

Дослідження характеристик поздовжнього руху корегованої авіаційної бомби методом чисельного моделювання для визначення параметрів органів стабілізації та управління

Ігор Телевний ^{1 А}; Андрій Сергієнко ^{2 А};
Віктор Никітченко ^{3 А}; Дмитро Башинський ^{4 В}

^А Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки, вул. Стрілецька 1, м. Чернівці, 140313, Україна

^В Державний науково-дослідний інститут авіації, вул. Григорія Андрющенко 6В, м. Київ, 01135, Україна

Received: March 29, 2021 | **Revised:** April 21, 2021 | **Accepted:** April 30, 2021

DOI: 10.33445/sds.2021.11.2.11

Анотація

У статті висвітлене питання дослідження характеристик поздовжнього руху керованої (корегованої) авіаційної бомби методом чисельного моделювання для визначення параметрів органів стабілізації та управління з метою забезпечення більш ефективної реалізації сучасних програм розвитку та модернізації засобів ураження які перебувають на озброєнні. Проведено аналіз впливу частоти дискретизації рішення задачі управління на стійкість та якість управління керованої (корегованої) авіаційної бомби. За результатами моделювання поздовжнього руху керованої (корегованої) авіаційної бомби розроблено методику визначення оптимальних параметрів стабілізації та управління для забезпечення запасів поздовжньої стійкості польоту, а також, висунуто вимоги до балансувального кута відхилення рулів, площі крила та закону управління досліджуваною бомбою.

Ключові слова: керована (корегована) авіаційна бомба, поздовжній рух, моделювання, частота дискретизації задачі, закони управління.

Постановка проблеми

Останні військові конфлікти в Сирії показали, що за допомогою сучасного озброєння можливо досягти значної переваги на полі бою навіть відносно невеликою чисельністю військових формувань [1]. До згаданого озброєння беззаперечно відносяться і сучасні авіаційні засоби ураження (АЗУ).

Перспективними напрямками розвитку АЗУ для потреб Збройних Сил України на сьогодні є [2]:

створення АЗУ модульної конструкції (з принципом “пустив – забув”);

розробка АЗУ, яка може бути оснащена аеродинамічними поверхнями та застосовуватися з різних висот, у тому числі і

з гранично малих без входження в зону дії ППО противника;

оснащення АЗУ системою інерціального наведення, яка може функціонувати як у комплексі з системою самонаведення, так і автономно.

На озброєнні Повітряних Сил Збройних Сил України знаходиться значна кількість некерованих авіаційних бомб (АБ). Сучасними тенденціями розвитку є створення АЗУ модульної конструкції на основі вже існуючих АЗУ з використанням штатних бойових частин (БЧ) й додатковим застосуванням аеродинамічних поверхонь. По перше, це дає змогу значно зменшити вартість зразка, а по друге, суттєво підвищити

¹ **Corresponding author:** заступник начальника інституту з випробувань, e-mail: niv_dndi@ukr.net, ORCID: 0000-0003-0761-3013

² провідний науковий співробітник, e-mail: bashynskyid@gmail.com, ORCID:0000-0002-1607-6056

³ к.т.н. начальник науково-дослідного відділу, e-mail: nazar200914@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8973-8711

⁴ ад'юнкт, e-mail: bashynskyid@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4949-6225

бойові можливості як АЗУ так і літака-носія за рахунок збільшення дальності застосування

АЗУ при умові зменшення часу перебування ЛА в зоні дії ППО противника.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

Динаміка систем наведення керованих авіаційних бомб детально розглянута в роботі [3]. В [4] приведений алгоритм формування управління керованими (корегованими) авіаційними бомбами (КАБ) з забезпеченням заданого кута підходу АЗУ до цілі. В [5, 6] запропоновані закони управління КАБ для забезпечення заданих кінцевих параметрів бойового застосування бомби. В роботах [7, 8] розглянуті питання наведення КАБ на ціль з використанням супутникових систем наведення. Але питання варіації геометричних параметрів аеродинамічних

поверхонь для врахування результатів моделювання при розробці законів управління КАБ модульної конструкції з використанням штатних БЧ (в основному БЧ від некерованих АБ) розглянуте недостатньо повно. Тому метою статті є дослідження характеристик поздовжнього руху КАБ модульної конструкції для визначення параметрів органів стабілізації та управління КАБ, а саме формування вимоги до балансувального кута відхилення рулів, геометричних параметрів крила та закону управління КАБ.

