

Теоретичні основи розробки систем озброєння

УДК 621.396.67

DOI: 10.30748/soivt.2018.55.08

Ю.М. Агафонов², О.М. Жарик¹, Ю.М. Осіпов², Ю.А. Ткаченко²

¹ Командування Повітряних Сил Збройних Сил України, Вінниця

² Харківський національний університет повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ОЧІКУВАНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ УНІФІКОВАНОГО БОЄПРИПАСУ ПОВІТРЯНОГО ТА НАЗЕМНОГО БАЗУВАННЯ

У статті розглядається варіант безпілотного літального апарату в якості уніфікованого керованого боєприпасу (БпЛА-КБ) повітряного та наземного (морського) базування з турбореактивним двигуном. В якості бойового оснащення можуть бути застосовані штатні авіаційні бомби калібру до 130 кг, інші бойові засоби і устаткування різноманітного призначення. Дана оцінка очікуваних масових, геометричних і аеродинамічних характеристик уніфікованого БпЛА-КБ. Представлені розрахункові траєкторії польоту БпЛА-КБ на максимальні дальності при скиданні з авіаційного носія і при наземному старті з твердопаливним прискорювачем.

Ключові слова: керований авіаційний боєприпас, характеристики авіаційного боєприпасу, траєкторії польоту авіаційного боєприпасу.

Вступ

Постановка проблеми. Підвищена увага в передових арміях світу до нарощування чисельності та планування масштабного застосування безпілотних літальних апаратів (БпЛА) [1] в якості уніфікованих керованих боєприпасів (БпЛА-КБ) [2] обумовлено рядом факторів, основними з яких є:

– можливість заміни пілотованої авіації при вирішенні ряду бойових завдань та завдань забезпечення;

– істотне зниження вартості виготовлення та експлуатації зразків подібних БпЛА-КБ в порівнянні з пілотованими зразками.

Вказані переваги набувають особливого значення при веденні бойових дій з противником, який володіє сучасною ешелонованою системою протиповітряної оборони (ППО). Ефективність застосування БпЛА-КБ в цих умовах обумовлюється притаманними таким конструкціям наступними особливостями:

– відносно малою вартістю БпЛА-КБ, що робить невиправданим застосування проти них ракет ЗРК середньої та великої дальності;

– складністю для ППО малої дальності знищувати подібні апарати через їх велику швидкість, малий рівень демаскуючих ознак, активне маневрування та масованість їх використання.

До ключових вимог окрім вимог з живучості в умовах дії по ним засобів ППО, пред'являються також, модульність конструкції, можливість нести різноманітне корисне навантаження, наявність у них значного потенціалу модернізації, зниження

вартісних показників при серійному виробництві та технічному обслуговуванні [3].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В роботі [4] запропонований варіант конструктивно-компонувальної схеми керованого авіаційного боєприпасу (КАБ) з корисним навантаженням у вигляді вбудованої в його конструкцію авіабомби типу ФАБ-100. При усіх перелічених у цій роботі перевагах даної конструкції вона не позбавлена одного, але суттєвого недоліку.

Дана схема керованого авіаційного боєприпасу не має можливості нести різноманітне корисне навантаження таким чином, як це, наприклад, вирішене на крилатій ракеті AGM-158D [5]. Хоча й цей достатньо сучасний керований боєприпас не пристосований для запуску з пускових пристроїв наземного (морського) базування.

Усі зазначені БпЛА-КБ мають дозвуківу швидкість та пристосовані до транспортування на зовнішній підвісці літаків ударної авіації. Перехід до уніфікованих конструкцій може призвести до зниження деяких характеристик таких виробів через збільшення маси та міделевого перерізу конструкції.

Метою статті є визначення можливих характеристик уніфікованого БпЛА-КБ повітряного та наземного базування в порівнянні з відомими рішеннями [4].

