

## РОЗДІЛ V. ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИКА, ЕЛЕКТРОТЕХНІКА ТА ЕЛЕКТРОМЕХАНІКА

УДК 623.746.-519

DOI: 10.25140/2411-5363-2021-1(23)-239-248

*Андрій Лось, Сергій Рудніченко, Василь Соболев, Олександр Велігорський*

### ОГЛЯД ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОСПОЖИВАННЯ СУЧАСНИХ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

*Здійснено огляд систем електроживлення двох сучасних військових безпілотних літальних апаратів з системою вертикального зльоту та посадки та мультикоптерів відповідно до останніх проведених досліджень та випробувань. Наведено перелік основного бортового обладнання таких безпілотних літальних апаратів та їхні потужності споживання. Наведено розрахунок часу польоту з урахуванням бортових джерел електроживлення.*

*Представлена у статті інформація має оглядовий характер.*

**Ключові слова:** безпілотні літальні апарати; система електроживлення; система вертикального зльоту й посадки.

*Рис.: 6. Бібл.: 7.*

**Актуальність теми дослідження.** Сучасні безпілотні літальні апарати (далі – БпЛА) вертикального зльоту та посадки мають систему електроживлення, яка забезпечує значну кількість обладнання починаючи від системи автоматизованого управління і закінчуючи гіростабілізованою оптико-електронною системою [1] (далі – ГЕОС). Останнім часом у зв'язку зі зростанням попиту на БпЛА ударної дії [2] та БпЛА вертикального зльоту і посадки [3], разом з одночасним розширенням діапазона їх застосування, збільшується і кількість додаткового обладнання на борту БпЛА. Нині актуальною є оцінка впливу встановленого обладнання БпЛА на час перебування в повітрі.

**Постановка проблеми.** Огляд результатів досліджень БпЛА вертикального зльоту й посадки дозволить розробникам та дослідникам отримати актуальні дані щодо електроспоживання обладнання та його впливу на час польоту БпЛА. Це, відповідно, дасть можливість оптимізувати параметри енергоспоживання та збільшити тривалість польоту.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** За час з 2019 по 2021 роки Державним науково-дослідним інститутом випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки проведено ряд випробувань безпілотних авіаційних комплексів (далі – БпАК) вертикального зльоту та посадки, серед яких – визначальні відомчі випробування БпАК мультироторного типу та визначальні відомчі випробування тактичного БпАК з системою вертикального зльоту і посадки. Відповідно до програм випробувань було проведено оцінювання систем електроспоживання.

**Виділення недосліджених частин загальної проблеми.** Дослідникам на даний час доступні тільки теоретичні розрахунки системи електроспоживання, однак випробування різних типів БпАК дозволяє отримати об'єктивну інформацію щодо реального часу польоту БпЛА з бортовими системами електроживлення, з урахуванням роботи всіх споживачів та порівняти її з результатами теоретичних розрахунків.

**Мета статті.** Теоретична та експериментальна оцінка систем електроживлення, розрахунок часу польоту вітчизняних БпЛА з системою вертикального зльоту та посадки (мультикоптерів) з урахуванням проведених випробувань.

**Виклад основного матеріалу.** БпАК мультироторного типу умовно поділяються на кілька категорій, причому за різними ознаками. Наприклад, їх можна класифікувати за кількістю двигунів. На визначальні відомчі випробування був наданий БпАК мультироторного типу Y подібної схеми з шістьма двигунами [4]. Приклад Y подібного БпАК мультироторного типу зображено на рис. 1. Заявлені характеристики БпАК мультироторного типу (рис. 1) наведені в табл. 1.

Таблиця 1. Тактико-технічні характеристики БпАК мультироторного типу

Тактичний радіус, км	8
Максимальна злітна маса, кг	11,5
Двигун, кількість (тип)	6 (електричні)
Максимальна тривалість польоту, хв	40
Максимальна допустима швидкість, км/год	80



Рис. 1. Загальний вигляд БпЛА У подібної схеми з шістьма двигунами [5]

Система електроживлення БпЛА призначена для живлення споживачів постійним струмом номінальною напругою 29,6 В. Джерелом електричного струму є батарея живлення (далі – АКБ) ємністю 35000 мАг, споживачами є: шість безщіткових двигунів, шість контролерів керування двигунами, плата комутації, модуль приймача каналу телеметрії (далі – приймач LRS), модуль автоматизованої системи управління (далі – АСУ-2), два сервоприводи випуску шасі (далі – сервоприводи), модуль передачі відео PDDL900 (далі – PDDL900), модуль автоматичного залежного спостереження - радіомовного ADS-B (далі – ADS-B), система лазерних датчиків (далі – LIDAR), гіростабілізована оптико-електронна система (далі – ГОЕС).

