

(19) C2 (11) 82858 (13) UA

(98) вул. Л.Первомайського, 11, кв. 45, м. Київ, 01023

(85) 2005-07-10

(74) Мошинська Ніна Миколаївна, (UA)

(45) [2008-05-26]

(43) [2005-08-15]

(24) 2008-05-26

(22) 2003-12-09

(12) Патент України (на 20 р.)

(21) а200506737

(46) 2022-02-16

(86) 2003-12-09 PCT/FR03/03637

(30) 02/15588 2002-12-10 FR

(54) СПОСІБ І ПРИСТРІЙ КЕРУВАННЯ ОРІЄНТОВАНОЮ РАКЕТОЮ ЗА ДОПОМОГОЮ ПРИВОДУ, ЩО СТЕЖИТЬ ЗА ОРІЄНТАЦІЄЮ ТРАЄКТОРІЇ СПОСОБ И УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТИРОВАННОЙ РАКЕТОЙ ПРИ ПОМОЩИ ПРИВОДА, СЛЕДЯЩЕГО ЗА ОРИЕНТАЦИЕЙ ТРАЕКТОРИИ METHOD FOR DEVICE FOR CONTROL OF DIRECTED ROCKET BY MEANS OF DRIVE THAT FOLLOWS ORIENTATION OF TRAJECTORY

(56) UA 52459 A, 16.12.2002 1 US 4659035, 21.04.1987 2 US 5875993, 02.03.1999 2 US 5259569, 09.11.0993 2 Thukral A. et al: "A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering" - IEEE Transactions on control systems technology, IEEE Inc. New York, US, vol.6, no.3, 01.05.1998, pages 359 - 371, XP000765934. 3

(71) FR EADS SPAS TRANSPORTASЬОН CA FR EADS SPAS TRANSPORTASЬОН CA FR EADS SPACE TRANSPORTATION SA

(72) FR Мартіне Дідье FR Мартіне Дидье FR Martine Didier

(73) FR EADS SPAS TRANSPORTASЬОН CA FR EADS SPAS TRANSPORTASЬОН CA FR EADS SPACE TRANSPORTATION SA

Способ управления ориентированной ракетой с помощью привода, который следит за ориентацией траектории, чувствительной к воздействию внешних возмущений, заключается в том, что по меньшей мере для тангажа (на горизонтальной оси), предварительно определяют правило управления, которое содержит поправочный член первого порядка, переходной член, который содержит характеристические параметры ракеты и внешних возмущений (A_6 , K_1), коэффициент (K_p) усиления ориентации и коэффициент (K_v) усиления скорости ориентации. Предварительно определяют связи, коррелирующие коэффициент усиления скорости ориентации и параметры поправочного члена, в частности, в зависимости от коэффициента усиления ориентации, и двух членов, которые представляют собой заданные значения скорости ($\dot{\omega}_n$) и угасания ($\dot{\zeta}$), по меньшей мере для одной фазы полета ракеты выбирают коэффициент усиления ориентации и членов скорости и затухания и на их основе выводят параметры поправочного члена и коэффициент усиления скорости правила управления.

Спосіб керування орієнтованою ракетою за допомогою приводу, що стежить за орієнтацією траєкторії, чутливої до впливу зовнішніх збурень полягає в тому, що щонайменше для тангажа (на горизонтальній осі), попередньо визначають правило керування, що містить поправковий член першого порядку, перехідний член, що містить характеристичні параметри ракети і зовнішніх збурень (A_6 , K_1), коефіцієнт (K_p) посилення орієнтації і коефіцієнт (K_v) посилення швидкості орієнтації. Попередньо визначають зв'язки, корелюючі коефіцієнт посилення швидкості орієнтації і параметри поправкового члена, зокрема, в залежності від коефіцієнта посилення орієнтації, і двох членів, що являють собою задані значення швидкості (ω_n) і загасання (ζ), щонайменше для однієї фази польоту ракети вибирають коефіцієнт посилення орієнтації і членів швидкості і загасання і на їх основі виводять параметри поправкового члена і коефіцієнт посилення швидкості правила керування.

