

УДК 623.4.018

А.Г. Козир¹, О.Л. Бурсала¹, Д.В. Башинський²¹ Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Чернігів² Військова частина А2038, Озерне

АЛГОРИТМ ФОРМУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ НАВЕДЕННЯ АВІАЦІЙНИХ БОМБ, ОБЛАДНАНИХ БЛОКОМ АЕРОДИНАМІЧНОГО УПРАВЛІННЯ БАУ-01КТ

Використання блоку аеродинамічного управління в складі авіаційних бомб калібрів 500, 250 і 100 кілограмів забезпечує підвищення ефективного ураження нерухомих, у тому числі малорозмірних і захищених наземних цілей за рахунок усунення початкової помилки прицілювання й відхилень бомби від розрахункової балістичної траєкторії, викликаних різними факторами, що не враховуються при вирішенні завдання прицілювання.

Ключові слова: керована авіаційна бомба, блок аеродинамічного управління, параметри наведення.

Вступ

Постановка проблеми. Оцінка наведення авіаційних бомб, обладнаних блоком аеродинамічного управління (БАУ), включає до себе обчислення за результатами дослідів математичного сподівання та кругового ймовірного відхилення промаху, при цьому під промахом розуміємо відстань від точки падіння бомби до центру цілі.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Керовані авіаційні бомби (КАБ), які були на озброєнні в СРСР і залишаються на озброєнні країн пострадянського простору (у тому числі і в Україні), відносяться до класичних корегованих авіаційних бомб з напівактивними лазерними або пасивними телевізійними системами самонаведення. За конструктивною схемою вони є боеприпасами спеціальної конструкції, виконані в калібрах 500 та 1 500 кілограмів. Про розробку та проведення випробувань корегованих авіаційних бомб у теперішній час та про перспективи їх розвитку в Росії та інших пострадянських країнах ми можемо судити лише за інформацією виставок та публікаціями в світовій мережі [1–3].

З аналізу відкритих джерел інформації [1–2], розробкою КАБ найбільш інтенсивно займається в Росії підприємство «Реґіон», в Білорусії 558 авіаремонтний завод (Барановичі), в Україні ДП «ДержККБ «ЛУЧ» та НВФ «Адрон» розробкою якої і є БАУ-01КТ.

Метою статі є формування алгоритму наведення керованих авіаційних бомб.

Виклад основного матеріалу

Система наведення авіаційної бомби з БАУ-01КТ вирішує два основні завдання на основі інформації про координати бомби відносно цілі та параметри руху бомби:

- визначає траєкторію руху центру мас бомби;
- та забезпечує її політ по цій траєкторії шляхом зміни величини керуючих сил.

У контур керування цієї системи окремою ланкою входить система стабілізації, призначена для збереження необхідного кутового положення сталого кутового руху бомби. Об'єктом керування системи наведення і стабілізації в цілому є бомба.

Наведення бомби з БАУ-01КТ на ціль здійснюється шляхом усунення відхилення траєкторії її польоту від розрахункової (балістичної) траєкторії, рух якої забезпечує влучення бомби в ціль.

Сигналом керування в БАУ-01КТ є відхилення розрахункової точки падіння від цілі Δ , взяте в проекції на горизонтальну площину, що містить у собі центр цілі. В залежності від величини Δ цифрова обчислювальна машина формує і видає в рульовий привод відповідні команди (сигнали) u_{δ} , які викликають відхилення рулів БАУ-01КТ на необхідний кут. Бомба з БАУ-01КТ виконує маневр, намагаючись звести до нуля помилку Δ шляхом розвороту вектора повітряної швидкості бомби на кут Θ .

Величина відхилення Δ визначається за інформацією про координати цілі, задані під час підготовки БАУ-01КТ до польоту та про фактичні координати і параметри руху бомби, визначені безплатформною інерціальною системою (БІНС) з корекцією за сигналами супутникової навігаційної системи (СНС).

Керування рухом бомби здійснюється двома парами аеродинамічних рулів. Алгоритм наведення бомби з БАУ забезпечує усунення початкової помилки прицілювання і відхилень бомби від заданої траєкторії при дії на неї випадкових факторів.

Параметрами управління при наведенні бомби є проекції відхилення прогнозованої точки її падіння (т.п.) від цілі в площині $Ox_r z_r$.

Завдання наведення вирішується в земній системі координат, що обертається Ox_{uz} (рис. 1).