Виклад основного матеріалу

Конструктивно-компонувальна схема та загальний вигляд уніфікованого БпЛА-КБ модульної

конструкції з різноманітним (типовим) оснащенням представлений на рис. 1 в трьох можливих модифікаціях – ударної (рис. 1, а), постановника завад (рис. 1, б) та транспортувальника вантажів для забезпечення спеціальних операцій (рис. 1, в). Усі апарати оснащені ТРД з тягою порядку 70 кГс. Корпус БпЛА-КБ в центральній частині планера має розміри 0,35×0,35 м, що дозволяє розміщувати в ньому авіабомби масою до 130 кг (рис. 1, а), або будь-який інший вантаж близької маси та об'єму. Причому, в останньому випадку, вантаж доукомплектується парашутом (рис. 1, в).

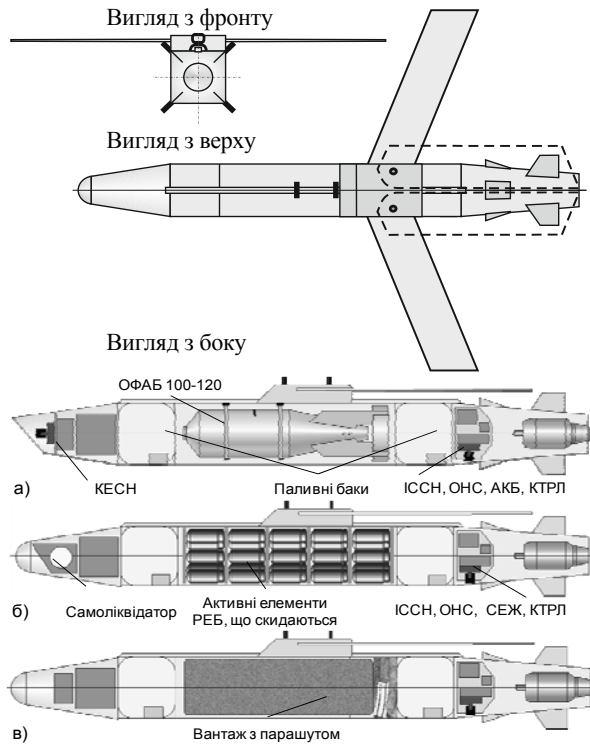


Рис 1. Конструктивно-компонувальна схема і загальний вигляд уніфікованого КБ

Орієнтовні масово-габаритні характеристики БпЛА-КБ с авіабомбою ОФАБ – 100–120 представлені в табл. 1.

Таблиця 1

Масово-габаритні характеристики уніфікованого БпЛА-КБ з ОФАБ-100-120

Параметр	Значення
Стартова маса уніфікованого БпЛА-КБ з ОФАБ-100-120, кг	278
Маса палива, кг	56,4
Загальна довжина БпЛА-КБ, м	3,2
Розміри поперечного перерізу центральної частини корпусу, м	0,35 × 0,35
Розмах крил, м	2,4
Максимальна тяга ТРД на стенді, кГс	70
Відношення тяги ТРД до стартової маси	0,254

Потрібний запас палива визначений в припущенні, що БпЛА-КБ здатний здійснювати політ на

висоті 5 км з числом Маха 0,35. Час польоту БпЛА-КБ на дальність 300 км складає за цих умов близько 32 хв. При виконанні розрахунків передбачалося, що у польоті витрачається 90 % сумарного запасу палива. Різниця в масі сумарного запасу палива, що витрачається, складає гарантійний запас палива.

У розрахунках використані залежності тяги ТРД і витрати палива від висоти польоту h і числа Маха μ , які отримані з використанням відомих технічних характеристик ТРД "Titan" [6] і матеріалів з [7].

Аеродинамічні характеристики БпЛА-КБ розраховані за методикою, заснованою на матеріалі, викладеному в [8–9]. На рис. 2–3 представлені залежності коефіцієнтів аеродинамічного опору C_x і підйомної сили C_y від числа Маха μ і кута атаки α . Від висоти польоту h в даному діапазоні її зміни вони залежать мало.