The invention concerns a method for piloting a craft steerable by means of an actuator, servocontrolled in attitude on a trajectory and subjected to external perturbations which consists, at least in pitch, in first defining a piloting law including a first order correcting term, a transfer term comprising parameters characteristic of the craft and of the external perturbations (A_6 , K_1), a gain in attitude (K_p) and a gain in attitude speed (K_v); and relationships correlating the attitude speed gain and the parameters of the correcting term based in particular on attitude gain and on terms representing rapidity (ω_n) and damping (ζ) instructions, and for at least one phase of the craft flight, in selecting the attitude gain and the rapidity and damping terms and deducing therefrom the parameters of the correcting term and the speed gain of the piloting law.

1. Спосіб керування орієнтованою ракетою за допомогою приводу, що стежить за орієнтацією траєкторії, чутливої до впливу зовнішніх збурень, який полягає в тому, що щонайменше для тангажа (для горизонтальної осі) попередньо визначають правило керування, що містить поправковий член першого порядку, перехідний член, що містить характеристичні параметри ракети і зовнішніх збурень (A_6 , K_1), коефіцієнт (K_p) посилення орієнтації і коефіцієнт (K_v) посилення швидкості орієнтації, попередньо визначають корелюючі зв'язки між коефіцієнтом посилення швидкості орієнтації і параметрами поправкового члена в залежності від коефіцієнта посилення орієнтації, параметрів перехідного члена ракети і двох членів, що являють собою задані значення швидкості (^0n) і загасання ($^{\zeta}$), щонайменше для однієї фази польоту ракети визначають значення параметрів перехідного члена і вибирають коефіцієнт посилення орієнтації і членів швидкості і загасання, по яких виводять параметри поправкового члена і коефіцієнта посилення швидкості, і для приводу застосовують правило керування з цими значеннями параметрів.
2. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що кореляційні правила визначають на основі обмеженого розгортання рівняння замкненого контуру, утвореного ракетою і її приводом.
3. Спосіб за будь-яким з пп. 1 або 2, який **відрізняється** тим, що для фази польоту визначають значення (A_{6max} , K_{1min}) параметрів перехідного члена, який мажорують зовнішні збурення.
4. Спосіб за будь-яким з пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що для правила керування додатково передбачають використання фільтра.
5. Спосіб за будь-яким з пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що правило керування застосовують з використанням вимірювань орієнтації і швидкості орієнтації.
6. Спосіб за будь-яким з пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що правило керування застосовують з використанням оцінюючого фільтра, призначеного для оцінки швидкості орієнтації в правилі керування.
7. Спосіб за будь-яким з пп. 1-6, який **відрізняється** тим, що застосовують тест валідації моделюванням для вибору коефіцієнта посилення орієнтації і членів швидкості і загасання протягом всього часу польоту і ці вибрані параметри використовують протягом всього польоту, якщо вибрані параметри пройшли валідацію, а якщо ні, то час польоту розбивають на декілька фаз.
8. Спосіб за будь-яким з пп. 1-7, який **відрізняється** тим, що перехідний член визначають для зовнішніх збурень, в основному виникаючих під дією атмосферного повітря.
9. Спосіб за будь-яким з пп. 1-8, який **відрізняється** тим, що правило керування додатково містить член запізнювання.
10. Спосіб за будь-яким з пп. 1-9, який **відрізняється** тим, що для рискання (подовжня вісь) і крену (вертикальна вісь) застосовують правила керування, визначені згідно з тим же методом, що і правило керування для тангажа (горизонтальна вісь).
11. Пристрій керування, призначений для здійснення способу за будь-яким з пп. 1-10, що містить вхід для прийому щонайменше одного вимірювання орієнтації тангажа (по горизонтальній осі), вихід для передачі команди на привід, щонайменше один контур автоматичного регулювання тангажа, який підключений між входом і виходом і містить коректувальний фільтр першого порядку, при цьому перехідний член містить характеристичні параметри ракети і зовнішніх збурень, коефіцієнт посилення орієнтації і коефіцієнт посилення швидкості орієнтації.