Для вирішення задачі прицілювання використовуються такі вихідні данні:

$X_{т.п.}$ – прогнозована координата точки падіння бомби при її польоті по балістичній траєкторії;

$X_{ц}^{(g)}$ $Y_{ц}^{(g)}$ $Z_{ц}^{(g)}$ – координати цілі щодо збірки, визначені численням БІНС, з корекцією за інформацією СНС;

$\psi_6 = \psi_{\text{БІНС}}$ – курс падіння бомби;

$\gamma_6 = \gamma_{\text{БІНС}} + 45^\circ$ – кут крену падіння бомби з

урахуванням того, що у момент скидання площини керма розташовані під кутом 45° до площини, що проходить через місцеву вертикаль.

$\psi_{\text{БІНС}}$ $\gamma_{\text{БІНС}}$ – курс і кут крену падіння бомби, розраховані БІНС.

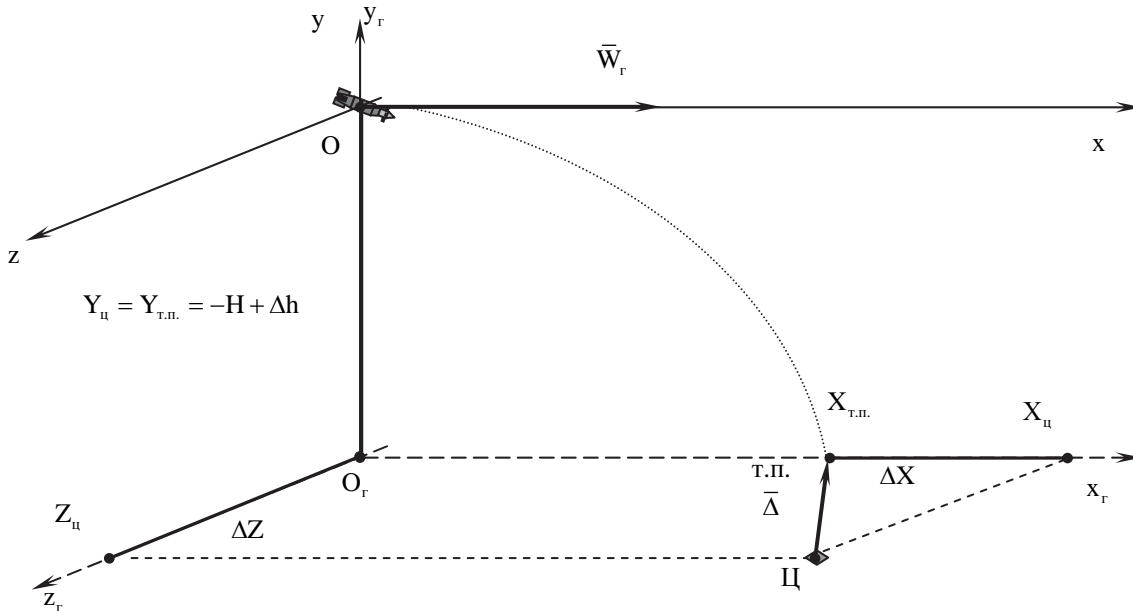


Рис. 1. Схема визначення параметрів керування

Координати цілі щодо бомби із земної системи координат $Ox_g y_g z_g$ в систему координат $Oxyz$ перераховуються з використанням стандартної матриці направляючих косинусів по формулах:

$$\begin{aligned} X_{ц} &= X_{ц}^{(g)} \cdot \cos \psi_6 - Z_{ц}^{(g)} \cdot \sin \psi_6; \\ Y_{ц} &= Y_{ц}^{(g)}; \end{aligned} \quad (1)$$

$$Z_{ц} = X_{ц}^{(g)} \cdot \sin \psi_6 + Z_{ц}^{(g)} \cdot \cos \psi_6.$$

Для забезпечення безпеки літака-носія протягом 2 секунд після відділення від літака формуються нульові сигнали управління:

$$\varphi_x = \varphi_z = 0. \quad (2)$$

У площині $O_r x_r z_r$ визначаємо прогнозоване відхилення точки падіння бомби від цілі (“прогнозований промах” $\bar{\Delta}$) у вигляді двох складових:

– відхилення по дальності (подовжнє відхилення):

$$\Delta X = X_{ц} - X_{\text{т.п.}}. \quad (3)$$

– відхилення точки падіння бомби по напрямку:

$$\Delta Z = Z_{ц}. \quad (4)$$

Обчислюються кути установки аеродинамічного руля без урахування крену бомби:

$$\delta_x = K \cdot \Delta X; \quad \delta_z = K \cdot \Delta Z, \quad (5)$$

де K – коефіцієнт закону наведення.

