

Теоретичні основи розробки систем озброєння

УДК 621.396.67

Ю.М. Агафонов¹, О.М. Жарик², Ю.М. Осіпов¹, Ю.А. Ткаченко¹

¹ Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

² Штаб Командування Повітряних Сил Збройних Сил України, Вінниця

ОБҐРУНТУВАННЯ ШЛЯХІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНИХ БОЄПРИПАСІВ

У статті пропонується варіант керованого авіаційного боєприпасу (КАБ), що оснащений турбореактивним двигуном (ТРД) та штатною авіаційною бомбою в якості бойової частини. Дана оцінка очікуваних масових, геометричних і аеродинамічних характеристик КАБ. Представлені розрахункові траєкторії польоту КАБ на максимальні дальності при скиданні КАБ з авіаційного носія при різних параметрах його руху.

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

Вступ

Постановка завдання. У багатьох країнах світу створення високоточних авіаційних боєприпасів, а саме корегованих авіабомб, плануючих керованих авіабомб відбувається шляхом глибокої модернізації існуючих озброєнь [1]. Прикладом такого підходу є створення керованого авіаційного боєприпасу з великою дальністю польоту AGM-154 JSOW-ER [2] як універсальної платформи з контейнером для розміщення авіабомб, касетних бойових елементів, боєприпасів типу «ударне ядро» та інших вже існуючих засобів ураження. В Україні був розроблений блок аеродинамічного управління «Адрос» БАУ-01К, що призначений для підвищення точності влучання авіабомб калібрів 500–100 кг [3]. Однак такий підхід не вирішує найважливішої з вимог до авіаційного озброєння – підвищення дальності дії КАБ для виключення ураження авіаційного носія засобами ППО противника. Таке завдання потребує використання КАБ з дальністю пуску більше, ніж 300 км [2].

Метою статті є визначення досяжних характеристик одного з варіантів плануючих КАБ з ТРД, які призначені для застосування з авіабомбами калібру до 130 кг.

Основна частина

Варіант конструктивно-компоувальної схеми і загальний вигляд КАБ з ФАБ-100 і ТРД показані на рис. 1. Особливістю пропонованої схеми є її мінімальна маса а, відтоді, і мінімальна вартість, що досягається за рахунок мінімізації кількості додаткових елементів та тяги двигуна. Остання визначалась за принципом мінімальної достатності для підтримання заданої швидкості (біля 600 км/год) та близької до горизонтальної траєкторії польоту КАБ.

У передньому конічному відсіку розміщуються рульовий привід з аеродинамічними поверхнями, джерело живлення і комбінована система управління. У циліндричному корпусі КАБ поміщений паливний бак з паливним насосом і системою управління роботою ТРД. ФАБ-100 вставляється в стакан циліндричного корпусу, в якому штангами закріплюється ТРД.

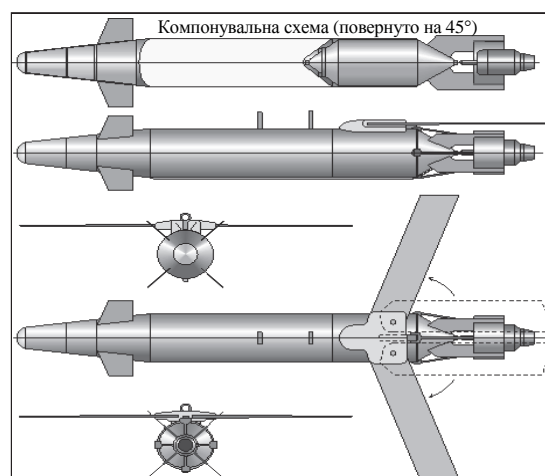


Рис. 1. Компонувальна схема і загальний вигляд КАБ

Згори на циліндричному корпусі розташовується блок крил з механізмом їх розкриття. Під блоком крил розміщений короб для переміщення в ньому вузла кріплення авіабомби при зборці КАБ. Є можливість змінювати аеродинамічне центрування при використанні авіабомб різних типів для забезпечення необхідних льотних характеристик КАБ. Доопрацювання штатних авіаційних бомб не передбачено.