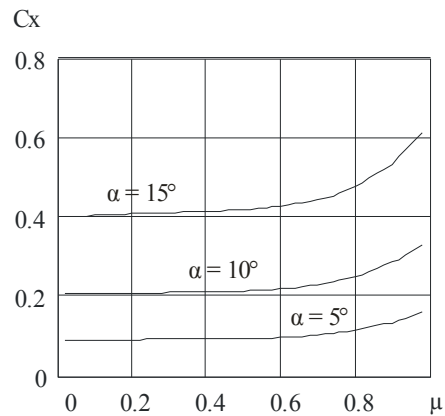


Рис. 2. Коефіцієнт аеродинамічного опору БпЛА-КБ

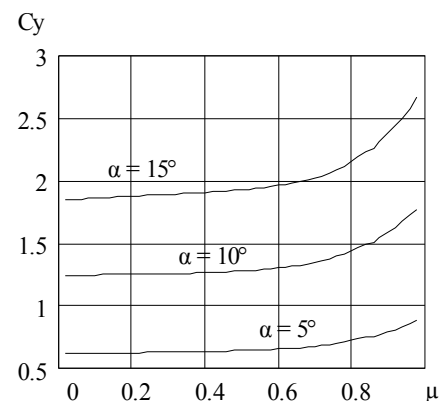


Рис. 3. Коефіцієнт підйомної сили БпЛА-КБ

Площа поверхні руля, площа поверхні крил, їх розміри і стрілоподібність, положення блоку крил підбрані в результаті розрахунків так, щоб забезпечувалися потрібні аеродинамічні характеристики БпЛА-КБ.

Запас аеродинамічної стійкості виражають у вигляді відношення різниці координат аеродинамічного фокусу і центру мас до довжини літального апарату.

Траєкторії польоту БпЛА-КБ отримані чисельною інтеграцією рівнянь руху [10–11]. Розраховані траєкторії польоту БпЛА-КБ при скиданні з авіаційного носія на висотах 2 і 6 км. Знайдено початкові значення чисел Маха, при яких досягається максимальна дальність польоту. Траєкторії польоту БпЛА-КБ на максимальну дальність, при скиданні з носія на висотах 6 км і 2 км, показані на рис. 4. На

рис. 5 представлені графіки зміни швидкості польоту БпЛА-КБ при скиданні з носія на висотах 6 і 2 км.

У табл. 2 приведені параметри траєкторій польоту БпЛА-КБ, при скиданні з авіаційного носія на висотах 6 і 2 км при оптимальних числах Маха. В усіх варіантах розрахунків польоту БпЛА-КБ на максимальну дальність робочий запас палива витрачається повністю.