Коефіцієнт закону наведення визначається з умови:

$$K = \begin{cases} (90 - 0,05 \cdot W) / (H / 2) & \text{при } H \geq 1000; \\ (90 - 0,05 \cdot W) / 500 & \text{при } H < 1000. \end{cases} \quad (6)$$

Кути відхилення рулів БАУ-01КТ визначаються з урахуванням кута крену бомби по формулах:

$$\delta_I = \delta_x \cdot \cos \gamma_6 + \delta_z \cdot \sin \gamma_6; \quad (7)$$

$$\delta_{II} = -\delta_x \cdot \sin \gamma_6 + \delta_z \cdot \cos \gamma_6, \quad (8)$$

Сигнали, що визначають необхідні кути відхилення рулів δ_I і δ_{II} , формуються мікроконтролером в цифровому коді.

Нумерація рулів каналів управління показана на рис. 2.

Для відпрацювання сигналів управління на рульовий привід поступають різницьові сигнали:

$$\Delta \delta_I = \delta_I - \delta_I^{(p)}; \quad (9)$$

$$\Delta \delta_{II} = \delta_{II} - \delta_{II}^{(p)}, \quad (10)$$

де $\delta_I^{(p)}$; $\delta_{II}^{(p)}$ – сигнали зворотного зв'язку, відповідні фактичним кутам відхилення керма.

Граничні кути відхилення керма δ_I і δ_{II} обмежені кутами $\pm 12^\circ$.

Система керування складається з двох каналів, по яких здійснюється керування і стабілізація бомби відносно двох взаємно перпендикулярних осей, які

проходять через центр маси бомби з БАУ-01КТ. Площини керування співпадають з площинами калі-

берних стабілізаторів бомби. Стабілізація по куту крену та по кутовій швидкості крену не передбачена.

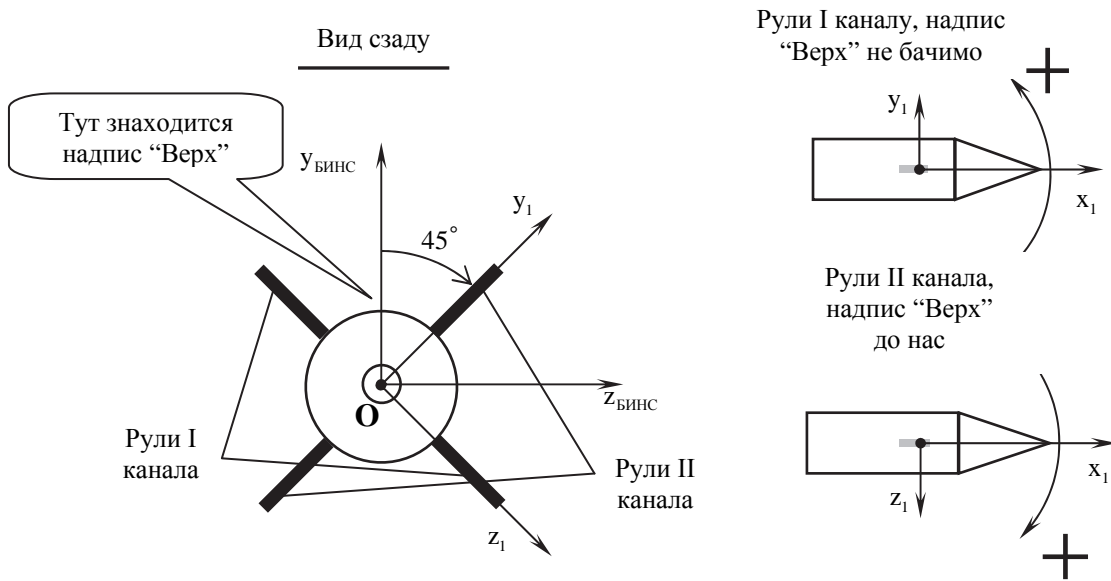


Рис. 2. Системи координат, нумерація каналів и напрямку відхилення рулів БАУ-01КТ:
 $Ox_{\text{БІНС}}y_{\text{БІНС}}z_{\text{БІНС}}$ – система координат БІНС; $Ox_1y_1z_1$ – зв'язана система координат БАУ-01КТ

Структурна системи керування і стабілізації (рис. 2) складається з авіаційної бомби, як об'єкта регулювання, обчислювально-інформаційної системи та рульового привода.

