

КРАВЧУК І.С., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент
ПЕЧУРА Д.С., ад'юнкт

ЗОННА МОДЕЛЬ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ КЕРОВАНОЇ РАКЕТИ КЛАСУ «ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ»

Розглядається математична модель застосування авіаційної керованої ракети класу «повітря-повітря», використання якої дозволить суттєво збільшити імовірність захоплення цілі після завершення інерційного етапу наведення ракети з активною радіолокаційною головкою самонаведення

Ракети класу «повітря-повітря» є одним з видів озброєння, який найбільш динамічно розвивається, оскільки є одним з інструментів для завоювання панування у повітрі [1].

Аналіз світових тенденцій розвитку авіаційних керованих ракет (АКР) класу «повітря-повітря» показав, що одним із перспективних напрямків є створення ракет з активною радіолокаційною системою наведення. Використання такої системи знімає обмеження на можливість атаки декількох цілей одночасно. Додатковим аргументом на користь таких ракет є можливість їх наведення без підтримки з боку літака-носія, що значно збільшує шанси льотчика та літака на виживання.

Існуюче алгоритмічне забезпечення передстартової підготовки АКР класу «повітря-повітря» середньої та великої дальності розроблялось для ракет з напівактивними радіолокаційними головками самонаведення (РГС). Крім того, із-за браку обчислювальних ресурсів на момент їх розробки було прийнято ряд спрощень. Тому точності даних алгоритмів недостатньо для ураження цілі при застосуванні ракети з активною РГС. Це пов'язано з тим, що дальність захоплення активної РГС набагато менша за дальність захоплення напівактивної із-за обмежених можливостей випромінювача активної РГС. Разом з дальністю зменшується і розмір області захоплення цілі РГС (рис. 1).

Таким чином, проведений аналіз існуючого алгоритмічного забезпечення показує, що для ефективного застосування перспективної ракети необхідно розробити швидкодіючу бортову математичну модель, використання якої у бортовій цифровій обчислювальній машині носія дозволить точно прогнозувати її траєкторію.

Крім того, аналіз останніх досліджень показує, що одним із перспективних шляхів розвитку ракетного озброєння є об'єднання бортових систем ракет, літака-
© Кравчук І.С., Печура Д.С., 2009 собів, включаючи системи AWACS, в єдину інформаційну мережу з використанням двосторонньої завадозахищеної лінії передачі даних літак-

ракета-літак. Як результат перспективні ракети класу «повітря-повітря» будуть елементом інтегрованої високоінтелектуальної системи, яка діє на основі об'єднання та використання повного об'єму доступної інформації. Інтелектуальним елементом об'єднаної системи літак-ракета стане математична модель ракети, яка розміщена у бортовій цифровій обчислювальній машині літака-носія. За допомогою цієї моделі на літаку можна буде визначити оптимальні режими застосування ракети для прогнозованих тактичних ситуацій та моментів пуску [2].

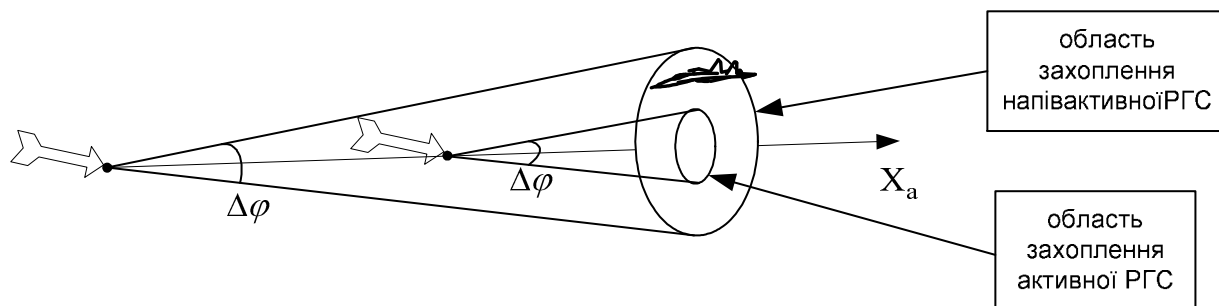


Рис. 1.

У теперішній час при вирішенні широкого кола задач, які пов'язані з розробкою, випробуванням та застосуванням АКР класу «повітря-повітря», виникла необхідність переходу від існуючих алгоритмів передстартової підготовки до нових, які будуть працювати на основі швидкодіючої математичної моделі процесу застосування ракети, яка б адекватно відображала її можливості у просторі початкових умов пуску.

