

Загальні питання

УДК 629.75

Ю.М. Агафонов, О.О. Журавльов

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ РІЗНИХ СХЕМ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ДО НЕРУХОМИХ ЦІЛЕЙ

Розглядаються можливі варіанти вирішення завдань точної доставки корисних вантажів до нерухомих наземних об'єктів в діапазоні дальності за допомогою балістичних та аеробалістичних апаратів. Розглядаються балістична і аеробалістична концепції польоту. Критерієм вибору варіанту літального апарату є оптимальне співвідношення показників "ефективності і вартості". Порівняльний аналіз показав перевагу аеробалістичної схеми польоту аеробалістичних апаратів. Автономний навігаційний комплекс аеробалістичних апаратів забезпечує потрібну точність доставки в область цілі по керованих аеробалістичних траєкторіях.

Ключові слова: аеробалістичний апарат, аеробалістична траєкторія.

Вступ

Постановка задачі. Розглядаються можливі варіанти рішення задачі доставки корисних вантажів до нерухомих наземних об'єктів в діапазоні дальності. При цьому враховуються існуючі обмеження, що накладаються на конструкцію проектного літального апарату як умовами експлуатації (габарити, стартову масу m_0 і т.п.), так і вимогами міжнародних договорів, що діють. Зокрема, для апаратів другої категорії [1] під такі обмеження потрапляють дальність і маса корисного навантаження.

Критерієм вибору варіанту літального апарату (ЛА) є оптимальне співвідношення показників ефективності і вартості. У якості показника ефективності, враховуючи фіксоване значення маси корисного навантаження, використовується проектна точність доставки. Вважаємо, що мінімум вартості ЛА відповідає за інших рівних умов мінімуму стартової маси ЛА.

Тоді рішення поставленої задачі можливе шляхом балістичного проектування, мета якого – визначити раціональне поєднання проектних конструктивних параметрів ЛА, що забезпечують мінімум стартової маси і задану точність доставки.

Засобом доставки корисних вантажів до об'єкту в заданому діапазоні дальності можуть бути різні одноступінчаті ЛА з невідокремлюваними або відокремлюваними головними частинами і, як правило, з твердопаливними установками, які рухаються (РДТП). При виборі і обґрунтуванні засобів доставки розглядаються дві різні концепції схеми польоту: 1) балістична і 2) аеробалістична.

У першій концепції передбачається використувати балістичних апаратів (БА). Ознакою БА є наявність двох етапів руху: керованого (активного – АДТ) і балістичного (пасивного – ПДТ).

У другій концепції пропонується використувати аеробалістичних апаратів (АБА) [2, 3]. Відміт-

ною ознакою АБА є керований на всій траєкторії рух в атмосфері за рахунок аеродинамічної підйомної сили, що формується корпусом апарату і спеціальними аеродинамічними поверхнями.

До додаткових можливостей АБА слід віднести здатність реалізовувати необхідні у кожному конкретному випадку умови підльоту до об'єкту (наприклад, пікірування із заданої висоти, підліт із заданого напрямку і т.п.).

Аналіз публікацій. Балістичне проектування БА добре відпрацьовано [4, 5]. Балістичне проектування АБА є новим процесом і ще не отримало свого віддзеркалення в публікаціях.

Мета статті. Метою роботи є проведення порівняльного аналізу балістичної і аеробалістичної схем польоту ЛА до нерухомих об'єктів з відомим місцеположенням (рис.1). При цьому необхідно вирішити наступні проектні балістичні завдання для різних варіантів проєктованих ЛА:

- 1) оцінити мінімальні стартові маси БА і АБА;
- 2) оцінити основні параметри балістичних і аеробалістичних траєкторій;
- 3) оцінити потенційний максимальний промах;
- 4) оцінити необхідну маневреність АБА для формування спеціальних ділянок траєкторії і компенсації промаху.

Викладання основного матеріалу

Поставлені завдання вирішуються на основі математичного моделювання керованого руху матеріальної крапки в приземному просторі [2, 6, 7].