Даний винахід стосується способу і пристрою керування ракетою, що приводиться в рух, забезпеченою засобами керування орієнтацією, зокрема, ракетою-носієм з орієнтованими соплами.

При керуванні польотом ракети-носія розрізняють наведення і керування. Узагальнено можна сказати, що - система наведення видає команди, що дозволяють виконати задачу (задані значення орієнтації). Ці команди дозволяють визначити рух центра ваги ракета • носія, щоб вона досягла заздалегідь визначеної мети (як правило, проміжна орбіта),

- система керування виконує команди, що надходять від системи наведення, стабілізуючи рух ракети-носія навколо її центра ваги і враховуючи зміни у зовнішньому навколишньому середовищі (збурення, такі як вітер, пориви вітру і т.д.) і у внутрішньому середовищі (розкид і погіршеності в параметрах ракети-носія і т.д.).

Два попередніх положення можна уточнити таким чином.

На основі відомих місця знаходження цілі і поточного положення ракети-носія, що вимірюється інерційними датчиками, система наведення розраховує траєкторію, якій повинна відповідати відмітка заданого значення орієнтації ракети-носія (її початок встановлюють на центрі ваги ракети-носія, а одна з її осей є напрямом, з яким повинна збігатись вісь ракети; інерційні вимірювання ракети-носія визначають орієнтацію ракети-носія, визначену відносно нерухомого орієнтира на землі в системі координат, що вважається галілеєвою).

Коли на ракету-носіє не діють ніякі збурення, контур керування відгукується вмиль, вісь ракети збігається з однією з осей заданої системи координат.

Система керування є контуром автоматичного регулювання, першою задачею якого є стабілізація рухів ракети-носія навколо її центра ваги (поняття стійкості), як правило, шляхом регулювання напрямку реактивної тяги. З іншого боку, система керування в міру можливості реалізовує задане значення орієнтації, що надходить від системи наведення (система керування є автоматичною «виконавчою» системою), і забезпечує певний імунітет ракети-носія по відношенню до діючих на неї збурень (система керування є контуром регулювання). Для цього функціональний блок керування на основі інерційних вимірювань орієнтації (тих же, що використовуює система наведення) визначає найбільш прийнятний напрям реактивної тяги.

Таке збурення, як вітер, є перешкодою для польоту ракети-носія, створюючи рух навколо її центра ваги. Насправді, вітер створює також загальний рух ракети-носія (поступальний рух або знос). Оскільки система наведення враховує поточне положення ракети-носія (за допомогою інерційних вимірювань) для вироблення нової траєкторії аж до кінцевої точки, то не буде помилкою розглядати тільки рух навколо центра ваги для вироблення даних, призначених для ефективної роботи функціонального блока керування.

Функція керування повинна враховувати деякі особливості, зокрема, те, що по своїй суті ракета-носіє не є стаціонарною системою. Її фізичні характеристики (положення центра ваги, маса, інерція) і аеродинамічні характеристики змінюються в залежності від польоту. З функцією керування взаємопов'язані перехідні фази, серед яких такі, як відділення ступеня, наявність зовнішніх збурень (вітер) і внутрішніх збурень (наприклад, зміщення напрямку реактивної тяги). Нарешті, як і в будь-якій фізичній системі, на параметри ракети-носія впливають погіршеності.

Функцію керування встановлюють на основі польотного завдання суворо з урахуванням вказаних вище елементів. Звичайно це польотне завдання включає в себе:

- стабілізацію ракети-носія;
- вирівнювання ракети-носія і мінімізацію кута атаки α в фазі польоту в шарах атмосфери (фіг.1);
- слідування заданому значенню орієнтації, що виробляється системою наведення;
- усунення наслідків зовнішніх і внутрішніх збурень;
- врахування характеристик серворуля.