Інженерний аналіз достатності потужності джерел електроживлення БпАК проводився на підставі паспортних даних електричних характеристик споживачів електроенергії.

Під час випробувань для достатності потужності систем електроживлення необхідне виконання рівняння (1):

$$P_{\text{СП}} < P_{\text{ДЖ}}, \quad (1)$$

де  $P_{\text{СП}}$  – сума потужностей усіх споживачів електричної енергії (складових частин БпЛА), Вт;

$P_{\text{ДЖ}}$  – сума потужностей усіх джерел живлення (АКБ, генератори та інше), Вт.

Потужності джерел живлення, з урахуванням технологічного залишку потужності батарей, повинно бути достатньо для живлення всіх споживачів БПЛА на визначений час роботи за призначенням. Технологічний залишок потужності батареї – це величина потужності, нижче якої, згідно з інструкцією з експлуатації на батарею, її заборонено розряджати.

Таким чином, у розрахунках балансу потужність АКБ береться з відніманням від номінальної потужності відсотка технологічного залишку:

$$P_{дж} = \sum_{j=1}^m k_{джj} (P_{ном джj} - P_{тоj}), \quad (2)$$

де  $P_{ном джj}$  – номінальна потужність  $j$ -го джерела живлення, Вт;

$P_{тоj}$  – технологічний залишок потужності  $j$ -го джерела живлення, Вт;

$k_{джj}$  – кількість  $j$ -х джерел живлення, од.;

$m$  – кількість видів джерел живлення, од.

При розрахунку потужності споживання бортового обладнання потрібно врахувати час роботи всіх споживачів, для чого застосовано інженерний аналіз роботи складових частин обладнання за одиницю часу:

$$K_{чpi} = T_{oi}/60, \quad (3)$$

де  $K_{чpi}$  – коефіцієнт часу роботи  $i$ -го обладнання;

$T_{oi}$  – час роботи  $i$ -го обладнання протягом одиниці часу, хв;

60 – кількість хвилин в годині.

Розрахункова споживча потужність обладнання дорівнює:

$$P_{сп} = \sum_{i=1}^n P_{спi} = \sum_{i=1}^n k_{спi} K_{чpi} P_{ном спi}, \quad (4)$$

де  $k_{спi}$  – кількість  $i$ -х споживачів енергії, од.;

$P_{ном спi}$  – номінальна потужність споживання  $i$ -го споживача енергії, Вт;

$n$  – кількість видів споживачів енергії, од.

Для розрахунку часу роботи  $T_{пол}$  БПАК в годинах було визначено відношення допустимої витрати потужності джерела живлення  $P_{дж}$  до розрахункової споживчої потужності обладнання:

$$T_{пол} = P_{дж}/P_{сп}. \quad (5)$$

У результаті математичних підрахунків отриманий результат порівнюють з заявленими характеристиками і перевіряється під час льотних випробувань.

Перевірка значень потужностей, що споживає БПЛА проводиться за логами польоту. Фіксацію даних значень можливо здійснювати за показаннями на моніторі наземної станції керування.

Результати аналізу потужності бортового обладнання у відповідності до паспортних даних наведено в таблицях 2 та 3. Коефіцієнт часу роботи обладнання враховує час використання цього обладнання щодо загального часу польоту БПЛА.

Теоретичні розрахунки показали, що при наявних акумуляторних батареях БПЛА здатен знаходитися в повітрі 42 хвилини.

З метою підтвердження теоретичних розрахунків були проведені льотні випробування БПЛА та оцінено різницю між розрахунковим часом польоту БПЛА та практичним. При виконанні польотів здійснювалась перевірка достатності потужності джерел електроживлення на максимально заявлений (40 хвилин) час у повітрі, який становив 48 і 44 хвилин.