Дальність польоту $L \in [L_{\min}, L_{\max}]$ є функціоналом управляючої функції $\alpha(t, k_\alpha)$ проектно-балістичних параметрів (ПБП) $\mu_k, v_0, I_{y_0}^3, p_m$ і коефіцієнтів $c_x(M, h, \alpha), c_y(M, \alpha)$ аеродинамічної сили, залежних від аеродинамічної компоновки ЛА і

його геометричних розмірів

$$L = L(\alpha(t, k_\alpha), \mu_k, v_0, I_{y_0}^p, p_M, c_x(M, h, \alpha), c_y(M, \alpha), t_p),$$

де μ_k – відносна кінцева маса; v_0 – коефіцієнт стартового навантаження на тягу двигуна на рівні моря; $I_{y_0}^p$ – питомий ефективний імпульс тяги на рівні моря; p_M – стартове навантаження на мідель; M – число Маха; k_α – вектор параметрів управляючої функції; t, t_p – поточний час польоту і момент приземлення відповідно.

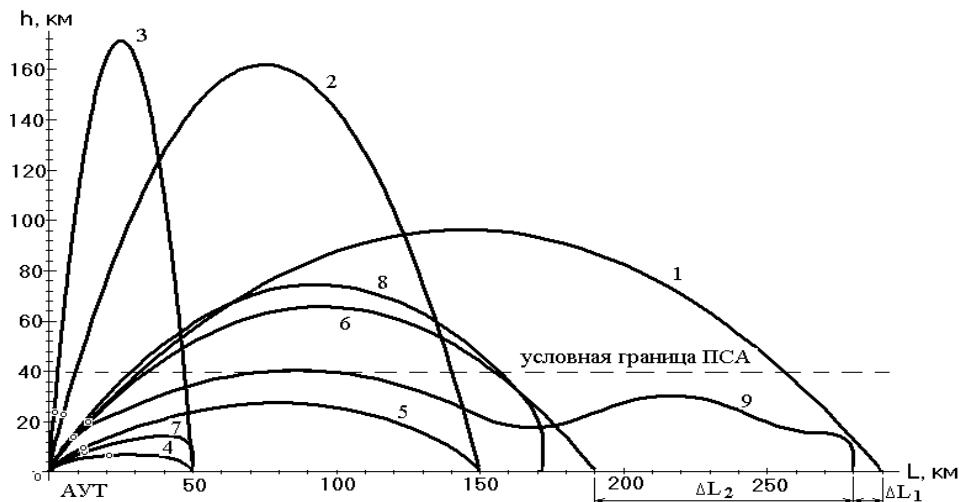


Рис. 1. Можливі схеми польоту ЛА

Для вирішення завдання балістичного проектування необхідно використовувати рівняння масового аналізу ЛА, яке має загальний вигляд

$$m_0 = m_{пг} + m_T + m_{кон},$$

де $m_{пг}$, m_T , $m_{кон}$ – маси корисного вантажу, палива і конструкції відповідно.

Значення m_T , $m_{кон}$ визначають приблизно при ряду допущень [4].

Для аналізу технічних рішень як показник використовується проектне значення мінімальної стартової маси m_{0i} , $i = 1..N$, $i = 1, n$. Критерієм вибору рішення є мінімум значення m_{0i}

$$J = \min_i m_{0i}, i = 1..N,$$

де m_{0i} – проектні мінімальні стартові маси різних допустимих n варіантів ЛА.

Необхідність забезпечення управління рухом АБА протягом всього часу польоту визначає збільшення відносної маси бортових джерел енергії рульових приводів і приладів СУ.

В результаті вагового аналізу основних конструктивних елементів з урахуванням опублікованих у відкритому друці початкових даних, відповідних одному з сучасних ЛА подібного класу, набуті значень основних масових показників і проектно-балістичних параметрів подібних ракет (табл. 1). Отримані чисельні результати підтверджують припущен-

ня про те, що мінімальна стартова маса АБА менше (на 12 %) мінімальної стартової маси БА при польоті на задану максимальну дальність.