Виклад основного матеріалу

У провідних країнах світу спостерігається ситуація, коли існують два загальних процеси функціонування та розвитку АЗУ [9]. Перший процес полягає у впровадженні нових АЗУ, які за своїми властивостями значно випереджають можливості існуючих виробів. Другий підхід полягає у прагненні максимального використання конструкторсько-технічних можливостей АЗУ, які внесені на етапі розробки, за рахунок модернізації, модифікації й покращення системи ремонту та експлуатації. Тому на теперішній час значна увага приділяється програмам розвитку та модернізації зразків, які вже перебувають на озброєнні [10].

Підприємства України спроможні створювати АЗУ модульної конструкції на основі штатних бойових частин. При створенні дослідних зразків вищевказаних АЗУ основним напрямом при їх розробці є проведення моделювання польоту (руху) АЗУ й формування законів управління засобом ураження.

Для задачі управління польотом КАБ приймемо припущення, що поздовжній та боковий рух АЗУ розглядається окремо, а бокові збурення як від атмосфери, так і органів управління відсутні [11, 12]. На підставі вищевказаного система рівнянь руху

прийме вигляд:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= -X - G \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= Y - G \cos \theta; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z; \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z; \end{aligned}$$

де X , Y – сили, що діють на виріб по напрямкам осей швидкісної системи координат, H ; M_z – моменти сил відносно вісі O_z зв'язаної з виробом системи координат, $H \times m$; ω_z – кутові швидкості відносно відповідних осей зв'язаної з виробом системи координат, c^{-1} ; V – повітряна швидкість центру мас, m/c ; m – маса виробу, kg ; I_z – моменти інерції виробу відносно вісі O_z , $kg \times m^2$; θ – кут нахилу траєкторії до горизонту, градуси; ϑ – кут тангажа відносно земних осей координат, град.

Політ КАБ моделювався на дозвукових швидкостях [13]. Аеродинамічні характеристики для числа M від 0...1 авіаційної бомби ФАБ-250-270 були представлені у вигляді коефіцієнтів: C_{x0} – коефіцієнт лобового опору при нульовій підймальній силі, $C_x^{\alpha^2}$ – похідна коефіцієнту індуктивного опору по куту атаки, C_y^{α} – похідна коефіцієнту підймальної сили по куту атаки, m_z^{α} – похідна коефіцієнта моменту по куту атаки відносно осі O_z , $m_z^{\omega_z}$ – похідна

коефіцієнта демфіруючого моменту при поздовжньому русі.

Для блоку аеродинамічного управління аеродинамічні характеристики взяті аналогічні ФАБ-250-270 за винятком поправки на відсутність донного опору при визначення коефіцієнту опору при нульовій підймальній силі.

Моменти аеродинамічних сил, що діють на КАБ у польоті визначалися за результатами розрахунку відносно центру мас КАБ в цілому, моментів інерції КАБ в цілому, положення фокусів аеродинамічних поверхонь та величини аеродинамічних сил на кожному кроці моделювання.