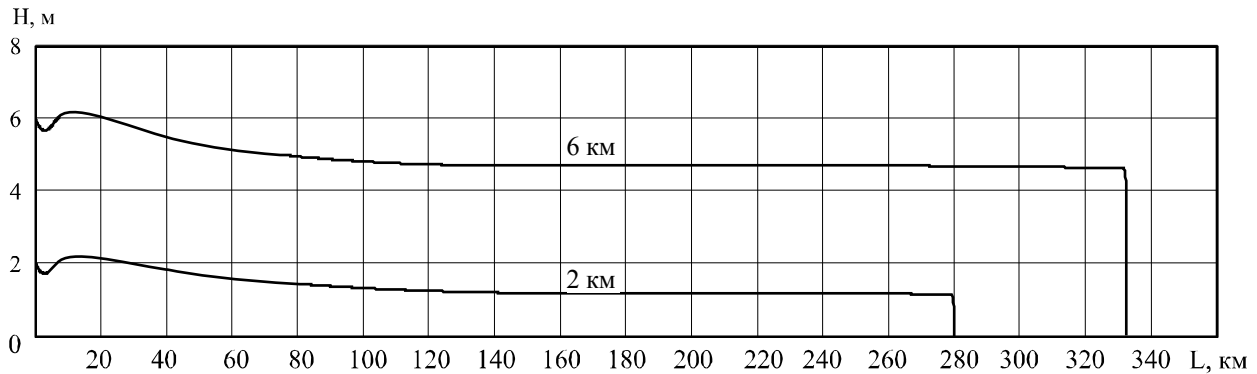


Рис. 4. Траєкторії польоту БпЛА-КБ на максимальну дальність

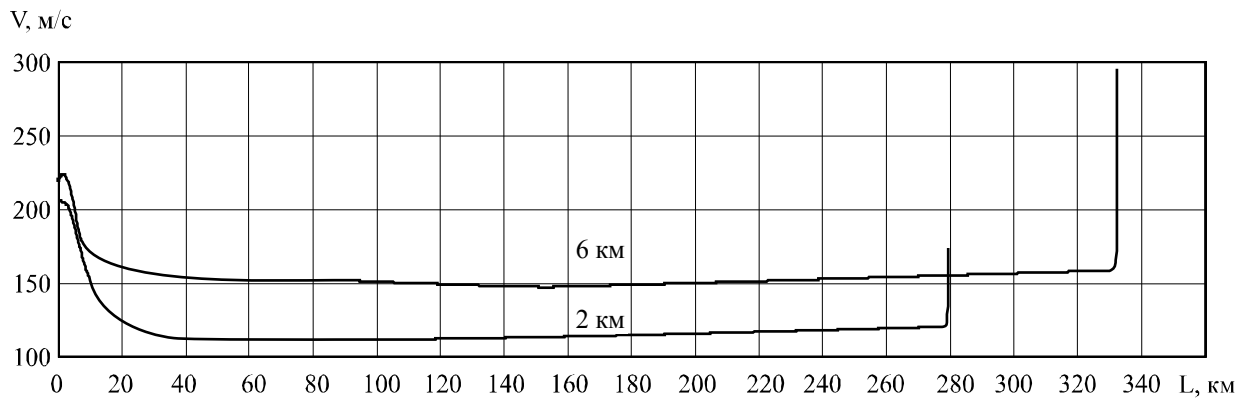


Рис. 5. Зміна швидкості польоту БпЛА-КБ на максимальну дальність

Таблиця 2
Параметри траєкторій польоту БпЛА-КБ

Параметр	Значення	
Висота польоту носія при скиданні БпЛА-КБ, км	6	2
Число Маха при скиданні БпЛА-КБ	0,65	0,615
Максимальна дальність польоту, км	330	280
Час польоту до цілі, хв.	37	40,15
Час польоту до початку розвороту на цілі, хв.	36,6	40
Швидкість польоту до розвороту на цілі, м/с / μ	154/0,45	120/0,35
Швидкість польоту у цілі, м/с / μ	268/0,79	179/0,53
Кут відхилення траєкторії від вертикалі при підході до цілі, град	2,5	5
Макс. нормальне перевантаження	3,1	2,3

Показники швидкості та дальності польоту уніфікованої конструкції БпЛА-КБ та спеціалізованої

КАБ з ФАБ-100 [4] спроектованої з несуттєвими відмінностями. При таких умовах збільшення маси корисного навантаження для апарату другого типу на 30 % призведе до зростання загальної стартової маси на 32 %, тобто приблизно на той же відсоток. Таким чином, можливо стверджувати про однозначну перевагу універсальних платформ типу БпЛА-КБ над спеціалізованою КАБ з ФАБ-100.

Вибір проектної величини тяги ТРД повинен здійснюватися з урахуванням вимог системи управління до висоти і швидкості польоту БпЛА-КБ при наведенні на цілі. При збільшенні тяги ТРД зростає швидкість польоту БпЛА-КБ, але при цьому ростуть і витрати палива, збільшується його маса і, отже, стартова маса і вартість БпЛА-КБ.

Для надійного наземного старту БпЛА потрібно надати початкову швидкість 100–120 м/с (число Маха 0,3–0,35). Її можна забезпечити за допомогою твердопаливного прискорювача або спеціальної катапульти. Результати розрахунку очікуваних харак-

теристик твердопаливного прискорювача представлені в табл. 3.

На рис. 6–7 показані траєкторії і швидкості польоту БпЛА-КБ, що були розраховані за методикою [12–13] при наземному старті, а в табл. 4 приведені параметри траєкторій польоту.

Скидання прискорювача при наземному старті БпЛА-КБ відбувається після закінчення його роботи. ТРД запускається після скидання прискорювача, початкова швидкість польоту БпЛА-КБ при цьому, прийнята в розрахунках рівною 110 м/с.

