу значно збільшує значення всіх наведених параметрів. Так, при швидкості 800 км/год сила опору стає рівною 4972 кг.

Розрахунок удару НАР по залізобетону

Залізобетонне покриття має суттєво менший коефіцієнт проникнення $k_{П}$, що забезпечує меншу глибину проникнення. Так, залізобетон на цементі марки 300 має $k_{П} = 0,9 \cdot 10^{-6}$ м²/кг.

Для оцінки взаємодії ракети з залізобетоном були виконані розрахунки, аналогічні попереднім. Характеристики залізобетону задані в табл. 1. Результати розрахунків наведені в табл. 3.

Звертають на себе увагу, насамперед, значно менші значення глибини проникнення у покриття. Так, при русі ракети по нормалі ($\lambda = 0^\circ$) вхід її в залізобетонну плиту на швидкості 500 км/год складає всього 0,17 м, а на швидкості 800 км/год – 0,27 м. При цьому сила опору в першому випадку складає 47580 кг, а при $\lambda = 75^\circ$ – 12319 кг.

Перевірка спрацювання підривного пристрою

Для вихідних даних розрахунку наведемо характеристики конкретного ЗВМ, що застосовується у НАР калібру 80 мм.

Таблиця 3

Параметри удару по залізобетону

Параметри	Розрахункові значення			
V , км/год	500,0	600,0	700,0	800,0
h , м ($\lambda=0^\circ$)	0,16944	0,20333	0,23722	0,27111
h , м ($\lambda=75^\circ$)	0,04387	0,05264	0,06142	0,07019
$-j$, м/с ² ($\lambda=0^\circ$)	56923	68307	79692	91076
$-j$, м/с ² ($\lambda=75^\circ$)	14738	17686	20633	23581
$-n_x$ ($\lambda=0^\circ$)	5802	6963	8123	9284
$-n_x$ ($\lambda=75^\circ$)	1502	1803	2103	2404
$-X_a$ ($\lambda=0^\circ$), кг	47580	57097	66613	76129
$-X_a$ ($\lambda=75^\circ$), кг	12319	14783	17247	19711

Виконуючий механізм складається з рухомого тіла масою $m_r = 10$ г, який при зіткненні ракети з перешкодою може переміщатися по інерції, стискати пружину і приводить до дії запальний пристрій. При цьому стиснута пружина в крайньому положенні викликає опір величиною до $F_{np} = 160$ г, що відповідає поздовжньому перевантаженню $n_x = 16$.

Таке перевантаження буде мати і ракета. Таким чином, пусковий пристрій спрацює при досягненні ракетою негативного поздовжнього перевантаження $-n_x \geq 16$.

Реальне перевантаження, що діє на пристрій, можна перевіряти шляхом його скидання з деякої висоти і визначення величини за формулою $n_x = X_a/gm$.

Для цього може бути застосована спеціальна установка, схема якої наведена на рис. 1. Реальний ЗВМ необхідно закріпити в спеціальній капсулі циліндричної форми. Капсула може вільно переміщатися в направляючій трубі. Трубу з капсулою встановлюють на бетонну плиту. Капсула з ЗВМ (рис. 1) падає з висоти H_1 , ударяється об бетонну плиту і підстрибує до висоти H_2 за рахунок пружних деформацій як плити, так і самого пристрою.

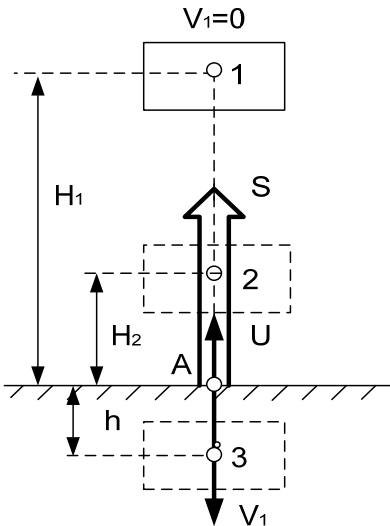


Рис. 1. Схема дії випробувального пристрою

В результаті вільного падіння швидкість центру мас пристрою в момент досягнення точки A буде рівною

$$V_1 = \sqrt{2gH_1}. \tag{4}$$

За інерцією центр мас підривного пристрою за рахунок деформації корпусу пристрою і опори переміщується від точки A до точки 3 на відстань h . У точці 3 сила стиску конструкції F найбільша і прагне повернути центр мас у початковий стан рівноваги (точка 1). При цьому сила пружних деформацій, що виштовхує капсулу, розганяє її від швидкості $u_3 = 0$ до u_A і далі по інерції до – точки 2. Відстань між точками 2 і 1 залежить від залишкових деформацій системи, а висоту H_2 можна визначити за законом вільного руху (як при вільному падінні пристрою з точки 2 до плити).

$$u_A = \sqrt{2gH_2}. \tag{5}$$

Вплив залишкових деформацій системи оцінюється коефіцієнтом відновлення $k = H_2/H_1$, який буде завжди менше 1. При проведенні експерименту доцільно передбачити пристрій, який міг би фіксувати висоту H_2 при заданому значенні висоти H_1 .