Таблиця 2. Перелік бортового обладнання з урахуванням розрахункової потужності споживання

№ з/п	Найменування обладнання	Кількість $k_{СПі}$	Номинальна напруга обладнання, $V_{СПі}$	Струм споживання, $I_{СПі}$	Номинальна потужність $P_{ном\ СПі}$	Коефіцієнт часу роботи обладнання, $K_{чрі}$	Розрахункова потужність обладнання $P_{СПі}$	
		од.	В	А	Вт		Вт	
1	Двигун + контролер	6	32	7	224	1	1344	
2	Плата комутації	1	12	0,01	0,12	1	0,12	
3	Приймач LRS	1	5	0,06	0,3	1	0,3	
4	АСУ-2	1	4,5	0,1	0,45	1	0,45	
5	Сервопривід	2	4,5	0,01	0,045	0,1	0,09	
6	PDDL900	1	4,5	0,01	0,045	1	0,045	
7	ADS-B	1	4,5	0,01	0,045	1	0,045	
8	LIDAR	1	3,3	0,01	0,033	1	0,033	
9	ГОЕС	1	15	1,1	16	1	16	
		Всього						1361,083

Таблиця 3. Технічні характеристики акумуляторної батареї БпЛА

Найменування акумуляторної батареї	Номинальна напруга батареї	Ємність батареї	Номинальна потужність батареї, $P_{ном\ дж}$	Мінімальна залишкова ємність батареї (10%), $P_{10\%}$		Допустима ви-грата потужності батареї, $P_{ном\ дж}$ – $P_{10\%}$		Розрахункова потужність обладнання, $P_{СП}$	Час польоту, $T_{пол}$
	В	А·год	Вт	А·год	Вт	А·год	Вт	Вт	год
Виріб 35000 мАгод	29,6	35	1036	3,5	106	32,5	962	1361,08	0,71 (42,6 хв.)

Для контролю рівня зарядженості й зарядки АКБ до складу комплексу включено комплект для заряду АКБ (рис. 2).



*Рис. 2. Комплект для заряду АКБ: блок живлення, зарядний пристрій, кабель живлення від мережі 220В*

Наступним зразком, що був наданий на визначальні відомчі випробування, став БпАК з системою вертикального зльоту і посадки (далі – СВЗП). БпЛА переходить у горизонтальний політ після досягнення визначеної висоти з використанням СВЗП. Приклад БпАК з СВЗП зображено на рис. 3. Заявлені характеристики БпАК з СВЗП наведені в табл. 4.

*Таблиця 4. Тактико-технічні характеристики БпАК з СВЗП*

Тактичний радіус, км	100
Максимальна злітна маса, кг	55
Двигун, кількість (тип)	4 (електричні)
Максимальна тривалість польоту, хв	10
Максимальна допустима швидкість, км/год	140



*Рис. 3. БпАК з СВЗП [6]*

Система електроживлення призначена для живлення споживачів постійним струмом номінальною напругою 24 В в процесі передпольотної підготовки, запуску двигуна та на всіх етапах польоту. Джерелом електричного струму є батарея живлення (рис. 4), зарядку якої під час польоту здійснює система запуску та енергопостачання двигуна Saito FG-100TS. Параметри системи живлення наведено в табл. 5.

Таблиця 5. Параметри акумуляторної батареї БпЛА

Характеристика	Значення
Тип АКБ	LiPo
Кількість елементів живлення	6
Тип з'єднання елементів живлення в АКБ	Послідовне
Номінальна напруга, В	22,2
Повністю заряджений, В	25,2
Режим збереження	22,8
Повністю розряджений (мінімально допустимий розряд), В	20,4
Ємність батареї, мАгод	5400



Рис. 4. Акумуляторна батарея БпЛА

Споживачами системи електроживлення є: система автоматичного управління польотом, обладнання навігаційне (GPS приймач та дальномір), GPS трекер, електронне запалення двигуна внутрішнього згорання, модуль приймача сервосигналів, система світлової сигналізації, система керування сервоприводами, модем телеметрії, відеомодулятор, підсилювач каналу відео, система підігріву акумуляторної батареї СВЗП, модуль фотокамери SonyAlpha 7R, відео процесорний блок VPB-1M, гіростабілізована оптико-електронна система USG-212 (далі – GEOC USG-212) Розрахунок балансу потужностей БпЛА проведений методом інженерного аналізу, наведено в таблицях 6 та 7.