Положення аеродинамічного фокусу ФАБ-250-270 та блоку аеродинамічного управління, визначалось з використанням аеродинамічних характеристик ФАБ-250-270 за формулою:

$$\bar{x}_F = \frac{m_z^\alpha}{C_y^\alpha} + \bar{x}_T$$

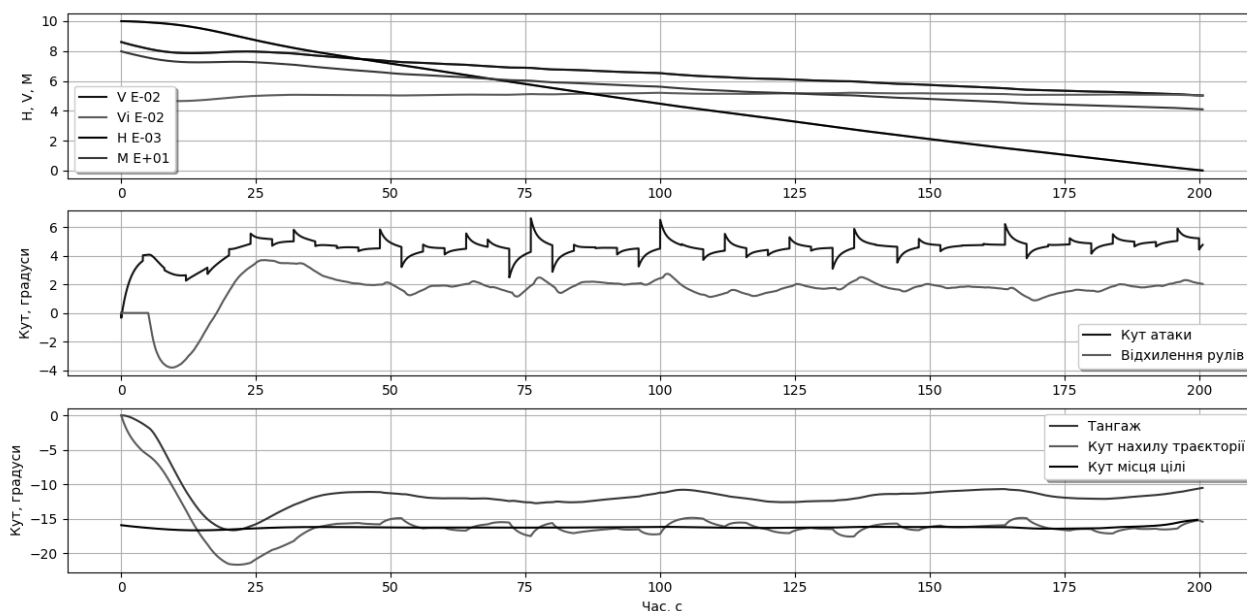
З урахуванням докритичного обтікання, положення фокусу для крила, рулів та стабілізатора для моделювання прийнято на відстані 0,4 середньої аеродинамічної хорди

відповідної площини [12].

Моменти, що демпфірують, які виникають на крилі, стабілізаторі та рулях розраховувались через фактичну підймальну силу кожної поверхні, враховуючи кутову швидкість обертання КАБ відносно осі O_z , плече підймальної сили відносно цієї ж осі, підймальна сила залежить від кута атаки конкретної поверхні, що викликана обертанням КАБ.

Чисельне інтегрування здійснювалось на мові програмування Python 3. Інтегрування виконувалось методом Ейлера. Були проведені чисельні експерименти з кроком інтегрування 1/32, 1/16 та 1/8 секунди. Моделювання показало, що зменшення кроку інтегрування менше 1/16 с суттєвого впливу на точність результату не дає. Збільшення кроку інтегрування до 1/8 с приводить до нестійкості рішення на перехідних ділянках польоту.

Приклад моделювання польоту КАБ у турбулентній атмосфері після скидання у прямолінійному горизонтальному польоті на індикаторній швидкості 500 км/год з висоти 10000 м при дальності від цілі 35 км показаний на малюнку 1 [13].



Мал. 1. Приклад параметрів польоту КАБ

До складу КАБ, політ яких моделювався входили: власне авіаційна бомба типу ФАБ-

250, блок аеродинамічного управління з рулями, який закріплено в носовій частині

бомби, крило, стабілізатор.