Початкові координати ракети характеризуються вектором \bar{X}_0 , а координати цілі протягом наведення на неї ракети – вектор-функцією $\bar{X}_y(t)$. Множина можливих значень критеріальної функції, яка характеризує належність пари $[\bar{X}_0, \bar{X}_y(t)]$ деякій однорідній області, задається вектором \bar{k} , який складається із двох компонент $\bar{k}^T = (0,1)$.

Для всіх можливих сполучень пар $[\bar{X}_0, \bar{X}_y(t)]$ необхідно встановити їх взаємно однозначну відповідність вектору \bar{k} . Якщо в результаті моделювання пуску із даної точки з початковими умовами X_0 і $X_y(0)$, враховуючи закон руху цілі протягом наведення $X_y(t)$, який задається, ракета досягне цілі при виконанні всіх існуючих обмежень на власні фазові координати, то $[\bar{X}_0, \bar{X}_y(t)] \leftrightarrow k(1)$. У протилежному випадку $[\bar{X}_0, \bar{X}_y(t)] \leftrightarrow k(2)$.

Таким чином, математичною моделлю, що розглядається є вектор-оператор виду:

$$\bar{F}[\bar{X}_0, \bar{X}_y(t)] = k(i), i = 1,2, \quad (1)$$

який будемо називати зонною моделлю (ЗМ) ракети.

Повну систему рівнянь, яка описує процес наведення ракети, руху носія та цілі наведено в [3]. Але, враховуючи об'єднання фазових координат ракети в один вектор \bar{X} , цю систему рівнянь можна представити у вигляді:

$$\dot{X} = F_0(X, n_{необх}); n_{необх} = F_1(X, X_u, X_n, t); X \in A \quad (2)$$

У даній постановці задачі заданими функціями часу є координати носія $X_n(t)$ та цілі $X_u(t)$, вага ракети $G(t)$, сила тяги двигуна $P(t)$ та задана множина допустимих значень фазових координат ракети A . Межі цієї множини задаються підмножинами A_1 та A_2 , $(A_1, A_2) \in A$, причому A_1 містить мінімальні, а A_2 – максимальні значення відповідних фазових координат:

$$A_1 = (a_{i \min})_{i=1, m}, A_2 = (a_{i \max})_{i=1, m}, \quad (3)$$

де m – число фазових координат, які підлягають обмеженню.

Задача, яка вирішується ЗМ полягає у тому, щоб по заданим початковим умовам проінтегрувати рівняння руху ракети (2), контролюючи на кожному кроці інтегрування взаємне положення носія, ракети і цілі, а також належність фазових координат ракети заданій множині A . Якщо хоча б одна з фазових координат ракети вийде за межі цієї множини, то буде прийнято, що відбувся зрив наведення і що у момент пуску ціль знаходилась поза зоною можливих пусків (ЗМП). Якщо ракета досягне цілі і на всій її траєкторії $X(t) \in A$, то будемо вважати, що ціль знаходилась у межах ЗМП.

Важливим методичним прийомом, який забезпечить відповідність ЗМ та реального зразка, є використання множини обмежень на фазові координати ракети. У залежності від конкретного виконання ракети та її системи наведення цю множину можна розширити.

Аналіз системи (2) показав, що більша частина рівнянь описує загальні фізичні властивості процесу наведення і з точки зору алгоритму вирішення задачі є інваріантною до конкретних характеристик ракет. Це дозволить уніфікувати ЗМ, яку можна буде модифікувати для опису будь-якої ракети.

Таким чином, можна зробити висновок, що розробка математичної моделі застосування ракети класу «повітря-повітря» дасть можливість будувати ЗМП і описувати можливості ракет в усьому допустимому діапазоні умов їх застосування. Крім того, цю ЗМ можна розширити математичними моделями, які описують процес формування помилок цілевказання з боку системи управління. Це, в свою чергу, дасть можливість оцінити імовірність захоплення цілі головою самонаведення ракети.

ЛІТЕРАТУРА

1. Нестеров В.А., Пейсах Э.Е., Рейдель А.Л. и др. Основы проектирования ракет класса «воздух-воздух» и авиационных катапультных установок для них./ Под ред. Нестерова В.А. – М.: Издательство МАИ, 1999. – 792с.
2. Баханов Л.Е., Давыдов А.Н., Корниенко В.Н. и др. Системы управления вооружением истребителей: основы интеллекта многофункционального самолёта./ Под ред. Федосова Е.А. – М.: Машиностроение, 2005. – 400с.
3. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения. М.: Машиностроение, 1970. – 236с.

Надійшла до редакції 31.10.2009.

УДК 629.734.7