Як правило, алгоритм керування вводиться у вигляді рекурентних рівнянь (повторно) в цифрову обчислювальну машину. На основі інформації, що надходить від датчиків (орієнтація, швидкість орієнтації, прискорення) і навігаційних приладів, алгоритм наведення розраховує задані значення орієнтації, які реалізовує контур керування і які, таким чином, використовуються в алгоритмі керування.

Звичайно правила керування формують на основі припущення про можливість роз'єднання осей тангажа (горизонтальна вісь), роллю (вертикальна вісь) і крену (подовжня вісь). Це припущення дозволяє синтезувати (сформулювати) правило з використанням одноосної моделі, дійсної для малих кутів. Ефект об'єднання трьох правил (по "одному для кожної осі" згодом перевіряється триосним моделюванням).

На фіг.2 показана одноосна функціональна схема керування. Алгоритм керування розглядається як «чорний ящик», що містить інформацію, яка надходить від датчиків ракети-носія (інерційний блок для вимірювання орієнтації і гірометр для вимірювання швидкості орієнтації), і визначає команду для одноосного приводу, в цьому випадку сопла.

Одноосна схема передбачає, що рух ракети-носія є рухом в площині. З іншого боку, положення приводу регулюється автоматично. Він приймає положення, яке відповідає заданому значенню регулювання сопла, що виражається в подовженні.

Попередній рівень техніки

Основною складністю, з якою стикається розробник системи керування, є використання фізичних умов, яким повинно задовольняти правило керування для визначення математичного критерію, який потім може бути оптимізований. Для такого використання необхідно відійти від фізичної суті умов, щоб знайти адекватний математичний вираз.

Наприклад, стійкість (з фізичної точки зору) виражається як загасання часового відгуку контуру керування, на який діє збурення або подається команда. З математичної точки зору можна також сказати, що мір стійкості (якість загасання) пов'язана з коефіцієнтом перенапруження контуру керування (резонанс контуру керування на даній частоті). Чіткий зв'язок між загасанням і коефіцієнтом перенапруження існує тільки, в так званих, академічних системах (системах другого порядку).

Незважаючи на ці обмеження, в сучасних розробках правил керування використовують швидше поняття перенапруження, ніж поняття загасання, щоб враховувати проблему стійкості, оскільки це поняття

перенапруження найбільш відповідає критеріям, виробленим на основі мінімізації математичної норми. Оскільки зв'язок між перенапруженням і загасанням не є прямим, то загасання визначають тільки згодом шляхом моделювання за часом.

У відомих правилах керування використовують наступні алгоритми синтезу:

- метод LQG (A4, M45, A5);
- метод H_{∞} (A5).

У кожному алгоритмі використовуються параметри синтезу, що дозволяють оптимізувати правило, щоб воно відповідало вимогам і умовам, необхідним для керування (стійкість, ефективність вирівнювання, надійність стійкості і роботи).

Вказані методи синтезу призначені для узагальнення різних задач з використанням поняття стандартної системи. Більшість задач аналізу, а також синтезу керування можуть бути записані у вигляді однієї і тієї ж стандартної схеми, за допомогою якої можна формувати умови у вигляді математичного критерію, який намагається мінімізувати (норма H_2 або H_{∞}). Таким чином, поняття стандартної проблеми має величезне значення для узагальнення задач у вигляді єдиного математичного критерію. Однак таке узагальнення відбувається за рахунок відходу від фізичного значення, яке буде мати результуючий критерій.

З іншого боку, приведення до стандартної форми, як правило, приводить до ускладнення алгоритму. Оскільки параметри стандарту не обов'язково підходять для розв'язання поставленої проблеми, то доводиться допускати додаткові міри свободи (звідки відбувається збільшення порядку) для правильного ретранскрибування поставлених задач.