За аеродинамічним компонуванням моделювалися три різні схеми:

схема "утка" з двома півплощинами крила та двома рулями (Модель 1);

схема "утка" з чотирма півплощинами крила (хрестоподібне крило) та чотирма рулями (Модель 2);

схема з чотирма півплощинами крила, чотирма стабілізаторами в хвостовій частині та чотирма рулями в носовій частині (Модель 3).

Основні геометричні розміри об'єктів моделювання наступні:

геометричні розміри ФАБ-250 відповідно до технічного опису;

для моделей з аеродинамічною схемою "утка" розмах крила – 1000 мм, бортова хорда – 600 мм, кінцева хорда – 300 мм;

для аеродинамічної схеми із стабілізаторами розмах крила та розмах стабілізаторів – 700 мм, бортова хорда крила – 725 мм, кінцева хорда – 500 мм, бортова хорда стабілізатора – 500 мм, кінцева хорда – 300 мм;

довжина блоку аеродинамічного управління – 700 мм, діаметр – 200 мм;

розміри рулів 80x150 мм.

Розміщення крила та стабілізаторів визначалося в процесі моделювання з метою: мінімальне балансувальне відхилення рулів в польоті має бути більше нуля;

максимальне балансувальне відхилення рулів в прямолінійному польоті повинно бути таким, щоб кут атаки руля був не більше 15...17°.

Зазначені умови досить жорстко обмежують положення фокусу КАБ. В ході першого етапу моделювання положення крила та стабілізаторів встановлювалось таким чином, щоб відхилення рулів у прямолінійному польоті було в межах 2...5°.

Моделювання польоту КАБ проводилися при наступних умовах: висота скидання 10000 м швидкість $V_i = 500$ км/год. З аналізу результатів моделювання при положенні стабілізатора 1700 мм (відстань розраховується від носка ФАБ-250-270 до

задньої кромки стабілізатора) кут атаки руля (сума кутів атаки КАБ та відхилення руля) становить 17...18°, що є критичними. Подальше збільшення кута атаки провокує зменшення підйімальної сили руля. При положенні стабілізатора 1550 мм балансувальний кут відхилення руля складає 2...3°, що забезпечує його роботу на кутах атаки руля 12...13°.

Аналогічним чином визначалося положення задньої кромки крила 1020 мм для моделей з аеродинамічною схемою "утка". Моделювання показало, що при однакових умовах скидання ($H = 10000$ м, $V_i = 500$ км/год) при витримуванні однакового закону управління (постійний кут атаки 10°) дальність польоту склала: 47,5 км для Моделі 1, 37,2 км для Моделі 2, 39,8 км для Моделі 3. Збільшення дальності до 39,8 км для Моделі 3 пояснюється збільшенням площі несущих поверхонь.

З метою імітації прицільного польоту закон управління КАБ було доповнено умовою – вектор швидкості спрямований на ціль. Аналіз результатів моделювання польоту КАБ Моделі 3 ($H = 10000$ м, $V_i = 500$ км/год, $D = 36$ км) при координаті задньої кромки стабілізатора 1450 мм показав, що при відхиленні руля КАБ має незначну статичну нестійкість і для виконання польоту з постійним кутом атаки наводиться за допомогою руля утримуючи стабільне кутове положення КАБ. Однак, після зміни закону управління виникли незатухаючі коливання, що не забезпечують стабілізацію КАБ на заданій траєкторії.

Коливальний процес становиться затухаючим починаючи з положення кромки стабілізатора 1500 мм, однак при цьому процес стабілізації стає більш тривалим. Як було раніше показано, з точки зору забезпечення беззривного обтікання рулів при польоті з заданим кутом атаки 10° повинно бути максимально задне розташування стабілізатора 1550 мм. Воно і є оптимальним.