Коефіцієнт k дозволяє визначити швидкість у точці A при зворотному русі:

$$u_A = -V_1 k. \tag{6}$$

Таким чином, сила пружних деформацій $F(t)$ на першому етапі прагне зупинити рух пристрою, а на другому – діє у протилежному напрямку, тобто вона має вид імпульсу. Ударний імпульс цієї сили S можна отримати із теореми про зміну кількості руху:

$$m_{uA} - mV_1 = S. \tag{7}$$

У імпульсному представленні ударний імпульс має вигляд

$$S = \int_0^t F dt \tag{8}$$

З виразу (5) можна визначити середню силу при умові $F = F_{cp} = const$:

$$F_{cp} = \frac{S}{\tau} \quad (9)$$

де τ – час удару пристрою о плиту.

Зі статистики відомо, що при ударі невеликих металевих тіл о плити великої маси, час удару $\tau = 0,01 \dots 0,02$ с, при ударі сталевго шару об сталеву плиту $\tau = 0,0005$ с і т. д. Величина τ може бути визначена експериментально або приблизно розрахунковим шляхом.

Від сили можна перейти до середнього перевантаження

$$n_x = \frac{F_{cp}}{gm} = \frac{(u_A - V_1)}{g\tau} \quad (10)$$

Величину τ визначимо з глибини входу капсули в перешкоду. Для цього прийемо масу капсули разом з запальним пристроєм $m_k = 1$ кг, діаметр капсули 0,04 м, а відношення довжини її носової частини до діаметру такими ж як у НАР. Характеристики бетонної підставки матимуть наступні значення:

$$\begin{aligned} k_{II} &= 0,9 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2\text{с/кг}; \\ k_{\text{вст}} &= 1,262; \\ k_d &= 0,8389; \\ k_\lambda &= k_r = 1. \end{aligned}$$

Використовуючи представлені значення коефіцієнтів і співвідношення (1), отримаємо глибину входу центру мас НАР в перешкоду в залежності від висоти скидання:

$$h = 0,0209 \cdot (H_p)^{0,5}. \quad (11)$$

При невеликій масі пристрою висота його скидання повинна бути дуже великою, що значно ускладнює практичне використання приладу і веде до значної похибки вимірювання. Тому реальний ЗВМ доцільно закріпити в спеціальній капсулі, яка буде переміщуватися по направляючій трубі. Чим більше маса капсули, тим меншою буде потрібна висота скидання пристрою.

Установка повинна дозволити вимірювання висоти підйому пристрою H_2 (тобто фіксування пристрою в

кінці підйому) для визначення коефіцієнта k . В даних розрахунках прийнято $k = 0,85$.

Прийmemo припущення про рівноприскорений закон руху в перешкоді (бетоні) з постійним середнім прискоренням:

$$j_{cp} = \frac{V_1^2}{2h} \quad (12)$$

Тоді час подолання перешкоди буде рівним

$$\tau = \frac{V_1}{j_{cp}} \quad (13)$$

Приведені формули дозволяють розрахувати середнє перевантаження, що діє на пристрій (НАР). Розрахунки по приведених формулах представлені в наступній таблиці.

У розрахунках прийнято коефіцієнт відновлення $k=0,85$, маса капсули 1 кг.

Із табл. 4 видно, що отримані в розрахунках значення перевантажень по абсолютній величині не більше тих, які закладено в конструкцію реального ЗВМ (16 од.), тобто спрацювання пристрою можливо тільки при тангенційному перевантаженні 16 од. і більше. Небезпека ненавмисного зриву ракети в умовах експлуатації практично мало ймовірна, оскільки створення негативного повздовжнього перевантаження більше 16 од. фізично занадто складно.

Встановлене статичне обмеження спрацювання ЗВМ ($n_x = -16$ од.) необхідно перевірити шляхом більш точного зважування рухомого тіла (10 г) і величини сили стиску пружини (160 г).

Розрахунки показують, що при застосуванні ракети по наземних цілях під час її зустрічі з перешкодою пусковий пристрій зазнає великих тангенційних перевантажень (при зустрічі з піском природної вологості під кутом нахилу 75 град від вертикалі на швидкості 500 км/год $n_x = -378,9$ од, що більш ніж на порядок перевищує встановлену для спрацювання пускового пристрою величину $n_x = -16$ од. і гарантує надійний підрив ракети).