Новітні методи, що використовуються в цей час, роблять незаперечний внесок в аналіз і синтез задач керування. З іншого боку, критерій, що отримується в результаті, на основі якого здійснюють синтез задач керування, приводить до застосування методу «проб і помилок» для знаходження задовільного результату.

Рішення, отримані за допомогою цих алгоритмів, не дозволяють досягти взаємозв'язку між поведінкою по частоті і поведінкою у часі інакше, як шляхом моделювання, зокрема, високого рівня перенапруження замкнутого контуру, корельованого із задовільним загасанням. Таким чином, оптимальне правило можна отримати тільки шляхом послідовних ітерацій «синтез-моделювання-перевірка».

Технічною задачею даного винаходу є створення способу і пристрою орієнтованою ракетою за допомогою слідувального приводу по відношенню до траєкторії, схильної до впливу зовнішніх збурень, в яких використовують алгоритм керування, параметри якого можуть корелюватися з фізичними умовами, що задаються для керування.

Поставлена задача вирішена шляхом * створення способу керування орієнтованою ракетою за допомогою приводу, що стежить за орієнтацією WO траєкторії, схильної до впливу зовнішніх збурень, вказаний спосіб полягає в тому, що щонайменше для тангажа (горизонтальна вісь) заздалегідь визначають правило керування, що містить поправковий член першого порядку, перехідний член, що містить характеристичні параметри ракети і зовнішніх збурень, коефіцієнт посилення орієнтації і коефіцієнт посилення швидкості орієнтації, заздалегідь визначають корелюючі зв'язки між коефіцієнтом посилення швидкості орієнтації і параметрами поправкового члена в залежності від коефіцієнта посилення орієнтації, параметрів перехідного члена ракети і двох членів, що являють собою задані значення швидкості і загасання контуру керування, щонайменше для однієї фази польоту визначають значення параметрів перехідного члена ракети і вибирають коефіцієнт посилення орієнтації і членів швидкості і загасання, з яких виводять параметри поправкового члена і коефіцієнт посилення швидкості, і для приводу використовують правило керування з цими значеннями параметрів.

Згідно з винаходом запропонований також пристрій керування, призначений для реалізації описаного вище способу, що містить вхід, для прийому щонайменше одного вимірювання орієнтації тангажа, вихід, призначений для передачі команди на привід, щонайменше один контур автоматичного регулювання тангажа, підключений між входом і виходом і утримуючий коректувальний фільтр першого порядку, при цьому перехідний член містить характеристичні параметри ракети і зовнішніх збурень, коефіцієнт посилення орієнтації і коефіцієнт посилення швидкості орієнтації.

Можна зазначити, що так простий вибір правила керування йде врозріз з сучасним аналізом, що використовується фахівцями в даній галузі техніки, згідно з яким простий алгоритм, тобто такий, що містить невелике число параметрів, мало підходить для нормального керування. Проте, всупереч очікуванням, такий простий вибір правила керування дозволить сформулювати правила, що дозволяють, з деяким спрощенням, наприклад, шляхом обмеженого розгортання замкнутого контуру, корелювати параметри правила з фізичними параметрами, такими як загасання (значить, стійкість) і швидкість автоматичного регулювання (значить, ефективність у часі), коефіцієнтом посилення орієнтації навколо осі, що розглядається, а також з фізичними параметрами моделювання.