Таким чином, за результатами

моделювання встановлено, що оптимальне положення стабілізаторів 1550 мм для Моделі 3, а для Моделей 1 та 2 оптимальне положення крила 1020 мм.

При подальшому моделюванні проводили дослідження впливу моменту зміни закону управління на дальність польоту та стабільність траєкторії. Результати моделювання підтвердили, що при досить близькому розташуванні до цілі переходу закону управління, політ КАБ не встигає стабілізуватися, підліт до цілі відбувається з постійно змінюваним кутом нахилу траєкторії, що не сприяє стабілізації КАБ.

Найбільш плавний перехід забезпечується при значенні множника перед висотою в районі 3,0 ($L = 3 \cdot H$), кут нахилу траєкторії КАБ при підході до цілі стабілізується та становить приблизно 20° .

Моделювання показало, що в процесі польоту КАБ на велику дальність повинен поступово збільшуватися кут атаки, і саме це забезпечує досягнення заданої дальності. Кутова стабілізація при цьому забезпечує точність влучання КАБ в ціль. Аналіз результатів моделювання показав, що в процесі польоту кут нахилу траєкторії витримується стабільно, а кути тангажу та

атаки повільно збільшуються в наслідок зменшення швидкості польоту КАБ.

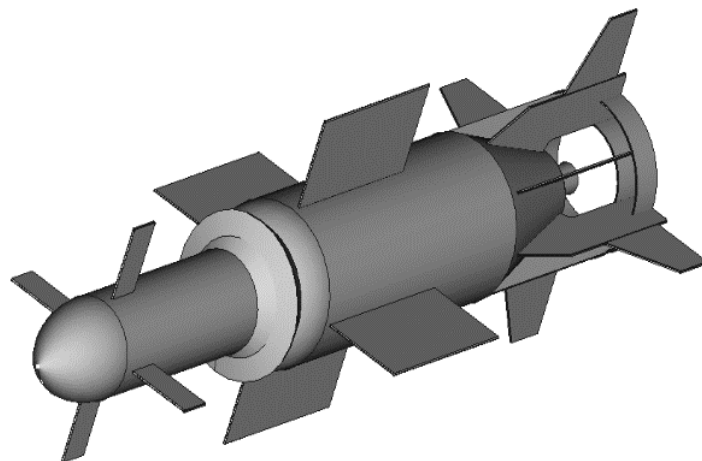
Отже, за результатами моделювання поздовжнього руху КАБ встановлено:

для забезпечення запасів поздовжньої стійкості польоту КАБ необхідно, щоб балансувальний кут відхилення рулів складав $2...4^\circ$. Цю умову необхідно виконати за рахунок переміщення стабілізатора або крила;

для забезпечення максимальної дальності польоту необхідно, з урахуванням обмежень по максимальним геометричним розмірам;

закон управління КАБ повинен містити умову витримування кута нахилу траєкторії на ціль та демпфер тангажа.

При верифікації геометричних, масових та інерційних характеристик було проведено уточнення розрахунків для визначення фокусів власне бомби та блоку аеродинамічного управління. Уточнені геометричні параметри КАБ Модель 3 наступні: розмах крила та розмах стабілізаторів – 700 мм, бортова хорда та кінцева хорда крила – 400 мм, бортова хорда стабілізатора – 200 мм, кінцева хорда – 100 мм. Загальний вид моделі показано на малюнку 2.



Мал. 2. КАБ Модель 3 з уточненими геометричними даними

При моделюванні польоту КАБ Модель 3 при дальності до цілі 30км не доліт до цілі склав 0,78 м а при дальності до цілі 40км – 0,15 м.

Таким чином за результатами моделювання встановлено, що КАБ Модель 3 має оптимальне аеродинамічне компонування.