Таблиця 6. Розрахунок потужностей обладнання БпЛА

Електронне обладнання	Напруга вхідна, В	Струм споживання, А	Потужність споживання, Вт
Система автоматичного управління польотом	24	0,2	4,8
Обладнання навігаційне (GPS приймач та дальномір)	5	0,3	1,5
GPS трекер	5	0,2	1
Електронне запалення	8	0,4	3,2
Модуль приймача сервосигналів	24	0,1	2,4
Система світлової сигналізації	24	1,7	40,8
Система керування сервоприводами	24	1,3	31,2
Модем телеметрії	24	0,2	4,8
Відеомодулятор	24	0,4	9,6
Підсилювач каналу відео	24	0,7	16,8
Система підігріву АКБ СВЗП	24	2,1	50,4
Модуль фотокамери SonyAlpha 7R	24	0,8	19,2
Відео процесорний блок VPB-1M	24	0,9	21,6
Гіростабілізований підвіс USG-212	24	1,3	31,2
Розрахункова потужність споживання			<b>238,5</b>

Джерелами живлення бортового обладнання і цільового навантаження на БпЛА є бортовий акумулятор і генератор, який входить до складу бензинового двигуна Saito FG-100TS. Розрахунок потужностей джерел живлення наведений у табл. 7.

Таблиця 7. Розрахунок потужностей джерел живлення БпЛА

Джерело живлення	Напруга, В	Струм, А	Потужність, Вт
Генератор	24,4	10	244
АКБ	24	5,4	130
Сумарна потужність			<b>374</b>

З розрахунків потужностей споживачів БпЛА і бортових джерел електроенергії не складно зробити висновки, що сумарна потужність джерел електроенергії перевищує потужність споживачів на 135 Вт. При цьому потужність генератора літака повністю покриває потребу в потужності для живлення бортового обладнання, а відповідно, акумуляторна батарея може використовуватися в якості додаткового накопичувача енергії для режимів різкого збільшення споживання або ж тимчасового зменшення вироблення енергії генератором.

Можливість вертикального зльоту та посадки БпЛА забезпечують модулі СВЗП за рахунок вертикальної тяги, що створюється чотирма повітряними гвинтами, які приводяться в рух чотирма електродвигунами. Керування режимами вертикального зльоту і посадки виконує САУ БпЛА.

АКБ СВЗП обладнано системою підігріву, яка забезпечує підтримання постійної оптимальної температури літій-полімерних акумуляторних батарей під час виконання польоту. Батареї живлення модулів СВЗП в процесі польоту не заряджаються від генератора БпЛА. Розрахунок балансу потужностей БпЛА, проведений методом інженерного аналізу, надається в табл. 8.

Таблиця 8. Визначення розрахункової потужності СВЗП

Найменування обладнання	Кількість $k_{спі}$	Номинальна напруга обладнання, $V_{спі}$	Струм споживання, $I_{спі}$	Номинальна потужність $P_{ном\ спі}$	Коефіцієнт часу роботи обладнання, $K_{црї}$	Розрахункова потужність обладнання $P_{спі}$
	од.	В	А	Вт		Вт
Двигун	4	48	94,3	4560	1	18240
	<b>Усього</b>					<b>18240</b>

Живлення двигунів здійснюється від двох літій-полімерних акумуляторних батарей ємністю 6000 мА·год і номінальною напругою 25,9 В (рис. 5), які розміщені в балках і з'єднані послідовно.



Рис. 5. Акумуляторна батарея системи вертикального зльоту та посадки  
Технічні характеристики джерела живлення СВЗП наведено в табл. 9.

Таблиця 9. Технічні характеристики джерела живлення СВЗП [7]

Найменування акумуляторної батареї	Кількість, $k_{дж}$	Номінальна напруга батареї	Ємність батареї	Номінальна потужність батареї, $P_{ном дж}$	Мінімальна залишкова ємність батареї (10%), $P_{тој}$		Допустима ви-трага потужності батареї, $P_{ном дж} - P_{тој}$		Розрахункова потужність обладнання, $P_{сп}$	Час польоту, $T_{пол}$
					А·год	Вт	А·год	Вт		
Виріб 6000 МА·год	2	25,9	6	1036	1,5	259	4,5	777	18240	0,09 (5 хв.)

З метою підтвердження теоретичних розрахунків були проведені льотні випробування БПЛА з СВЗП, що дозволило оцінити різницю між розрахунковим часом польоту БПЛА та практичним. З урахуванням безпеки польотів було здійснено політ з використанням СВЗП тривалістю 2 хвилини 30 секунд, максимальний струм розряду АКБ склав 124,57 А, а середній часовий розряд АКБ 97,33 А/год.