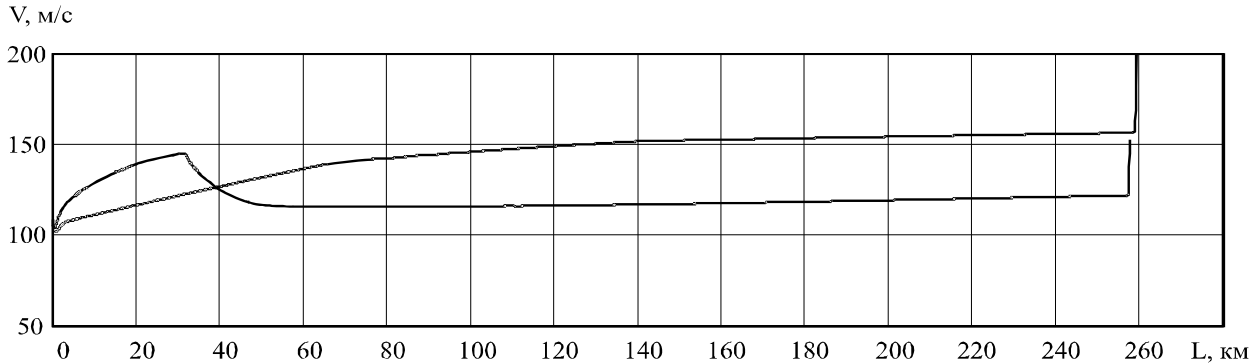


Рис. 6. Швидкість польоту УАБ на висотах до 3 км і 0,9–0,5 км при наземному старті

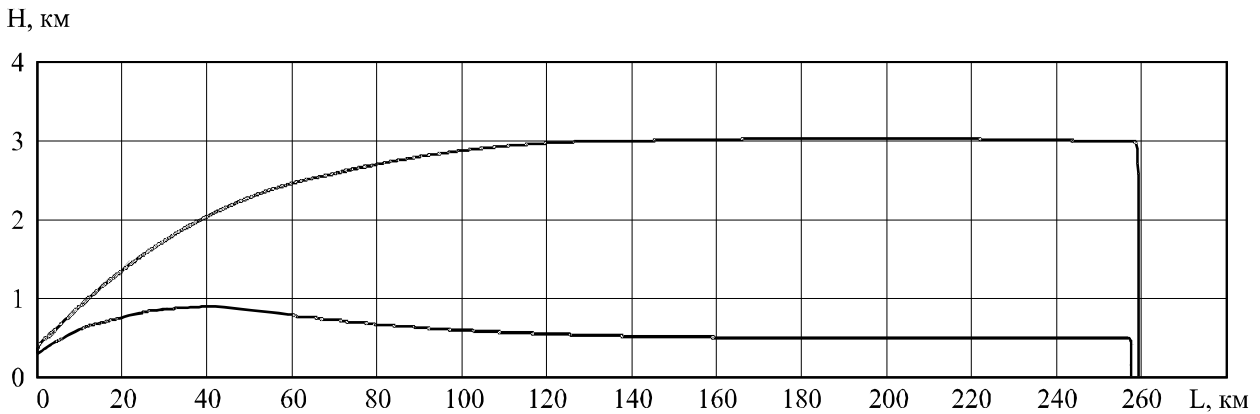


Рис. 7. Траєкторії польоту УАБ на висотах до 3 км і 0,9–0,5 км при наземному старті

Підйом БпЛА-КБ на розрахункову висоту здійснюється з максимальною тягою ТРД. Крейсерський політ на великій висоті відбувається теж з максимальною тягою двигуна, а на малих висотах (наприклад, 500–900 м) ТРД дроселює до 70 % максимальної тяги. Максимальна дальність польоту БпЛА-КБ при наземному старті менше на 50–70 км, ніж при запуску з авіаційних носіїв.