Висновки

За результатами моделювання поздовжнього руху КАБ встановлено, що для забезпечення запасів поздовжньої стійкості польоту КАБ при виконанні статичного розрахунку аеродинамічних сил та моментів доцільно щоб балансувальний кут відхилення рулів складав $2...4^{\circ}$.

Аналіз впливу частоти дискретизації

рішення задачі управління на стійкість та якість управління показав, що при частоті 16 Гц забезпечується задовільна якість управління а перехідний процес після відділення КАБ має коливальний характер з незначною (до 1°) амплітудою тривалістю до 5 секунд.

Список використаних джерел

1. Ярош С.П. Аналіз операції угруповання збройних сил російської федерації у Сирійській Арабській Республіці. *Збірник наукових праць ХУПС*. 2016 № 2(16) С. 13-22.
2. Тараненко В.В., Башинський Д.В. Щодо перспективних напрямків розвитку керованих авіаційних. *Збірник наукових праць ДНДІА*. 2018. № 14(21). С. 72-76.
3. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. ред. Е.С. Шахиджанова. Москва: *Машиностроение*. 2006. 328 с.
4. Кокорев О. С., Тараненко В. В., Данилов М. М., Гордієнко О. А. Комбінований метод прицілювання по рухомих цілях. *Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. 2010. № 6(13). С. 47-52.
5. Тараненко В.В., Нікітченко В.І., Єфімова Р.Г. Вибір параметрів неконтактного підриву керованих авіаційних бомб з бойовою частиною дистанційної дії. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. Харків. ХУПС, 2011. Вип. 2 (6). С. 40 – 44.
6. Дмитрієв А.Г., Печура А.Г., Нікітченко В.І. Алгоритми траєкторного управління керованими авіаційними бомбами при неконтактному підриві бойових частин для ураження розосереджених легкоуразливих цілей. *Збірник наукових праць ХУПС*. – Харків. ХУПС, 2013. Вип. 3 (36). С. 46 – 50.
7. Кравчук І.С., Тараненко В.В. Реалізація пропорційного самонаведення коректованої авіаційної бомби за інформацією супутникової системи навігації. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2019. № 3(36). С. 73-78.
8. Козир А.Г., Бурсала О.Л., Башинський Д.В. Алгоритм формування параметрів наведення авіаційних бомб, обладнаних блоком аеродинамічного управління БАУ-01КТ. *Системи озброєння і військова техніка*. 2017. №1(49). С. 117-121.
9. Бойове застосування авіації в сучасних операціях. Київ. НАОУ. 2007. С. 148.
10. Семенов С.С. Оценка технического уровня образцов вооружения и военной техники./ С.С. Семенов В.Н. Харчев, А.И. Иоффин. Москва. *Радио и связь*, 2004. 552 с., ISBN 5-256-01671-7.
11. Лебедев А.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. / А.А. Лебедев, В.А. Карабанов Москва. *Машиностроение*, 1965. – 528 с.
12. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Москва. *Машиностроение*, 1973. С. 616.
13. Сергієнко А.І., Нікітченко В.І., Башинський Д.В., Дмитрієв А.Г. Оптимізація законів повздовжнього контуру управління керованої авіаційної бомби за результатами чисельного моделювання польоту в турбулентній атмосфері. *Збірник наукових праць ХНУПС*. Харків. ХНУПС, 2020. Вип. 2 (62). С. 102 – 109.
14. ГОСТ 102514 – 84 “Модель турбулентної атмосфери. Характеристики”.