Канали керування і стабілізації виконані ідентичними.

Для забезпечення необхідної якості процесу наведення передбачено зміна коефіцієнта K_A в залежності від висоти та швидкості польоту. Структурна схема і параметри контуру керування повинні забезпечувати задану точність наведення бомби на ціль за умови, коли вхідні сигнали крім регулярних впливів, обумовлених відносним положенням цілі і бомби, а також поздовжнім рухом бомби, мають у своєму складі відносно високий рівень випадкових збурень.

Для одержання необхідної точності наведення бомби на ціль необхідно забезпечити виконання певних умов:

1. Стабільність руху бомби як об'єкта керування на всіх етапах польоту.

Під стабільністю системи автоматичного керування розуміється її властивість переходити до стану, що встановився, після припинення дії збурень, які вивели систему з цього стану. Тобто система керування з затухаючим перехідним процесом називається стабільною, а з незатухаючим (розбіжним) – нестабільною.

Стосовно до нашого випадку контур керування повинен забезпечити рух бомби по кінематичній траєкторії і загасання коливань бомби відносно цієї траєкторії при впливі на її вхід як регулярних, так і випадкових збурень.

2. Висока якість перехідного процесу на всіх етапах і режимах польоту бомби.

Якість перехідного процесу:

– характеризується формою кривої перехідного процесу, тобто швидкістю загасання перехідного процесу, відносною величиною перерегулювання і т.п;

– визначає динамічну точність системи, тобто її здатність стежити за швидкими змінами вхідного сигналу. Динамічна точність системи забезпечується такими її властивостями, як швидкодія і демпфірування;

– визначає час відпрацювання початкової неузгодженості (час виходу бомби на кінематичну траєкторію).

3. Досить стабільний і високий коефіцієнт підсилення розімкнутого контуру керування.

Коефіцієнт підсилення контуру керування K_0 являє собою відношення вихідної величини до вхідної величини системи наведення в сталому режимі її роботи (режим роботи системи наведення після загасання перехідних процесів).

Коефіцієнт підсилення є статичною характеристикою системи і визначає залежність між вхідною і вихідною величинами в режимі, що встановився.

В остаточному підсумку, контур керування повинен забезпечити необхідну точність наведення бомби на ціль за умови, коли параметри бомби (моменти інерції, власна частота, розташовувані перевантаження) змінюються в широких межах. Контур керування бомбою являє собою систему автоматичного регулювання з обмеженою потужністю через обмеженість перевантажень бомби. При перехідних процесах може відбуватися його перенасичення.

Наскільки контур керування задовольняє вимогам стабільності, якості перехідного процесу і точності, можна судити по передаточних функціях системи.

Для дослідження характеристик контуру наведення, як автоматичної системи керування, необхідно визначити передаточні функції її складових частин, як елементів системи автоматичного керування.

Поведінка бомби з БАУ-01КТ в часі опишемо математично системою нелінійних диференціальних рівнянь, що включає до себе [4–5]:

– рівняння бомби, що характеризують зв'язок між переміщеннями рулів БАУ-01КТ (вхідні величини) і нормальним прискоренням (вихідна величина);

– рівняння автопілоту, що визначають відхилення рулів БАУ-01КТ залежно від керуючих сигналів курсу і тангажу;

– рівняння обчислювально-керуючої системи та пристроїв передачі команд, що встановлюють залежності між командами керування і вимірюваними значеннями параметрів неузгодженості;

– рівняння координатора, що зв'язують відносне положення цілі і бомби з параметром неузгодженості;

– кінематичні рівняння руху авіаційної бомби.

Використовуючи лінеаризацію рівнянь відносно малих відхилень параметрів руху від їхніх значень для деякого теоретичного (незбуреного) руху та шляхом "заморожування" змінних коефіцієнтів з наступним використанням теорії передаточних функцій [4–5].

Рух бомби з БАУ-01КТ розглядаємо як рух у просторі абсолютно жорсткого тіла, яке має шість ступенів свободи. Він може бути описаний динамічними рівняннями руху центра мас, динамічними рівняннями руху відносно центра мас та кінематичними рівняннями центра мас.