Таблиця 1
Основні проектно-балістичні параметри ЛА

Показники	БА	АБА
Стартова маса, кг	2450	2155
Маса заряду палива, кг	1500	1225
Кінцева маса, кг	950	930
Відносна кінцева маса	0,39	0,43

При цьому, для АБА потрібний на 18% менша маса заряду твердого палива РДТП, чим для БА. Маса конструкції АБА на $\approx 3\%$ менше, ніж маса конструкції БА. Таким чином, по критерію мінімальної стартової маси АБА має переваги перед БА.

Для досягнення будь-якої дальності із заданого діапазону, за винятком максимальної балістичної дальності, можуть використовуватися як нависні (2, 3 рис. 1) так і настільні (4, 5) балістичні траєкторії, що формуються при повному вигоранні заряду РДТП. Балістичний аналіз показує, що АДТ закінчується в щільних шарах атмосфери (табл. 2, 3).

Тому частини висхідних і низхідних ділянок пасивного польоту навислих траєкторій, а також настільні траєкторії БА при польоті в діапазоні дальності стрільби 50..160 км. проходять в атмосфері, яка обумовлює значні збурення ПДТ.

Таблиця 2

Основні проектні параметри траєкторій
максимальної балістичної дальності

№	Об'єкт	t_k , с	h_k , км.	l_k , км.	v_k , м/с	θ_k , ⁰
1	БР	34	19,5	13,	1670	49,1
6	АБР	28	14,6	9,6	1440	49,6

Таблиця 3

Основні проектні параметри траєкторій
максимальної балістичної дальності

№	Об'єкт	t_p , з	v_p , м/с	θ_p , ⁰	L, км.
1	БР	314	663	- 56	289,87
1 пик.	АБР	309	863	- 89,8	280,07
6	АБР	256	442	- 59	189,98
9	АБР	371	274	- 89,9	279,98

Навісні траєкторії забезпечують великі значення підлітної швидкості (700..900 м/с) і кутів підльоту до цілі (-600..-860), що є перевагою в порівнянні з настільними траєкторіями (250..650 м/с і -500..-700) при ураженні заглиблених і захищених цілей. Проте, більше і підлітний час (300..420 с проти 90..300 с).

Під час руху БА поза щільними шарами атмосфери необхідно здійснювати кутову стабілізацію за допомогою спеціальних двигунів, що ускладнює і здорожує конструкцію БА.

Крім того, на ділянці зниження в атмосфері при польоті по навісних траєкторіях БА випробовуватиме великі осьові перевантаження (7..10 g), що потрібно враховувати при забезпеченні міцності конструкції.

Використовуючи балістичні траєкторії неможливо забезпечити бажаний напрям підльоту БА до цілі для підвищення ефективності дії вражаючих факторів бойової частини на неї.

Оцінка потенційної можливості використання БА для доставки корисного вантажу в область цілі з відомими координатами в заданому діапазоні дальності проводиться по критерію

$$\max_{L \in [L_{\min}, L_{\max}]} \Delta R_{\Pi}(\Lambda, L, \xi) \leq \Delta R^*, \xi \in \Omega_{\xi},$$

де $\Delta R_{\Pi}(\Lambda, L, \xi)$ - граничний промах, який залежить від Λ - ознаки типу сімейства балістичних траєкторій, від L - дальності стрільби і чинників, які збурюються, описуваних вектором збурень ξ з області Ω_{ξ} ;

$\Lambda = 1$ - сімейство навісних балістичних траєкторій;

$\Lambda = 2$ - сімейство настільних балістичних траєкторій;

ΔR^* - задане в ТТВ значення допустимого промаху.

Найбільший відносний внесок в розсіювання БА вносять інструментальні погрішності системи управління (21..65% по дальності і 52..65% у бічному напрямі) і погрішності ПДТ (23..72% по дальності і 10..19% у бічному напрямі) [2, 6].