Исследование характеристик продольного движения корректированной авиационной бомбы методом численного моделирования для определения параметров органов стабилизации и управления

Игорь Телевний ^{1 А}; Андрей Сергиенко ^{2 А};
Виктор Никитченко ^{3 А}; Дмитрий Башинский ^{4 В}

¹ Corresponding author: заместитель начальника института по испытаниям, e-mail: niv_dndi@ukr.net, ORCID: 0000-0003-0761-3013

² ведущий научный сотрудник, e-mail: bashynskyid@gmail.com ORCID: 0000-0002-1607-6056

³ к.т.н. начальник научно-исследовательского отдела, e-mail: nazar200914@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8973-8711

⁴ адъюнкт, e-mail: bashynskyid@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4949-6225

^А Государственный научно-исследовательский институт испытаний и сертификации вооружения и военной техники, ул. Стрелецкая 1, г. Чернигов, 140313, Украина

^В Государственный научно-исследовательский институт авиации, ул. Григория Андриющенко 6В., г. Киев, 01135, Украина

Аннотация

В статье освещен вопрос исследования характеристик продольного движения управляемой (корректированной) авиационной бомбы методом численного моделирования для определения параметров органов стабилизации и управления. По результатам моделирования продольного движения управляемой (корректированной) авиационной бомбы выдвинуты требования к балансировочному углу отклонения рулей, площади крыла и закона управления исследуемой бомбой.

Ключевые слова: управляемая (корректированная) авиационная бомба, продольное движение, моделирование, частота дискретизации задачи, законы управления.

Investigation of the characteristics of the longitudinal motion of a corrected aerial bomb by numerical simulation to determine the parameters of the stabilization and control bodies

Yhor Televnyi ^{1 А}; Andrei Serhyenko ^{2 А};
Vyktor Nykytchenko ^{3 А}; Dmytryi Bashynskiy ^{4 В}

¹ Corresponding author: Deputy Chief of Tests, e-mail: niv_dndi@ukr.net, ORCID: 0000-0003-0761-3013

² Lead Research, e-mail: bashynskyid@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1607-6056

³ Candidate of Technical Sciences, Chief of Section, e-mail: nazar200914@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8973-8711

⁴ Doctoral Student, e-mail: bashynskyid@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4949-6225

^А State scientific research institute of armament and military equipment testing and certification, 1 Streletskaia, st., Chernykhov, 140313, Ukraine

^В State research institute of aviation, 6V., Hryhoryia Andriushchenko st., Kyiv, 01135, Ukraine

Abstract

The article covers the study of the characteristics of the longitudinal motion of a guided aviation bomb by numerical simulation to determine the parameters of stabilization and control in order to ensure more effective implementation of modern programs for development and modernization of weapons in service. The influence of the sampling frequency of the solution of the control problem on the stability and quality of control of the guided aviation bomb is analyzed. Based on the results of modeling the longitudinal motion of the guided aviation bomb, a method for determining the optimal parameters of stabilization and control to ensure longitudinal stability of flight, as well as requirements for balancing rudder deflection, wing area and control law of the investigated bomb.

Keywords: guided aviation bomb, longitudinal motion, simulation, sample sampling frequency, control laws.