Зарядка акумуляторних батарей відбувається за допомогою автоматичного зарядного пристрою Q200 (рис. 6). Два автоматичні зарядні пристрої, що входять до складу БпАК, забезпечують автоматичне регулювання напруги та струму зарядки за двофазним циклом “сталий струм – стала напруга”.



Рис. 6. Акумуляторна батарея системи вертикального зльоту та посадки

Зарядний пристрій забезпечує автоматичне балансування (вирівнювання напруги) комірок батареї. При зарядці акумуляторних батарей обов'язкове використання балансувального кабелю батареї, який має бути підключений до відповідного роз'єму зарядного пристрою. Режим зарядки акумуляторних батарей має відповідати параметрам, вказаним на їхньому корпусі.

**Висновки.** Здійснено огляд систем електроживлення та часу польоту сучасних БПЛА із системою вертикального зльоту та посадки та мультикоптерів з урахуванням останніх проведених досліджень та випробувань.

У результаті розрахунків отримані дані щодо часу польоту БПЛА з СВЗП що склало 5 хвилин. Експериментально доведено що для посадки в автоматичному режимі достатньо половини цього часу, а саме 2 хвилини 30 секунд. Для БПЛА мультироторного типу розрахунковий час польоту склав 42 хвилини. Цей час включає в себе зліт, посадку та політ за маршрутом. Експериментально доведено що час польоту складає в середньому 45 хвилин.



Отримані результати досліджень показують, що основними споживачами електроживлення сучасних БПЛА є двигун та гіростабілізована оптико-електронна система. З метою збільшення часу польоту та використання переваг вертикального зльоту та посадки виробники застосовують систему вертикального зльоту та посадки з живленням від основної системи живлення, що знижує навантаження на основні системи БПЛА.

### Список використаних джерел

1. Yu S., Heo J., Jeong S., Kwon Y. Technical Analysis of VTOL UAV. *Journal of Computer and Communications*. 2016. № 04(15). Pp. 92-97.
2. Ільєнко В. М., Ісаченко О. О., Лось А. М., Герашченко М. М., Рудніченко С. В. Особливості оцінки параметрів каналів зв'язку безпілотних авіаційних комплексів I та II класу. *Наукові праці Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки*. 2020. № (3). С. 41-48. URL: <https://doi.org/10.37701/dndivsovt.3.2020.06>.
3. Daeil Jo, Yongjin Kwon. Analysis of VTOL UAV Propellant Technology. *Journal of Computer and Communications*. 2017. № 5(7). Pp. 76-82.
4. Rahman S. M. Mahbobur, Mashud Mohammad, Assad-Uz-Zaman Md. Design and implementation of a Y-copter: Aerobatic version. *AIP Conference Proceedings*. 2017. Vol. 1851, Issue 1. id.020089.
5. New UAP-2 Y6. URL: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2011279-New-UAP-2-Y6>.
6. *i.pinimg.com*. URL: <https://i.pinimg.com/originals/af/1a/f6/af1af62954140b9f1b660a2b736a22c5.jpg>.
7. T-Motor U12 II KV120. *RCcopter.ru*. URL: <https://rccopter.ru/product/t-motor-u12-ii-kv120>.

### References

1. Yu, S., Heo, J., Jeong, S., Kwon, Y. (2016). Technical Analysis of VTOL UAV. *Journal of Computer and Communications*, (04(15)), pp. 92-97.
2. Ільєнко, В., Ісаченко, О., Лось, А., Герашченко, М., Рудніченко, С. (2020). Osoblyvosti otsinky parametriv kanaliv zviazku bezpilotnykh aviatsiinykh kompleksiv I ta II klasu [Special aspects of the parameters assessment of communication channels of unmanned aerial systems class I and II]. *Naukovi pratsi Derzhavnoho naukovo-doslidnoho instytutu vyprobuvan i sertyfikatsii ozbroiennia ta viyskovoї tekhniki – Scientific works of the State Research Institute of Arms and Military Equipment Testing and Certification*, (3(3)), pp. 41-48. <https://doi.org/10.37701/dndivsovt.3.2020.06>.
3. Daeil, Jo, Yongjin, Kwon (2017). Analysis of VTOL UAV Propellant Technology. *Journal of Computer and Communications*, 5(7), pp. 76-82.
4. Rahman, S. M. Mahbobur, Mashud, Mohammad, Assad-Uz-Zaman, Md. (2017). Design and implementation of a Y-copter: Aerobatic version. *AIP Conference Proceedings*, 1851(1), id.020089.
5. New UAP-2 Y6. <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2011279-New-UAP-2-Y6>.
6. *i.pinimg.com*. <https://i.pinimg.com/originals/af/1a/f6/af1af62954140b9f1b660a2b736a22c5.jpg>.
7. T-Motor U12 II KV120. *RCcopter.ru*. <https://rccopter.ru/product/t-motor-u12-ii-kv120>.