При побудові передаточної функції авіаційної бомби з БАУ-01КТ, як об'єкта керування, врахуємо її основні властивості, як безпілотного літального апарата:

1. Коректована бомба відноситься до маневрених літальних апаратів, що не мають власного двигуна, а отже до її дослідження не може бути застосоване припущення про можливість нехтування варіацією повітряної швидкості ΔV [4].

2. Коректована авіаційна бомба виконана за зворотною аеродинамічною схемою, має достатній запас аеродинамічної стійкості і позитивний коефіцієнт передачі по куту атаки.

3. Підйомна сила, створювана органами керування (рулями) БАУ-01КТ, є малою, у порівнянні з підйомною силою, створюваною корпусом та нерухомим оперенням (стабілізатором) бомби.

В результаті перетворень та спрощення з урахуванням зазначених властивостей, одержимо такі передаточні функції бомби з БАУ-01КТ, як об'єкта керування по куту нахилу траєкторії:

$$W_{\Delta}^{\ominus}(p) = \frac{K}{p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)}, \quad (11)$$

де $K = \frac{-a_{13} a_{42}}{a_{12} + a_{11} a_{42}}$ – коефіцієнт передачі ракети;

$T = \frac{1}{\sqrt{a_{12} + a_{11} a_{42}}}$ – постійна часу ракети;

$\xi = \frac{a_{11} + a_{12} + a_{42}}{2\sqrt{a_{12} + a_{11} a_{42}}}$ – декремент затухання;

$$a_{11} = -\frac{M_z^{\alpha}}{I_z}; \quad a_{12} = -\frac{M_z^{\alpha_z}}{I_z}; \quad a_{13} = -\frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}; \quad a_{42} = -\frac{Y^{\alpha}}{mV} -$$

коефіцієнти, які одержані в результаті лінеаризації рівнянь руху ракети [4].

Рівняння (11) може бути використано як передаточна функція бомби з БАУ-01КТ $W_6(p)_T$, як об'єкта керування, при дослідженні контуру наведення.

Рульовий привод можна розглядати як автоматичну систему, призначену для керування переміщенням органів керування. Об'єктом керування є органи керування літальним апаратом, а виконавчим елементом – сервопривід (рульова машина).

В БАУ-01КТ використано рульовий привод на основі електричного сервоприводу з внутрішнім жорстким зворотним зв'язком по куту відхилення рулів, який реалізовано в системі керування сервоприводу так, що кут відхилення руля дорівнює куту відхилення вихідного вала приводу. Таким чином забезпечено пропорційність кута відхилення рулів δ величині керуючого сигналу і слабку залежність цього відхилення від навантаження.

В блоці аеродинамічного керування "Адрос" БАУ-01КТ використані чотири сервоприводи (по два в кожному каналі керування). Сервопривод являє собою електричний двигун постійного струму з редуктором та з елементами імпульсного керування електричною машиною.

Передаточна функція приводу як розімкнутої невантаженої системи автоматичного керування [6]

$$W_{\Pi}(p) = \frac{K_{\Pi}}{(T_{\Pi} p + 1)p}, \quad (12)$$

де $T_{\Pi} = T_K$ – постійна часу приводу;

$K_{\Pi} = K_K / i$ – коефіцієнт підсилення приводу.

Оскільки впливом шарнірних моментів можна зневажити, то з урахуванням жорсткого зворотного зв'язку

$$W_{\Pi\Pi}(p) = K_{\Pi} \approx \frac{1}{K_{33}} \approx 1. \quad (13)$$

Жорсткий зворотний зв'язок знижує вплив шарнірного моменту M_{Π}^{α} на динамічні властивості ланки «рульовий привод – бомба», і, зважаючи на використання глибокого зворотного зв'язку, власна частота та відносний коефіцієнт демпфірування цієї

ланки практично не відрізняються від відповідних величин для бомби, як об'єкта керування.

Введення обмежень на величину кутів відхилення рулів дозволяє забезпечити нормальну роботу рульового приводу виключенням випадків аеродинамічної перекомпенсації рулів, коли коефіцієнт $m_{\text{ш}}^{\delta} > 0$.

Обчислювально-інформаційна система забезпечує формування сигналу керування рулями у відповідності з прийнятим законом керування.

