



УКРАЇНА

(19) UA (11) 74890 (13) C2
(51) МПК
F42B 15/01 (2006.01)МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) СПОСІБ ВИПРОБУВАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

1

(21) 20031211283

(22) 09.12.2003

(24) 15.02.2006

(46) 15.02.2006, Бюл. № 2, 2006 р.

(72) Семенов Леонід Антонович, Яковенко Петро Олексійович, Коростельов Олег Петрович, Доценко Борис Іванович, Кузьмін В'ячеслав Павлович, Шепелев Юрій Іванович, Любарець Андрій Анатолійович

(73) Державне Київське конструкторське бюро "Луч"

(56) Патент RU №2190184, F42B15/01, публ. 27.09.2002.

(57) Спосіб випробування безпілотної літальної апаратури (ЛА), що включає задання координат цілі, визначення поточних координат ЛА, оцінку віднос-

2

них поточних координат ЛА-цілі, пуск ЛА у фіксованій точці простору, керування ЛА, наприклад, за методом пропорційного зближення, який **відрізняється** тим, що поточні координати ЛА визначають за допомогою радіонавігаційної системи супутникової навігації, додатково визначають поточні значення проекцій кутової швидкості лінії візування цілі шляхом обробки поточних координат цілі і ЛА і виробляють керуючий сигнал, еквівалентний сигналу головки самонаведення, при цьому поточні координати ЛА і сигнали системи керування за допомогою телеметричної апаратури передають на станцію приймання і за ними визначають траєкторію польоту ЛА, його динамічні характеристики і якість функціонування його системи керування.

Винахід відноситься до техніки літальних апаратів (ЛА) і може бути використаний в ЛА класів "повітря - повітря", "повітря - земля", "земля - земля" та інших.

Технічним результатом є зниження вартості випробувань ЛА за рахунок виключення голівки самонаведення, забезпечення можливості визначення траєкторії її польоту без використання зовнішньотраєкторних вимірів, забезпечення можливості проведення випробувань у будь-який час доби й у будь-яких метеоумовах як по нерухомій так і по рухливій цілі.

Відомий спосіб випробувань ракети для визначення її можливого перевантаження, що включає формування кусочно-постійної команди керування ракетою, політ ракети під впливом команди керування, вимір на борту ракети її лінійного прискорення і кутового відхилення рульового органа, передачу вимірних сигналів прискорення ракети і кутового відхилення рульового органа з борту ракети на наземний вимірювальний комплекс із наступним їхнім запам'ятовуванням і визначення перевантаження ракети шляхом пропорційного зіставлення лінійного прискорення,

що розвивається, з кутовим відхиленням рульового органа [1], [2].

У цьому способі визначення розташовуваного перевантаження засновано на радіотелеметричних вимірах і використанні відомих співвідношень

$$N = \frac{J_p \delta_{\max}}{g \delta} \quad (1)$$

де

N - розташовуване перевантаження ракети;

 J_p - вимірюване лінійне прискорення ракети; δ_{\max} - максимально припустимий кут відхилення рульового органа ракети; δ - обмірюване середнє кутове відхилення рульового органа;

g - прискорення сили ваги.

Однак у даному способі випробувань обмежуються тільки оцінкою можливого перевантаження, не відпрацьовують закон керування і не оцінюють точність наведення. Крім того, має місце низька точність виміру прискорення центра мас ракети через наявність власних коливань ракети і пружних коливань корпусу в місці розташування на

(13) C2

(11) 74890

(19) UA

ракеті бортового датчика прискорення, а також присутності в вимірюваному сигналі складової прискорення від сили ваги. У результаті чого не відпрацьовують весь комплекс бортового устаткування ракети, що приймає участь у керуванні ракетою.

Відомий спосіб випробувань ракети для визначення можливого перевантаження, який включає формування кусочно-постійної команди керування ракетою, політ ракети під впливом команди керування, вимір на борту ракети кутового відхилення її рульового органа, передачу вимірюваного кутового відхилення рульового органа з борту ракети на наземний вимірювальний комплекс із наступним його запам'ятовуванням, зовнішньотраєкторне спостереження за ракетою, вимір і наступне запам'ятовування координат ракети, визначення шляхом обробки координат ракети нормального прискорення ракети і її перевантаження шляхом пропорційного зіставлення нормального прискорення з кутовим відхиленням рульового органа ракети ([2], с. 267-272, с. 407-416).