Якщо в бортовому навігаційному комплексі, побудованому на основі безплатформній інерційній

навігаційній системи (БІНС) з прецизійними низькочастотними акселерометрами, буде забезпечено обчислення дійсного прискорення з похибкою $\delta a = 0,0003..0,001$ м/с² ("точна" СУ), то в кінці АДТ тривалістю $t_k = 30..40$ с будуть забезпечені погрішності обчислення модуля вектора швидкості $\delta v = 0,008..0,034$ м/с і місцеположення центру мас $\delta r = 0,3 \div 1,4$ м.

Якщо використовувати в БІНС акселерометри середньої точності і буде забезпечено обчислення дійсного прискорення з погрішністю

$$\delta a = 0,005..0,01 \text{ м/с}^2$$

("груба" СУ), то в кінці АДТ погрішності обчислення модуля вектора швидкості $\delta v = 0,12..0,36$ м/с і місцеположення центру мас $\delta r = 4..14$ м.

На підставі цього, погрішності Δv_k , $\Delta \theta_k$, Δh_k , Δl_k параметрів кінця АДТ для двох варіантів СУ, умовно позначених як "груба" і "точна", прийнятні наступні (табл. 4).

Таблиця 4

Параметри кінця АДТ

СУ	Δv_k , м/с;	$\Delta \theta_k$, град	Δh_k , м	Δl_k , м
"груба"	0,5	0,1	10	10
"точна"	0,01	0,0055	1	1

На основі методики [2] отримані оцінки величини граничного промаху БА в заданому діапазоні дальності. Так, при "точній" автономній СУ, для навісних траєкторій БА σ (СКВ) $\approx 40..130$ м, а настільні траєкторій БА - 80..320 м. При "грубій" автономній СУ, для навісних траєкторій БА - 420..510 м, а настільні траєкторій - $\approx 280..1200$ м. Це дозволяє зробити висновок, що БА не можуть бути використані для високоточної доставки корисного вантажу до об'єктів з відомими координатами.

Структура промаху АБА відрізняється від структури промаху БА. Найбільший вплив на величину промаху надаватимуть інструментальні похибки СУ і динамічні погрішності керованого руху АБА. Так, "точна" автономна СУ на інтервалі $t = 350..370$ с часу польоту (на максимальну дальність) забезпечить погрішність обчислення місцеположення $\sigma_r = 20..48$ м. "Груба" автономна СУ забезпечить погрішність обчислення місцеположення $\sigma_r = 180..460$ м.

Таким чином, автономний навігаційний комплекс АБА дозволяє забезпечити вищу точність доставки в область цілі по керованих аеробалістичних траєкторіях, чим аналогічний навігаційний комплекс БА при доставці по балістичних траєкторіях з урахуванням збурень на ПДТ.

Забезпечення необхідної точності стрільби АБА ґрунтується на компенсації невизначених заздалегідь збурень за рахунок траєкторного управління, що ба-

зується на вирішенні у польоті навігаційної задачі по даним від БНС, апаратури споживача системи супутникової навігації, а також, багатоспектральної системи корекції по наземних орієнтирах. Це висуває АБА в число перспективних засобів доставки.

Необхідна маневреність забезпечує можливість АБА здійснювати спеціальні маневри в атмосфері на низхідних ділянках траєкторій: 1) "рикошет"; 2) "точностной" маневр (для відпрацювання поточного промаху); 3) "вихід на бажаний напрям атаки"; 4) "перехід в пікірування" з подальшим пікіруванням на ціль із заданої висоти; 5) "перехід в горизонтальний політ" на заданій висоті і ін. Необхідна маневреність проєктованого АБА оцінюється для обґрунтування його аеродинамічної компоновки і ефективності аеродинамічних органів управління.

Залежно від необхідних спеціальних ділянок аеробалістичних траєкторій для можливості їх фізичної реалізації АБА повинен володіти відповідною максимальною аеродинамічною якістю K_{\max} , а також здатністю витримувати нормальні перевантаження $n_{y(z)\max}$, які конструктивно повинні бути забезпечені в процесі проєктування.