За своєю будовою обчислювально-інформаційна система може розглядатись як практично безінерційний перетворювач, динамічні властивості якого опишемо передаточною функцією аперіодичної ланки з малою постійною часу шляхом уведення в рівняння величини чистого запізнювання τ [6], і опишемо рівнянням

$$U_{\delta}(t) = K_{\Delta} \Delta(t - \tau), \quad (14)$$

де K_{Δ} – коефіцієнт передачі системи; $\Delta(t - \tau)$ – сигнал на її вході; $U_{\delta}(t)$ – сигнал переміщення вихідного вала приводу.

Рівнянню (4) відповідає передаточна функція

$$W_{\text{инс/сн}}(p) = \frac{U_{\delta}(p)}{\Delta(p)} = K_{\Delta} e^{-p\tau}. \quad (15)$$

Запізнення τ викликано, в основному, затримкою в часі формування сигналів корекції координат за інформацією СНС, що обумовлено запізненням у формуванні даних, який складає 20 мс [7].

Таким чином, обчислювально-інформаційна система є перетворювачем з коефіцієнтом передачі

$$K_{\Delta} = \begin{cases} (90 - 0,05W) / (H / 2) & \text{при } H \geq 1000 \\ (90 - 0,05W) / 500 & \text{при } H < 1000 \end{cases}. \quad (16)$$

Коефіцієнт передачі має розмірність градус/м.

Висновки

Розроблена модель контуру наведення керованих авіаційних бомб на прикладі бомби з БАУ-01КТ може бути корисна при проведенні порівняльного аналізу КАБ вітчизняного виробництва що плануються до прийняття на озброєння Повітряних Сил Збройних Сил України.

Список літератури

1. Семенов С.С. Оценка технического уровня образцов вооружения и военной техники / С.С. Семенов, В.Н. Харчев, А.И. Иоффин. – М.: Радио и связь, 2004. – 552 с.
2. Семенов С.С. Корректируемые авиабомбы российских ВВС / С.С. Семенов, В.Н. Харчев. – М.: Бедретдинов и Ко, 2005. – 88 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.missiles.ru/kab-250>.
3. Ефимов Е. Управляемые авиационные бомбы зарубежных стран / Е. Ефимов // Зарубежное военное обозрение. – 1995. – № 4. – С. 30-40.
4. Планы преобразования арсенала УБЛН в оружие с наведением по данным глобальной спутниковой навигационной системы GPS: Экспресс-информация / ГосНИИАС. – 2000. – № 9. – С. 2-3. – (Авиационные системы).
5. Использование решетчатых рулей для управляемых бомб малого калибра: Экспресс-информация / ГосНИИАС. – 2000. – № 48. – С. 4. – (Авиационные системы).
6. Апанасенко В.М. Крылатые ракеты – оружие стратегической стабильности / В.М. Апанасенко, И.В. Сутягин // Вооружение. Политика. Конверсия. – 1999. – № 2 (26). – С. 24-26.

Надійшла до редколегії 9.01.2017

Рецензент: д-р техн. наук проф. М.І. Гриценко. Державний науково-випробувальний центр ЗС України, Чернігів.

МОДЕЛЬ КОНТУРА НАВЕДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ БОМБ,, ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БАУ-01КТ

А.Г. Козырь, А.Л. Бурсала, Д.В. Башинский

Использование блока аэродинамического управления в составе авиационных бомбовых устройств калибра 500, 250, 100 килограмм обеспечивает повышение эффективного поражения неподвижных целей, в том числе, малоразмерных и защищенных наземных целей за счет устранения первичной ошибки прицеливания и отклонения бомбы от расчетной баллистической траектории, вызванных различными факторами, которые не учитываются при решении задачи прицеливания.

Ключевые слова: управляемая авиационная бомба, блок аэродинамического управления, контур управления.

MODEL OF CONTOUR OF GUIDANCE AVIATION BOMBS WITH A BLOCK OF AERODYNAMIC MANAGEMENT OF BAU-01KT

A. Kozyr, A. Bursala, D. Bashinsky

Use of block of aerodynamic management in composition the aviation bomb devices of caliber 500, 250, 100 a kilogram is provided by the increase of effective defeat of purpose immobile, including little size and protected surface aims due to the removal of primary error of aiming and rejection of bomb from a calculation ballistic trajectory, caused different factors which are not taken into account at the decision of aiming task.

Keywords: guided aviation bomb, block of aerodynamic management, management contour.