Короткий опис креслень

Надалі відмітні ознаки і переваги даного винаходу пояснюються описом переважного варіанту втілення з посиланнями на супроводжуючі креслення, на яких:

фіг.1 зображає класичну схему впливів на ракету, на яку діє динамічний тиск;

фіг.2 - відому схему одноосної системи керування;

фіг.3 - відому схему, що визначає різні кути для даних осей;

фіг.4 - схему архітектури аналітичного правила керування, що використовується для даної осі згідно з винаходом;

фіг.5 - варіант схеми архітектури для випадку, коли кутова швидкість навколо осі, що розглядається, не виміряна, згідно з винаходом;

фіг.6 - криву, корелюючу коефіцієнт посилення і фазу розімкненого контуру в номінальному випадку і в так званих випадках НЧ і ВЧ, згідно з винаходом;

фіг.7 і 8 - криві, що показують реагування ракети по орієнтації, регулюванню сопла і кута атаки замкнутого контуру керування для НЧ ($A6_{mn}$, $K1_{max}$) і ВЧ ($A6_{max}$, $K1_{min}$), згідно з винаходом.

Докладний опис переважних варіантів втілення винаходу

Відповідно до даного винаходу використовують необхідний (в значенні складності) алгоритм керування для забезпечення керування ракетою.

Алгоритм оснований на родовій структурі, параметри якої розраховують суворо в залежності від параметрів відповідної ракети і необхідних характеристик керування (відстеження траєкторії, мінімізація кута атаки, проміжні фази і т.д.). Правило чітко враховує погрішності параметрів ракети і запізнювання глобалізованого ланцюга (запізнювання, зумовлене динамікою приводу + запізнювання датчиків + запізнювання по причині дискретизації).

Це правило застосовне для нестационарних систем (зміна параметрів ракети-носія). Нестационарне правило отримують швидко, оскільки його параметри є формальними. Внаслідок родової структури не виникає проблем, пов'язаних з інтерполяційними прийомами, що широко використовуються в системах керування ракетами-носіями.

Незаперечною перевагою цього методу є те, що параметри синтезу є фізичними параметрами вищого рівня (загасання замкненого контуру, смуга пропускання). Відоме приведення до цих параметрів відповідної фізичної величини і відповідної задачі. Таким чином, регулювання здійснюють безпосередньо на основі фізичних умов, що встановлюються розробником.

Це витікає з нижченаведених пояснень, які, для більшої простоти, обмежуються керуванням жорстким режимом польоту ракети. Можлива присутність гнучких режимів може бути врахована при виборі «обережної політики», тобто, уникаючи збудження гнучких режимів за допомогою контурного посилення правила керування (наприклад, шляхом додання фільтра-атенюатора).

Розробка правила керування вимагає використання моделі ракети-носія, яка називається моделлю синтезу. Некоректована динаміка розімкненого контуру може бути представлена двома об'єднаними рівняннями, що описують рухи при орієнтації і зносі ракети-носія (фіг.3).

Розробка правила керування вимагає вибору відповідної моделі ракети-носія, яка називається моделлю синтезу.

Некоректована динаміка розімкненого контуру може бути представлена, з посиланнями на величини, визначені на фіг.3, у вигляді двох об'єднаних рівнянь, що описують рух орієнтації і зносу ракети.

Передусім, якщо обмежитися малими кутами, момент для тангажа може бути визначений рівняннями (1), приведеними в Додатку, тоді як сили, діючі поперечно відносно осі швидкості повітря, можуть бути визначені за допомогою рівнянь (2).

Крім того, різні кути (фіг.3) пов'язані рівнянням (3), яке після диференціювання за часом дає рівняння (4).

Після виключення у в рівняннях (2) і (4) отримують систему рівнянь (5), де s є змінною Лапласа.

Якщо передбачити, що члени, ідентифіковані в умові (C), є малими для значень, що містяться в смузі пропускання контуру керування, то до виразу (5) можна прийти через вираз (6).

Цей вираз показує, що система є системою другого порядку з динамікою першого порядку, нестійкою при пульсації $\sqrt{A_6}$.

Система рівнянь (6) являє собою модель синтезу, на основі якої будуть вироблені основи аналітичного синтезу.

Звідси витікає, що перехід команди, тобто перехід між контрольованою змінною (θ), і командою (регулювання сопла β) виражається членом $K_1/(s^2 - A_6)$.