Таблиця 3

Очікувані характеристики твердопаливного прискорювача

Характеристика прискорювача	Значення	
Число Маха до кінця роботи	0,3	0,35
Швидкість польоту БпЛА-КБ до кінця роботи, м/с	102	119
Осьове перевантаження БпЛА-КБ	2,5	
Тяга прискорювача, кГс	731	742
Шлях, пройдений БпЛА-КБ, м	196	306
Час роботи, с	4	5
Початкова маса, кг	16,6	21
Маса паливного заряду, кг	12,5	15,8

Таблиця 4

Параметри траєкторій польоту ударного БпЛА-КБ при наземному старті

Параметри траєкторій польоту	Висота польоту, км	
	3	0,9-0,5
Максимальна дальність польоту, км	260	258
Час польоту до цілі, хв.	30,6	35,9
Швидкість польоту у цілі, м/с	244	153
Максимальне перевантаження	3,5	2,25
Тяга ТРД після набору максимальної висоти польоту	100 % макс.	70% макс.

Висновки

1. Розглянутий варіант уніфікованого керованого авіаційного боеприпасу може мати наступні характеристики:

- очікувана стартова маса БпЛА-КБ не перевищує 280 кг, довжина 3,2 м;
- бойове оснащення різного призначення масою до 130 кг;
- максимальна дальність польоту уніфіковано-

го БпЛА-КБ більше 330 км при скиданні з авіаційного носія, що летить на висоті 6 км з числом Маха 0,65;

– розрахункова швидкість польоту розглянутого БпЛА-КБ до розвороту і пікірування на ціль і може дорівнювати 120 – 150 м/с (430–540 км/год.).

2. При однакових умовах старту та вантажопідйомності, уніфіковані безпілотні платформи типу БпЛА-КБ і КАБ з ФАБ-100 мають основні характеристики (дальність пуску, швидкість, що відрізня-

ються не більше ніж на 5 %.

3. Наземний старт БпЛА-КБ може бути виконаний за допомогою твердопаливного прискорювача. Очікувана маса прискорювача не перевищує 20 кг. Використання катапульти виглядає як можливе, але дещо складне завдання.

4. Отримані результати свідчать про можливість створення уніфікованих БпЛА-КБ повітряного та наземного (морського) базування з максимальною дальністю польоту до 300 км.

Список літератури

1. Тараненко В.В. Аналіз стану та перспективи розвитку керованих авіаційних бомб / В.В. Тараненко, В.І. Нікітченко, І.М. Назаренко // Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – 2011. – Вип. 14. – С. 138-142.
2. Герасимов С.В. Дослідження високоточних систем навігації літальних апаратів за наземними орієнтирами / С.В. Герасимов, О.М. Грічанюк, О.О. Журавльов // Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил. – 2017. – № 5(54). – С. 48-53.
3. Стрельников Д. Концептуальные взгляды командования ВВС США на развитие беспилотной авиации / Д. Стрельников // Зарубежное военное обозрение. – 2017. – № 5. – С. 51-61.
4. Обґрунтування шляхів модернізації авіаційних боєприпасів / Ю.М. Агафонов, О.М. Жарик, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко // Системи озброєння і військова техніка. – 2017. – № 2(50). – С. 50-52.
5. Ogonowski K. Konceptcja sterowania bombą kierowaną typu JSOW za pomocą bal / K. Ogonowski M. Adamski // Zeszyty naukowe akademii marynarki wojennej. – LV. – 2014. – 1(196). – Pp. 55-72.
6. Description of the AMT Netherlands Titan gasturbine – Режим доступу: <http://www.amtjets.com/pdf/Titan specifications.pdf>.
7. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей: уч. для вузов / Акимов В.М., Бакулев В.И., Кузнер Р.И. и др.; под ред. С.М. Шляхтенко. – 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
8. Бурого С.Г. Расчёт аэродинамических характеристик ЛА и их частей / С.Г. Бурого. – М.: Изд-во МАИ, 1979. – 96 с.
9. Васильев В.В. Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В.В. Васильев, В.Г. Шахов, С.В. Юрин. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 68 с.
10. Бурого С.Г. Аэродинамический расчёт маневренного летательного аппарата / С.Г. Бурого. – М.: Изд-во МАИ, 1993. – 48 с.
11. Гусейнов А.В. Особенности проектирования крылатых ЛА с ВРД: уч. пособ. / А.В. Гусейнов. – М.: М-во высшего и специального образования, 1987. – 86 с.
12. Агафонов Ю.Н. Метод определения балансировочных углов поворота рулевых органов в расчетах траекторий и параметров движения летательных аппаратов / Ю.Н. Агафонов, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко // Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил. – 2013. – № 1(34). – С. 44-47.
13. Журавлев А.А. Метод расчета прогнозируемой траектории аэробаллистического аппарата / А.А. Журавлев, С.В. Новиченко, С.В. Герасимов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2014. – № 2(15). – С. 97-100.