При такій конструктивно-компоувальній схемі не потрібні спеціально сконструйовані повітрязабірники для спрямування повітря в ТРД. Існуючі стабілізатори авіабомби доповнюються аналогічними за при-

значенням аеродинамічними поверхнями, що монтується на горизонтальних штангах кріплення ТРД.

Діаметр корпусу КАБ дозволяє шляхом підбору відповідних ущільнюючих кілець використовувати в якості бойових частин достатньо широку номенклатуру існуючих та перспективних авіабомб вільного падіння калібру 100–130 кг.

У табл. 1 на прикладі відомого з відкритих джерел ТРД Titan [4] наведені орієнтовні технічні характеристики, що були використані при проведенні розрахунків. Додатково використовувались залежності тяги ТРД та витрати палива від висоти польоту h і числа Маха μ , отримані з використанням технічних характеристик ТРД Titan і матеріалів викладених в роботі [5].

Таблиця 1

Характеристики ТРД Titan

Діаметр, мм	147
Довжина при повітряному старті з електростартером, мм	385
Маса системи з агрегатами, кг	4,575
Тяга на максим. оборотах, Н (кГс)	392(40)
Витрата палива на максимальних оборотах, г/мін	1120
Максимальне число об / хв	96000

Потрібний запас палива визначений в припущенні, що КАБ здатний здійснювати політ на висоті 5 км з числом Маха 0,5. Час польоту КАБ на дальність 300 км складає близько 32 хвилин. Заміна ТРД на більш потужний дозволяє підвищити швидкість, маневрові характеристики КАБ, але приводить до суттєвого зменшення дальності польоту за рахунок збільшення витрат палива. Вважаємо, що середня витрата палива у польоті КАБ така ж, як і біля землі на стенді на режимі 90 % максимальної тяги. Сумарна маса палива в КАБ, оснащеному подібним ТРД, при цьому, буде дорівнювати приблизно 32 кг (витрата палива – 1008 г/хв). При виконанні розрахунків передбачалося, що у польоті витрачається 80 % сумарного запасу палива. Різниця в масі сумарного запасу палива і запасу палива, що витрачається, складає гарантійний запас.

Орієнтовні масо-габаритні характеристики КАБ с ФАБ-100 представлені в табл. 2.

Таблиця 2

Очікувані масово-габаритні характеристики КАБ

Стартова маса КАБ з ФАБ-100, кг	200
Маса ФАБ-100, кг	100
Сумарна маса палива, кг	32
Діаметр циліндричного корпусу, м	0,285
Розмах крил, м	1,64
Довжина КАБ, м	2,56
Відношення тяги ТРД до стартової маси	0,2

Аеродинамічні характеристики КАБ розраховані за методикою, заснованою на матеріалі, викладеному в [6–7]. На рис. 2 і 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 діапазоні її зміни вони майже не залежить.

Центр мас КАБ знайдений з відомих на авіабомбу даних та розрахунків маси конструкції. Попередніми розрахунками визначено положення блоку крил, при якому забезпечується необхідний запас аеродинамічної стійкості.