Перевірку встановленого статичного обмеження спрацювання ЗВМ ($n_x = -16$ од.) для забезпечення ненавмисного зриву НАР в умовах реальної експлуатації

Таблиця 4

Параметри руху при скиданні капсули з висоти H

Найменування параметру	Значення		
	1	2	3
Початкова висота скидання вантажу H_2 , м	4,43	6,26	7,67
Швидкість в кінці падіння вантажу V_1 , м/с	4,43	6,26	7,67
Висота підскоку вантажу H_2 , м	0,85	1,70	2,55
Швидкість в кінці підскоку u_2 , м/с	4,08	5,77	7,07
Глибина входу вантажу в перешкоду h , м	0,0209000	0,0295571	0,0361999
Ударний імпульс вантажу S , кгм/с	-0,35	-0,49	-0,60
Прискорення вантажу в перешкоді j_{cp} , м/с ²	188	265	325
Час подолання перешкоди τ , с	0,0149286	0,0149286	0,0149286
Середнє перевантаження в перешкоді n_x	-2,36	-3,34	-4,09
Середня сила подолання перешкоди F_{cp} , Н	-23	-33	-40

доцільно підтвердити шляхом скидання макету НАР з запальним пристроєм з висоти 3 м у відповідності із наведеною у статті методикою.

ВИСНОВКИ

Таким чином, у статті представлено моделювання процесу спрацювання запобіжно-виконуючого пристрою НАР класу “повітря-поверхня”.

Отримані розрахункові показники дають можливість оцінювати задані до ракети характеристики, зокрема щодо підриву бойової частини НАР на великих кутах зустрічі з поверхнею, а також забезпечення необхідного рівня безпеки при її експлуатації. Такий підхід надає можливість оцінювати неконтрольовані параметри під час натурних випробувань НАР, зокрема й вимоги щодо надійного підриву ракети на великих кутах до нормалі поверхні зустрічі.

Крім того, у статті запропоновано спосіб натурального відтворення процесу спрацювання запобіжно-виконуючого механізму та наведено опис і принципову схему випробувального пристрою.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Миропольский Ф. П., Саркисян Р. С., Вишняков О. Л., Попов А. М. Авиационные боеприпасы и их исследование. – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1996. 254 с.
2. Хижняк В. М., Хижняк В. В., Даценко А. В. Комплексы авиационного озброєння та їх бойове застосування: навчальний посіб.; за ред. В. М. Хижняка. – Харків: ХУПС ім. І. Кожедуба, 2008. 302 с.
3. Средства поражения и боеприпасы: учеб. / А. В. Бабкин и др.; под общ. ред. В. В. Селиванова. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 984 с.
4. Силков В. И. Динамика полета летательных аппаратов: конспект лекций. К.: КМУГА, 1995. 424 с.

REFERENCES

1. Miropolsky, F. P., Sargsyan, R. S., Vishnyakov, O. L. and Popov, A. M. (1996), “Aviatsionnyye boyepriпасы i ikh issledovaniye” [Aircraft ammunition and their research], Publ. VVIA n. a. N. E. Zhukovsky, M., 254 p.
2. Khyzhnyak, V. M., Khyzhnyak, V. V. and Datsenko, A. V. (2008), “Kompleksy aviatsiynoho ozbroynnnya ta yikh boyove zastosuvannya: navchalnyy posib.” [Complexes of aviation armament and their combat application: man.], ed. V. M. Khizhnyak. Kharkiv: HUPS named I. Kozhedub, 302 p.
3. Babkin, A. V., et al. (2008), “Sredstva porazheniya i boyepriпасы: uchebnyk” [Means of destruction and ammunition: textbook], under the general ed. V. V. Selivanova. Publ. of MSTU n.a. N. E. Bauman, M., 984 p.

4. Silkov, V. I. (1995), “Dinamika poleta letatel'nykh apparatov: konspekt lektsiy” [Flight dynamics of aircraft. Lecture notes], KMUGA, K., 424 p.

Відомості про авторів:

Зірка Андрій Леонідович

кандидат технічних наук
начальник науково-дослідного відділу розвитку радіотехнічних засобів науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
e-mail: alzirka@ukr.net

Сілков Валерій Іванович

кандидат технічних наук
доцент
провідний науковий співробітник науково-дослідного відділу розвитку авіаційно-космічних систем (комплексів) науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>
e-mail: vsilkov1932@ukr.net

Жевтюк Олександр Анатолійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу розвитку авіаційно-космічних систем (комплексів) науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>
e-mail: feuermannn@ukr.net

Information about the authors:

Zirka Andrii

PhD

Chief of Research Development Department of Radio Equipment Research management of Armament and Military Equipment of the Air Force of Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
e-mail: alzirka@ukr.net

Silkov Valerii

PhD

Leading Researcher of Research Development Department of aviation-space systems (complexes) Research management of Armament and Military Equipment of the Air Force of Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>
e-mail: vsilkov1932@ukr.net

Oleksandr Zhevtiuk

PhD

Senior Research

Chief of Research Development Department of aviation-space systems (complexes) Research management of Armament and Military Equipment of the Air Force of Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>

e-mail: feuermannn@ukr.net

Рецензент М. І. Васьківський д-р техн. наук, професор (Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

<https://orcid.org/0000-0002-2430-8478>

Рецензент А. В. Гурнович д-р техн. наук (Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

<https://orcid.org/0000-0002-2041-4978>

Стаття надійшла до редколегії 01.06.2019 р.