References

1. Taranenko, V.V., Nikitchenko, V.I. and Nazarenko, I.M. (2011), "Analiz stanu ta perspektivi rozvitku ke nachakh aviatsiynikh bomb" [Analysis and possibility for the development of guided aerial bombs], *Scientific Works of State Research Institute of Aviation*. No. 14, pp. 138-142.
2. Herasymov, S.V., Hrychaniuk, A.M. and Zhuravlov, O.O. (2017), "Doslidzhennia vysokotochnykh system navihatsii litalnykh aparativ za nazemnyimi oriientyramy" [Research of high-speed navigation systems flying apparatus on ground orienteders], *Scientific Works of Kharkiv National Air Force University*, Vol. 5(54), pp. 48-53.
3. Strel'nikov, D. (2017), "Kontseptual'nyye vzglyady komandovaniya VVS SSHA na razvitiye bespilotnoy aviatsii" [Conceptual views of the US Air Force command for the development of unmanned aircraft], *Foreign military review*, No. 5, pp. 51-61.
4. Agafonov, Yu.N., Zharyk, O.M., Osipov, Yu.M. and Tkachenko, Yu.A. (2017), "Obgruntuvannya shlyakhiv modernizatsiyniy aviatsiynykh boyeprypasyv" [The ways of aviation munition modernization substantiation], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 2(50), pp. 50-52.
5. Ogonowski, K. and Adamski, M. (2014), "Konceptcja sterowania bombą kierowaną typu JSOW za pomocą bal" [Control concept of a JSOW guided bomb with a ball], *Zeszyty naukowe akademii marynarki wojennej*, No. 1(196), pp. 55-72.
6. Description of the AMT Netherlands Titan gasturbine, <http://www.amtjets.com/pdf/Titan specifications.pdf>.
7. Akimov, V.M., Bakulev, V.I., Kuziner, R.I., Poljakov, V.V., Sosunov, V.A. and Shlyakhtenko, S.M. (1987), "Teoriya i raschot vozdušno-reaktivnykh dvigateley" [The theory and calculation of air-jet engines], in Shlyakhtenko S.M. (Ed.), Textbook for high schools, 2-nd ed., Mechanical engineering, Moscow, 1987, 568 p.
8. Burago, S.G. (1979), "Raschot aerodinamicheskikh kharakteristik LA i ikh chastey" [Calculation of aerodynamic characteristics of aircraft and their parts], MAI, Moscow, 1979, 96 p.
9. Vasil'yev, V.V., Shakhov, V.G. and Yurin, S.V., (1986) "Raschot aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nykh apparatov" [Calculation of aerodynamic characteristics of aircraft], KuAI, Kuibyshev, 68 p.
10. Burago, S.G. (1993), "Aerodinamicheskii raschot manevrennogo letatel'nogo apparata" [Aerodynamic calculation of maneuverable aircraft], MAI, Moscow, 48 p.
11. Guseynov, A.V. (1987), "Osobennosti proyektirovaniya krylatykh LA s WRD" [Features of the design of winged aircraft with an air-jet engine], Ministry of Higher and Special Education, Moscow, 86 p.
12. Agafonov, Yu.N., Osipov, Yu.M. and Tkachenko, Yu.A. (2013), "Metod opredeleniya balansirovochnykh uglov povov-

rota rulevykh organov v raschetakh trayektoriy i parametrov dvizheniya letatel'nykh apparatov" [Method of definition the trim angles of control organs turn in calculations of trajectories and flight vehicles motion parameters], *Scientific Works of State Research Institute of Aviation*, No. 1(34), pp. 44-47.