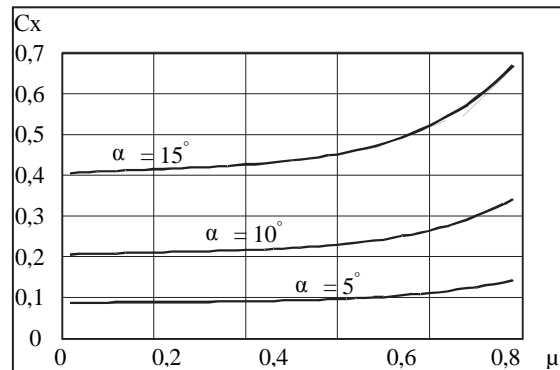


Рис. 2. Коефіцієнт аеродинамічного опору КАБ

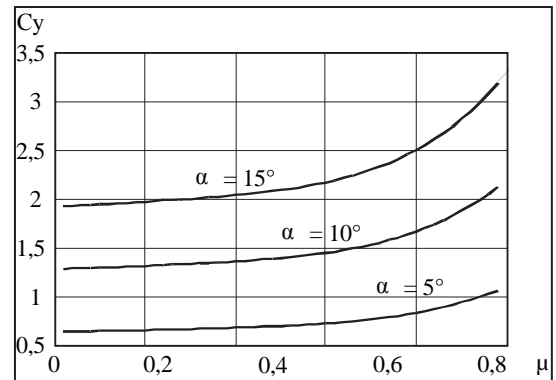


Рис. 3. Коефіцієнт підйомної сили КАБ

Траєкторії польоту КАБ отримані методом чисельного інтегрування рівнянь руху [8–9]. В статті наведені розраховані траєкторії польоту КАБ на максимальну дальність при скиданні з авіаційного носія на висотах 3–6 км. Знайдено початкові значення чисел Маха, при яких досягається максимальна дальність польоту. Траєкторії польоту КАБ на максимальну дальність показані на рис. 4.

На рис. 5 представлені графіки зміни швидкості польоту КАБ. При розрахунку траєкторій польоту КАБ на максимальну дальність передбачалося, що двигун працює на максимальному режимі.

Висновки

1. Максимальна дальність польоту керованого авіаційного боеприпасу з штатною авіабомбою ФАБ-100 може досягати 280–310 км при скиданні з авіаційного носія на висотах від 3 км до 6 км з числом Маха 0,75–0,8. У розглянутих варіантах розрахунків дальність польоту обмежується робочим запасом палива (80 % сумарної маси палива).

2. Розрахункові швидкості польоту КАБ до розвороту і пікірування на ціль можуть бути не менше 150–170 м/с (540–610 км/год.).

3. Отримані результати свідчать про можливість створення керованих авіаційних боеприпасів з дальністю польоту 280–310 км, оснащених авіабомбами калібру 100–130 кг в якості бойової частини.

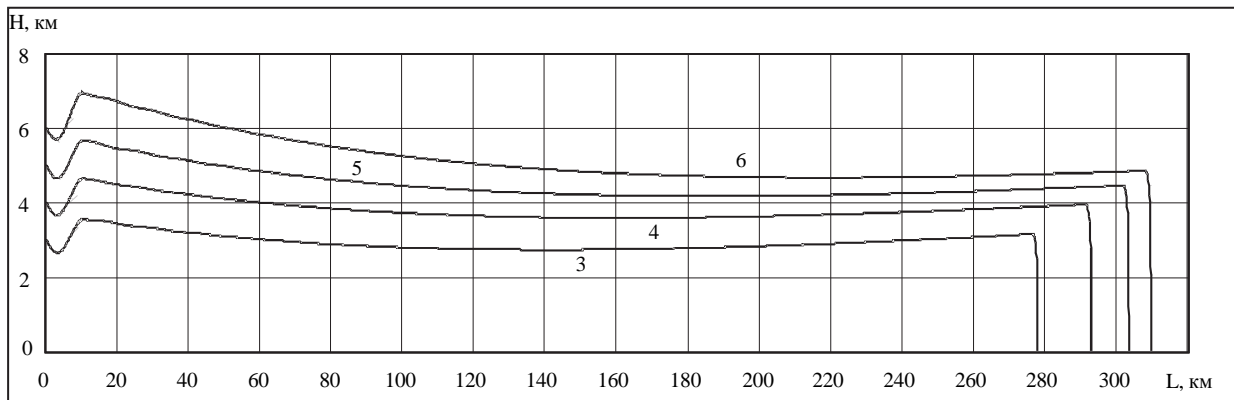


Рис. 4. Траєкторії польоту КАБ на максимальну дальність при скиданні з носія на висотах 3–6 км