Суть такого способу випробувань полягає в тому, що нормальне прискорення ракети від відхилення рульового органа, що задається командою керування, не вимірюється безпосередньо на борту ракети, а визначається обробкою координат траєкторного руху ракети, отриманих зовнішньотраєкторними (оптичними, радіотехнічними) вимірюваннями в системі координат вимірювального пункту на відстані від ракети. Перевантаження ракети при цьому визначається відповідно до співвідношення

$$N = \frac{V_p}{g} \frac{d\theta}{dt} + \cos \theta \quad (2)$$

де

V_p - швидкість ракети, визначена по

зовнішньотраєкторним вимірам її координат;

θ - кут нахилу вектора швидкості ракети;

$\frac{d\theta}{dt}$ - швидкість зміни вектора, визначена по

зовнішньотраєкторним вимірам координат.

Такий спосіб випробувань дозволяє зменшити склад бортового обладнання за рахунок виключення датчика прискорення, підвищити точність визначення перевантаження, але разом з тим має недоліки, що зводяться до наступного:

- висока вартість і велика складність проведення випробувань, обумовлена використанням комплексу зовнішньотраєкторних вимірювань;

- вимога по оснащенню ракети бортовим датчиком кута відхилення рульового органа і використання радіотелеметричного вимірювального комплексу, що включає бортову і наземну частини;

- низька точність вимірів координат ракети через погіршеності синхронізації вимірів і прив'язки вимірювальних систем координат;

- низька надійність зовнішньотраєкторного супроводу і відповідно вимірювань координат високошвидкісних і маневрених ракет;

- залежність точності визначення перевантаження від метеоумов (оптичні зовнішньотраєкторні

виміри) і перешкод виміру координат (радіотехнічні зовнішньотраєкторні виміри).

Це приводить до високої вартості випробувань та їх ускладнення. Відомий спосіб випробувань телекерованої ракети, що включає визначення координат цілі і ракети, формування опорної траєкторії наведення ракети, вимір лінійної неузгодженості між ракетою й опорною траєкторією наведення, формування команди керування ракетою, пропорційної лінійній неузгодженості між ракетою й опорною траєкторією наведення і наведення ракети на ціль [3].

Такий спосіб випробувань, призначений для оцінки точності наведення і перевірки бойової ефективності дії ракети по цілі, здійснюється власними засобами комплексу озброєння без додаткової вимірювальної апаратури на борту ракети і наземному пункті керування, що функціонують, як правило, на базі керуючої цифрової обчислювальної машини, і не передбачає визначення льотних динамічних характеристик ракети, у тому числі і її перевантаження.

Недоліком такого способу наведення також є:

- необхідність наявності наземного комплексу керування озброєнням;

- якість функціонування системи керування ракети оцінюється побічно по величині промаху;

- не аналізується телеметрична інформація.

Відомий [4] спосіб випробування керованої ракети, обраний за прототип, у якому для визначення динамічних властивостей ракети формують опорну траєкторію наведення ракети, вимірюють лінійну неузгодженість між координатою ракети й опорною траєкторією наведення, формують команди керування, пропорційні лінійній неузгодженості між координатою ракети й опорною траєкторією наведення, забезпечують наведення ракети і вимір швидкості польоту ракети, формують знакозмінну періодичну команду керування ракетою, в якості опорної траєкторії використовують нерухому лінію наведення, здійснюють наведення ракети з врахуванням знакозмінної періодичної команди керування, дискретно запам'ятовують лінійну неузгодженість між кутовою координатою ракети й опорною траєкторією наведення, швидкість польоту ракети і команду керування ракетою відносно опорної траєкторії наведення, визначають нормальне прискорення ракети відносно опорної траєкторії наведення, а величину перевантаження ракети визначають як коефіцієнт лінійної регресії нормального прискорення ракети по команді керування ракетою.

Недоліками такого способу є:

- наведення здійснюється по заданій траєкторії в нерухому точку простору;

- динамічні характеристики визначаються тільки по реакції на знакозмінну періодичну команду керування;

- не визначаються траєкторні параметри ракети;

- низька точність визначення динамічних характеристик ракети.

Задачею запропонованого винаходу є забезпечення випробувань ЛА без використання голівки

самонаведення, підвищення точності визначення динамічних характеристик ЛА і параметрів його траєкторії, забезпечення можливості проведення випробувань у будь-який час доби й у будь-яких метеоумовах.