UDC 623.746.-519

Andrii Los, Serhii Rudnichenko, Vasyly Soboliev, Oleksandr Velihorskyi

## OVERVIEW OF THE MAIN PARAMETERS OF THE ELECTRICITY CONSUMPTION SYSTEM OF MODERN UAVS FOR VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING

Currently, the assessment of the impact of the installed UAV equipment on the time spent in the air is relevant.

Review of the results of UAV vertical take-off and landing will allow developers and researchers to obtain relevant data on the power consumption of equipment and its impact on the flight time of UAVs, and, accordingly, will optimize energy consumption and increase flight duration.

Currently, only theoretical calculations of the power consumption system are available to researchers, but testing different types of UAVs allows obtaining objective information on the real flight time of UAVs with onboard power supply systems, taking into account the work of all consumers and comparing it with theoretical calculations.

In accordance with the defining departmental tests of the multi-rotor UAV and the defining departmental tests of the tactical UAV with the vertical take-off and landing system, the power consumption systems were evaluated.

*The aim of the article is theoretical and experimental evaluation of power supply systems, calculation of flight time of domestic UAVs with a system of vertical take-off and landing (multicopters) taking into account the tests.*

*A review of power supply systems and flight time of modern UAVs with a system of vertical take-off and landing (multicopters), taking into account the latest research and testing.*

*As a result of calculations, data on the flight time of UAVs with VTLS (UAV of multirotor type) were obtained.*

*The obtained research results show that the main consumers of power supply of modern UAVs are the engine and gyro-stabilized optoelectronic system. In order to increase the flight time and take advantage of vertical take-off and landing, manufacturers use a vertical take-off and landing system powered by the main power supply system, which reduces the load on the main UAV systems. Presented in the article information is an overview.*

**Keywords:** *unmanned aerial vehicles, power supply system, vertical take-off and landing system.*

*Fig.: 6. References: 7.*

**Лось Андрій Миколайович** – молодший науковий співробітник, Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки (вул. Стрілецька, 1, м. Чернігів, 14033, Україна).

**Los Andrii** – Junior Researcher, State Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment Testing and Certification (1 Striletska Str., 14033 Chernihiv, Ukraine).

**E-mail:** andriilos91@gmail.com

**ORCID:** <https://orcid.org/0000-0002-0076-1745>

**Рудніченко Сергій Володимирович** – провідний науковий співробітник, Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки (вул. Стрілецька, 1, м. Чернігів, 14033, Україна).

**Rudnichenko Serhii** – Lead Researcher, State Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment Testing and Certification (1 Striletska Str., 14033 Chernihiv, Ukraine).

**E-mail:** jekarud@meta.ua

**ORCID:** <https://orcid.org/0000-0002-1810-142X>

**Соболев Василь Васильович** – науковий співробітник, Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки (вул. Стрілецька, 1, м. Чернігів, 14033, Україна).

**Soboliev Vasyl** – Researcher, State Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment Testing and Certification (1 Striletska Str., 14033 Chernihiv, Ukraine).

**E-mail:** sobolvas@gmail.com

**ORCID:** <https://orcid.org/0000-0003-4137-8360>

**Велігорський Олександр Анатолійович** – кандидат технічних наук, доцент, завідувач кафедри радіотехнічних та вбудованих систем, Національний університет “Чернігівська політехніка” (вул. Шевченка, 95, м. Чернігів, 14035, Україна).

**Velihorskyi Oleksandr** – PhD in Technical science, Associate Professor, Head of the Department of Radio Engineering and Embedded Systems, Chernihiv Polytechnic National University (95 Shevchenko Str., 14035 Chernihiv, Ukraine).

**E-mail:** oleksandr.veligorsky@inel.stu.cn.ua

**ORCID:** <http://orcid.org/0000-0002-8256-7339>