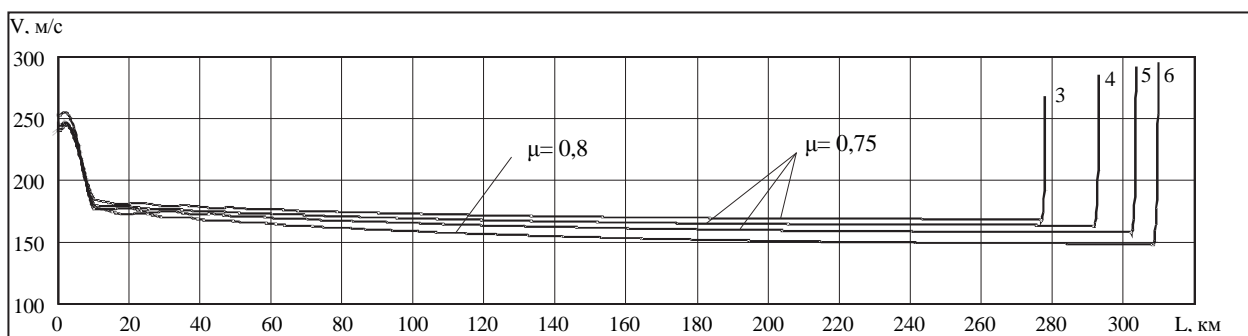


Рис. 5. Зміна швидкості польоту КАБ на максимальну дальність при скиданні з носія на висоті 6 км з числом Маха $\mu=0,8$ і на висотах 3, 4, 5, км з числом Маха $\mu=0,75$

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. Ogonowski K. Koncepcja sterowania bombą kierowaną typu JSOW za pomocą bal / K. Ogonowski M.Adamski // Zeszyty naukowe akademii marynarki wojennej. – LV. – 2014. – I(196). – P. 55-72.
3. Блок аэродинамического управления “Адрос” БАУ-01К – Режим доступа: <http://adron.ua/ru/weoffer/developments/adros-bau-01k>.
4. Description of the AMT Netherlands Titan gasturbine – Режим доступа: <http://www.amtjets.com/pdf/Titanspecifications.pdf>.

5. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко; учебн. для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
6. Бураго С.Г. Расчёт аэродинамических характеристик ЛА и их частей / С.Г. Бураго. – М.: Изд-во МАИ, 1979. – 96 с.
7. Васильев В.В. Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В.В. Васильев, В.Г. Шахов, С.В. Юрин. – Куйбышев, КуАИ, 1986. – 68 с.
8. Бураго С.Г. Аэродинамический расчёт маневренного летательного аппарата / С.Г. Бураго. – М.: Изд-во МАИ, 1993. – 48 с.
9. Гусейнов А.В. Особенности проектирования крылатых ЛА с ВРД: уч. пособ. / А.В. Гусейнов. – М., 1987. – 86 с.

Надійшла до редколегії 16.05.2017

Рецензент: д-р техн. наук ст. наук. співробітник С.В. Герасимов, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОБОСНОВАНИЕ ПУТЕЙ МОДЕРНИЗАЦИИ АВИАЦИОННЫХ БОЕПРИПАСОВ

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

В статье предлагается вариант управляемого авиационного боеприпаса (УАБ), оснащённого турбореактивным двигателем и штатной авиационной бомбой в качестве боевой части. Дана оценка ожидаемых массовых, геометрических и аэродинамических характеристик УАБ. Представлены расчётные траектории полёта УАБ на максимальные дальности при сбросе УАБ с авиационного носителя при различных параметрах его движения.

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

THE WAYS OF AVIATION MUNITION MODERNIZATION SUBSTANTIATION

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

The edition of guided aviation munitions (GAM), equipped a turbojet engine and aviation bomb is offered in the article. The estimation of the expected mass, geometrical and aerodynamic performance characteristics of GAM is given. The calculation of GAM flight trajectories on maximal distances are presented at the different motion parameters of aerial vehicles.

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