Поставлена ціль досягається тим, що в способі випробувань ракети, що включає задання координат цілі, визначення поточних координат ЛА, оцінку відносних поточних координат ЛА-ціль, пуск ЛА з носія у фіксованій точку простору, керування ЛА по методу пропорційного зближення, поточні координати ЛА визначають за допомогою радіонавігаційної супутникової системи, оцінюють поточні значення проекцій кутової швидкості лінії візування шляхом обробки поточних координат ЛА і цілі і виробляють керуючий сигнал, еквівалентний сигналу, що видається голівкою самонаведення, при цьому поточні координати ЛА і сигнали системи керування за допомогою телеметричної апаратури передають на наземний пункт і по них визначають траєкторію її польоту і якість відпрацювання ракетою керуючих сигналів.

В якості приймача сигналів супутникової навігації може бути використаний радіонавігаційний блок «GPS-ГЛОНАСС» [5]. У процесі проведення випробувань ЛА з використанням системи супутникової навігації вирішують наступні задачі:

- відпрацьовують аеродинамічну схему ЛА;
- відпрацьовують систему стабілізації ракети при старті і на траєкторії польоту;
- оцінюють якість наведення як на нерухому, так і на рухому ціль;
- відпрацьовують закон наведення;
- використовують системи супутникової навігації в бортовий телеметричній апаратурі.

Застосування системи супутникової навігації дозволяє зменшити вартість випробувань ЛА за рахунок виключення дорогої голівки самонаведення і можливості застосування в будь-яких метеоумовах і будь-який час доби.

При даному способу випробувань функція голівки самонаведення імітується контролером обробки навігаційної інформації (бортовим обчислювачем) з використанням інформації про задані в часі параметри руху цілі і поточні параметри руху ЛА, одержані від системи супутникової навігації. До таких параметрів відносяться координати ЛА і цілі і проекції векторів їхніх швидкостей.

Функція голівки самонаведення полягає у визначенні по відомому співвідношенню проекцій кутової швидкості лінії візування в зв'язаній з ЛА системі координат, що використовуються для керування ЛА по методу пропорційного зближення ([6], стор. 74-107):

$$\begin{aligned}\Omega_1 &= \Omega_B \cos \gamma + \Omega_r \sin \gamma, \\ \Omega_2 &= -\Omega_B \sin \gamma + \Omega_r \cos \gamma,\end{aligned}\quad (3)$$

де

Ω_1, Ω_2 - кутова швидкість лінії візування відповідно по першому і другому каналах керування;

Ω_B, Ω_r - кутова швидкість лінії візування відповідно в стартовій земній системі координат;

γ - кут крену ЛА, видаваний системою керування.

Для обчислення на борту ЛА значень сигналів Ω_1, Ω_2 необхідні величини Ω_B, Ω_r (інформація про кут крену мається на борту ракети). Дані величини можна визначити за інформацією про параметри відносного руху ЛА і цілі.

На фіг. 1 показане відносне положення ракети і цілі в стартовій системі координат, де D_x, D_y, D_z - проекції вектора відносної дальності ЛА-ціль;

φ_r, φ_B - кути візування цілі відповідно в горизонтальній і вертикальній площинах.

На підставі фіг. 1 запишемо:

$$\begin{aligned}\varphi_B &= \arctg \frac{D_y}{D_x}, \\ \varphi_r &= \arctg \frac{D_z}{D_x}.\end{aligned}\quad (4)$$

Диференціюючи вираз (4) за часом, одержуємо:

$$\begin{aligned}\Omega_B &= \frac{-V_x D_z + V_y D_x}{D_x^2 + D_y^2}, \\ \Omega_r &= \frac{-V_x D_z + V_z D_x}{D_x^2 + D_z^2},\end{aligned}\quad (5)$$

де V_x, V_y, V_z - проекції вектора відносної швидкості ЛА-ціль.

Параметри відносного руху $D_x, D_y, D_z, V_x, V_y, V_z$ оцінюються за інформацією про абсолютні параметри руху ЛА, що визначаються системою супутникової навігації, і параметрах руху цілі, що задаються апіорно. Відповідно до [5] запишемо:

$$\begin{aligned}D_x &= R_3 \cos \varphi_P \sin \varphi_C, \\ D_z &= R_3 \cos \varphi_P \cos \varphi_C, \\ D_y &= H_P - H_C\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}V_x &= V_{xP} - V_{xC}, \\ V_y &= V_{yP} - V_{yC}, \\ V_z &= V_{zP} - V_{zC}\end{aligned}\quad (6)$$

$$R_3 = \frac{a(1 - e^2)}{1 - e^2 \sin^2 \varphi_P}$$

де R_3 - радіус Землі на широті польоту ЛА;

B_P, L_P, H_P - географічні координати ракети, видавані системою супутникової навігації;

B_C, L_C, H_C - географічні координати цілі, що задаються апіорно;

V_{xP}, V_{yP}, V_{zP} - проекції вектора швидкості ЛА видавані системою супутникової навігації;

V_{xC}, V_{yC}, V_{zC} - проекції вектора швидкості цілі, що задаються апіорно;

$a = 6378245$ м - велика піввісь референц - еліпсоїда Землі;

$e = 1 : 298.3$ - полярний стиск.