Висновки

АБА, що реалізує в атмосфері траєкторії з "рикошетом", буде на $\approx 12\%$ легше, ніж БА, а також матиме менші осьові габарити.

Аеробалістична траєкторія з "рикошетом" і подальшим пікіруванням на ціль із заданої висоти дозволяє збільшити максимальну дальність польоту АБА (до 40%) в порівнянні з його максимальною балістичною дальністю.

Аеродинамічна компоновка АБА повинна забезпечувати максимальну аеродинамічну якість не менше ± 6 , що дозволить здійснювати в атмосфері маневри "рикошет" і "перехід в пікірування" на заданій висоті.

Міцність конструкції АБА повинна витримувати

ти поперечні перевантаження не менше чим 13 g.

Автономний навігаційний комплекс АБА дозволяє забезпечити вищу точність доставки в область цілі по керованих аеробалістичних траєкторіях, чим аналогічний навігаційний комплекс БА при доставці по балістичних траєкторіях з урахуванням збурень на ПДТ. Для підвищення точності стрільби АБА на завершальній ділянці польоту потрібно проводити корекцію БНС по сигналах від джерел зовнішньої навігаційної інформації.

У АБА виникають додаткові можливості формувати спеціальні ділянки траєкторії для забезпечення необхідних умов функціонування бортових підсистем корекції автономного навігаційного комплексу по геоінформації, а також забезпечити необхідний напрям підльоту до цілі, що розширює діапазон можливих цільових завдань.

Список літератури

1. Разорёнов Г.Н. Системы управления летательными аппаратами. Баллистическими ракетами и их головными частями / Э.А. Бахрамов, Ю.Ф.Титов; под ред. Г.Н. Разорёнова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.
2. Разумеев В.Ф. Основы проектирования баллистических ракет на твёрдом топливе / В.Ф. Разумеев, Б.К. Ковалёв. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.
3. Проектирование и испытание баллистических ракет / Под ред. В.И. Варфоломеева и М.И. Копытова. – М.: Воениздат, 1970. – 391 с.
4. Гурский Б.Г. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / Б.Г. Гурский, М.А. Люцанов, Э.П. Спирин; под ред. В.Л. Солунина. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 328 с.
5. Фоменко О.Н. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления / О.Н. Фоменко, А.А. Журавлёв // Системы обработки информации: сб. науч. пр. – Х.: ХВУ, 2003. – Вып. 4. – С.157-165.

Надійшла до редколегії 30.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук співр. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗНЫХ СХЕМ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К НЕПОДВИЖНЫМ ЦЕЛЯМ

Ю.Н. Агафонов, А.А. Журавлев

Рассматриваются возможные варианты решения заданий по точной доставке полезных грузов к неподвижным наземным объектам в диапазоне дальности с помощью баллистических и аэробаллистических аппаратов. Рассматриваются баллистическая и аэробаллистическая концепции полета. Критерием выбора варианта летательного аппарата является оптимальное соотношение показателей "эффективность - стоимость". Сравнительный анализ показал преимущество аэробаллистической схемы полета АБА. Автономный навигационный комплекс АБА обеспечивает необходимую точность доставки в область цели по управляемым аэробаллистическим траекториям.

Ключевые слова: аэробаллистический аппарат, аэробаллистическая траектория.

COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT AIRCRAFTS FLIGHT SCHEME TO THE STATIONARY TARGETS

J.N. Agafonov, A.A. Zhuravlev

The possible variants of tasks solution are examined on exact delivery of pay loads to the stationary on ground objects in the range of distance by ballistic and aeroballistic devices. Ballistic and aeroballistic conceptions of flight are examined. The criterion of choice of variant of aircraft is optimum correlation of indexes "efficiency - cost". A comparative analysis has shown the advantage of aeroballistic flight scheme ABA. An autonomous navigation complex ABA provides necessary exactness of delivery in the target area on the guided aeroballistic trajectories.

Keywords: aeroballistic devices, aeroballistic trajectory.