References

1. Yarosh S. P. (2016) Analiz operatsii uhrupovannia zbroinykh syl rosiiskoi federatsii u Siriiskii Arabskii Respublitsi. [Analysis of the operation of the armed forces of the Russian Federation in the Syrian Arab Republic]. *Zbirnyk naukovykh prats KhUPS*. Kharkiv: KhUPS, № 2(16). S. 13-22.
2. Taranenko V. V., Bashynskyi D. V. (2018) Shchodo perspektyvnykh napriamkiv rozvytku kerovanykh aviatsiinykh bomb. [Regarding promising areas of development of guided aerial]. *Zbirnyk naukovykh prats DNDIA*. Kyiv: DNDIA, № 14(21). S. 72-76.
3. Solovei E.Ya. E.Ya.Solovei, A.V.Khrapov, (2006) Dynamyka system navedenya upravliaemykh avyabomb. [Dynamics of guided bombs guidance systems]. red. E.S. Shakhidzhanova. Moskow. *Mashynostroenye*. 328 s.
4. Kokorev O. S., Taranenko V.V., Danylov M. M., Hordienko O. A. (2010) Kombinovanyi metod prytsiliuvannia po rukhomykh tsiliakh. [Combined method of aiming at moving targets]. *Zbirnyk naukovykh prats Derzhavnoho naukovo-doslidnoho instytutu aviatsii*. Vyp. 6(13). S. 47-52.
5. Taranenko V.V., Nikitchenko V.I., Yefimova R.H., (2010) Vybir parametriv nekontaktnoho pidryvu kerovanykh aviatsiinykh bomb z boiovoiu chastynoiu dystantsiinoi dii. [Choice of parameters of non-contact detonation of guided aviation bombs with a combat part of remote action]. *Nauka i tekhnika Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy*. – Kharkiv. KhUPS. Vyp. 2 (6). – S. 40 – 44.
6. Dmytriiev A.H. Pechura A.H., Nikitchenko V.I. (2013) Alhorytmy traiektornoho upravlinnia kerovanykh aviatsiinykh bombamy pry nekontaktnomu pidryvi boiovykh chastyn dlia urazhennia rozoseredzhenykh lehkourazlyvykh tsilei. [Algorithms of trajectory control by the guided aviation bombs at uncontact injury of battle parts for the defeat of deconcentrate strikeless purposes]. *Zbirnyk naukovykh prats KhUPS*. Kharkiv: KhUPS, № 3 (36). S. 46 – 50.
7. Kravchuk I. S., Taranenko V. V. (2019) Realizatsiia proportsiinoho samonavedennia korektovanoi aviatsiinoi bomby za informatsiieiu suputnykovoi systemy navihatsii. [Realization of proportional homing of the corrected aviation bomb according to the information of the satellite navigation system]. *Nauka i tekhnika Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy*. № 3(36). – S. 73-78.
8. Kozyr A.H., Bursala O.L., Bashynskyi D.V. (2017) Alhorytm formuvannia parametriv navedennia aviatsiinykh bomb, obladnanykh blokom aerodynamichnoho upravlinnia BAU-01KT. [Algorithm for generating parameters for aiming aviation bombs equipped with the BAU-01KT aerodynamic control unit]. *Systemy ozbroiennia i viiskova tekhnika*. №1(49). S. 117-121.
9. Boiove zastosuvannia aviatsii v suchasnykh operatsiakh. [Combat use of aircraft in modern operations]. Kyiv. NAOU. 2007. S. 148.
10. Semenov S.S., Kharchev V.N., Yoffyn A.Y. (2004) Otsenka tekhnicheskoho urovnia obraztsov vooruzheniya y voennoi tekhniky. [Estimation of technical level of samples of armament and military equipment]. Moskow. *Radio y sviaz*, 552 s., ISBN 5-256-01671-7.
11. Lebedev A.A., Lebedev A.A., Karabanov V.A. (1965) Dynamyka system upravleniya bespylotnykh letatelnykh apparatamy. [Dynamics of unmanned aerial vehicle control systems]. Moskow. *Mashynostroenye*, 528 s.
12. Lebedev A.A., Chernobrovkyn L.S. (1973) Dynamyka poleta bespylotnykh letatelnykh apparatov. [Flight dynamics of unmanned aerial vehicles]. Moskow. *Mashynostroenye*, 1973. – S. 616.
13. Serhiienko A.I., Nikitchenko V.I., Bashynskyi

D.V., (2020) Dmytriiev Optymizatsiia zakoniv povzdovzhnoho konturu upravlinnia kerovanoi aviatsiinoi bomby za rezultatamy chyselnoho modeliuvannia polotu v turbulentnii atmosferi. [Optimization of the laws of the longitudinal control circuit of a guided aviation bomb based on the results of

numerical simulation of flight in a turbulent atmosphere]. *Zbirnyk naukovykh prats KhNUPS*. Kharkiv. KhNUPS, Vyp. 2 (62). S. 102 – 109.

14. HOST 102514 – 84 Model turbulentnoi atmosfery. Kharakterystyky. [Model of turbulent atmosphere. Features].