13. Zhuravlev, A.A., Novichenko, S.V. and Herasimov, S.V. (2014), "Metod rascheta prognoziruemoi traektorii aeroballisticheskogo apparata", *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 2(15), pp. 97-100.

Надійшла до редколегії 14.06.2018

Схвалена до друку 17.07.2018

Відомості про авторів:

Агафонов Юрій Миколайович

кандидат технічних наук доцент
провідний науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-6872-5268>

Жарик Олександр Миколайович

Командування Повітряних Сил
Збройних Сил України,
Вінниця, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0915-4327>

Осипов Юрій Михайлович

кандидат технічних наук доцент науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4050-5172>

ТКАЧЕНКО Юрій Анатолійович

кандидат технічних наук старший науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7904-4062>

Information about the authors:

Yuri Agafonov

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Lead Researcher of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-6872-5268>

Oleksandr Zharyk

Air Forces of the Armed
Forces of Ukraine,
Vinnytsia, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0915-4327>

Yuri Osipov

Candidate of Technical Sciences Associate Professor Research
Associate of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4050-5172>

Yuri Tkachenko

Candidate of Technical Sciences Senior Research Associate
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7904-4062>

**ОЖИДАЕМЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УНИФИЦИРОВАННОГО
УПРАВЛЯЕМОГО БОЕПРИПАСА ВОЗДУШНОГО И НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ**

Ю.Н. Агафонов, А.М. Жарик, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко

В статье рассматривается вариант беспилотного летательного аппарата в качестве унифицированного управляемого авиационного боеприпаса (БнЛА-УБ) воздушного и наземного (морского) базирования с турбореактивным двигателем. В качестве боевого оснащения могут быть применены штатные авиационные бомбы калибра до 130 кг, другие боевые средства и оборудование иного назначения. Дана оценка ожидаемых массовых, геометрических и аэродинамических характеристик унифицированного БнЛА-УБ. Представлены расчётные траектории полёта БнЛА-УБ на максимальные дальности при сборе с авиационного носителя и при наземном старте с твёрдотопливным ускорителем.

Ключевые слова: управляемый авиационный боеприпас, характеристики авиационного боеприпаса, траектории полёта авиационного боеприпаса.

EXPECTED PERFORMANCE OF THE AIR-BASED AND GROUND-BASED UNIFIED GUIDED MUNITION

Yu. Agafonov, A. Zharyk, Yu. Osipov, Yu. Tkachenko

The article analyzes the possibilities of using an unmanned aerial vehicle (UAV) in conditions of combat operations with an enemy that has a modern echeloned air defense system. The conclusion is made about their high efficiency in mass use as unified guided munitions (UAV-GM). Their main advantages such as relatively low cost, high speed, high accuracy with small concomitant failures and low level of recognition factors are considered. The purpose of the article is to determine the possible characteristics of unified UAV-GM with air-borne and ground-based deploying. Based on the proposed methodology, estimates made of the achievable characteristics of the unified UAV-GM with a turbojet engine and various purposes payloads, such as aviation bombs up to 130 kg caliber, other combat means and equipment and cargo for special operations. The calculation of turbojet engine thrust was carried out. The aerodynamic, dynamic and balancing characteristics of the UAV-GM, possible trajectories of motion at launch on different heights or at ground launch and the reachable maximum range has been presented. The expected characteristics of the solid-fuel accelerator are estimated. The obtained results testify to the possibility of creating unified UAV air-borne and ground (sea) based deploying with a maximum range up to 300 km. They can be used at the stage of modernization and design of promising domestic unified BPLA-GM. The results, obtained using the proposed method of mathematical modeling, can be used in the design and for modernization of perspective air-based and ground-based unified guided munitions with the air and ground (marine) launching. Moreover, the use of results obtained using the developed method of mathematical modeling will allow optimizing the future design of perspective air-based and ground-based unified guided munitions to improve their characteristics. The developed method allows numerical simulation of dynamic and balancing characteristics of different types of the perspective air-based and ground-based unified guided munitions, in the interests of solving a wide range of applied problems.

Keywords: guided aviation munitions, performance characteristics of aviation munitions, trajectories of flight.