Таким чином, маючи інформацію про поточні параметри руху ЛА, по співвідношенням (4), (5), (6)

за допомогою бортового обчислювача можна відтворити функцію голівки самонаведення, а сигнали Ω_1, Ω_2 використовувати для керування ЛА.

Структурна схема пристрою для реалізації способу випробувань з використанням системи супутникової навігації приведена на фіг.2.

До складу пристрою входять:

приймачна антена 1; приймач навігаційної інформації 2; контролер обробки навігаційної інформації 3; апаратура бортова телеметрична 4; джерело живлення 5; система керування 6; блок рульових приводів 7.

Приймач навігаційної інформації 2 разом з антеною 1 призначений для приймання й обробки радіонавігаційних сигналів від супутників. Контролер обробки навігаційної інформації 3 (бортовий обчислювач) призначений для формування сигналів, еквівалентних сигналам голівки самонаведення шляхом перерахування географічних координат ракети - широти, довготи, висоти над рівнем моря і проекцій її вектора швидкості. Електроживлення приймача 2 і контролери 3 здійснюється від джерела живлення 5.

Пристрій функціонує таким чином. Перед пуском ЛА в контролер обробки навігаційної інформації (бортовий обчислювач) 3 вводиться інформація про параметри руху цілі. Навігаційна інформація від супутників через приймальну антену 1 надходить на приймач навігаційної інформації 2, де здійснюється її попередня обробка і виділення географічних координат ракети. У контролері обробки навігаційної інформації 3 відповідно до приведених алгоритмів здійснюється перерахування географічних координат, визначення відносних дальностей і відносних швидкостей ЛА-ціль, розрахунок проекцій кутової

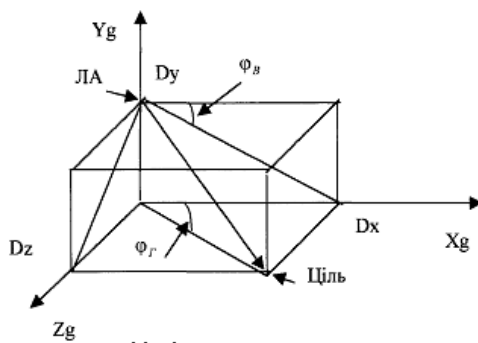
швидкості лінії візування і кутів візування, перетворення цифрових кодів в аналогові сигнали, аналогічні сигналам голівки самонаведення. Сформовані таким чином аналогові сигнали надходять на вхід системи керування 6, де реалізується принцип пропорційного наведення. Вихідні сигнали системи керування 6 надходять на вхід блоку рульових приводів 7, відхилення рулів яких приводить до зміни параметрів траєкторії польоту ЛА, здійснюється керування рухом ЛА і наведення її на ціль. Координати цілі і параметри функціонування системи керування 6, у тому числі і приводів 7, надходять на апаратуру бортової телеметричної 4 і передаються на землю, де здійснюється їхня обробка й аналіз.

Реалізований на основі способу, що пропонується, пристрій забезпечує проведення випробувань самонавідного ЛА й одержання інформації для аналізу його динамічних, аеродинамічних і балістичних характеристик.

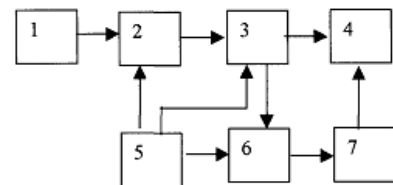
Дане технічне рішення знаходиться на стадії експериментального відпрацювання.

Література:

1. А. А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. Динамика полета. - М.: Машиностроение, 1973.
2. А.А. Дмитриевский, В.П. Казаковцев. Движение ракет. - М.: Воениздат, 1968.
3. А. А. Лебедев, В. А. Карабанов. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1965.
4. Способ испытания телеуправляемой ракеты. Патент России № 2190184
5. Ю.А. Соловьев. Системы спутниковой навигации. Эко-Трендз, М., 2000г.
6. Е.И. Кринецкий. Системы самонаведения. М.: Машиностроение. 1970 г.



Фиг. 1



Фиг. 2