Поведінка серворуля і вимірювального ланцюга може бути змодельована за допомогою загального чистого запізнювання τ ланцюга послідовно з переходом команди, звідки отримують вираз (7), де G' з точки зору автоматики є математичним виразом фізичної системи, яку необхідно втілити в контур.

Чисте запізнювання в згаданому виразі отримане шляхом апроксимації PADE першого порядку.

Включення в контур здійснюють таким чином, щоб відповідний замкнений контур відповідав вимогам стійкості і ефективності.

Приклади родової архітектури аналітичного правила керування

На фіг.4 показана родова архітектура аналітичного правила керування. Вона представлена з припущенням того, що вимірювання орієнтації, а також швидкості орієнтації є доступними, але, як буде показано нижче, це припущення не є обмеженням методу.

У цій архітектурі запізнювання τ об'єднує запізнювання ланцюга, запізнювання внаслідок дискретизації-блокування, а також запізнювання, еквівалентне фазовому відставанню руля. Це запізнювання може також включати в себе відставання по фазі фільтра, призначеного для локальної атенуації контурного посилення правила керування, щоб забезпечити надійність посилення в гнучкому режимі ракети-носія.

У прямий ланцюг $s + \omega_1/s + \omega_2$ вводять поправковий член першого порядку і коефіцієнт посилення швидкості орієнтації (K_v) і коефіцієнт посилення орієнтації (K_p). У цьому випадку порядок правила керування дорівнює 1.

Проводять оцінку першої динаміки способу в замкненому контурі для його фіксування на моделі другого порядку параметрів (ζ , ω_n). Цей прийом дозволяє акуратно сконденсувати компроміс ефективності-стійкості. Загасання забезпечує певну міру стійкості, тоді як ω_n (швидкість автоматичного регулювання) породжує ефективність у часі. Таким чином, параметри (ζ , ω_n) являють собою регульовальні параметри «вищого рівня».

Після цього здійснюють обмежене розгортання замкненого контуру до третього порядку. Отримують систему трьох рівнянь, на основі яких виводять три з чотирьох регульовальних параметрів правила керування (K , ω_1 , ω_2) в залежності від (K_p , ζ , ω_n) за допомогою рівнянь (8).

Щоб не захаращувати виклад, попередні рішення були сформульовані без урахування загального запізнювання контуру τ . При його наявності ці рішення стають набагато більш складними. Проте, рішення завжди є і можуть бути легко інтегровані в комп'ютерну програму синтезу правила. При цьому можна сформулювати наступні зауваження:

поліус поправкового члена прямого ланцюга є нестабільним ($\omega_2 < 0$);

параметри (K, ω_1, ω_2) є функцією K_p . З точки зору математики можна було б визначити K_p і два інших параметри в залежності від четвертого. Однак буде більш правильним залишити K_p як вільний параметр, оскільки його можна вибрати незалежно від динаміки замкненого контуру. Нульове значення K_p сприяє мінімізації кута атаки ракети, тоді як не нульове значення приведе до відстежування і регулювання орієнтації ракети-носія;

нуль поправкового члена компенсує стійку динаміку ракети $\omega_1 = \sqrt{A_6}$;

при $A_6=0$ полюс і нуль поправкового члена прямого ланцюга прагнуть до 0. Стійкість системи забезпечується випередженням фази, добре відомим в класичних способах керування і що визначається як $K_p + sK_v$.

Визначення параметрів правила показує, що вони були розраховані на основі параметрів вищого рівня (загасання і швидкість замкненого контуру). Це дозволяє встановити зв'язок між загасанням і запасом стійкості автоматичного регулювання, вираженим у вигляді межі посилення M_0 (нагадаємо, що межа посилення є значенням коефіцієнта посилення розімкненого контуру, коли його вхід і вихід зміщені по фазі на 180° , при цьому правильну нестабільність отримують при значенні межі посилення $= 1$), що отримується за допомогою рівняння (9).

Відмітимо, що доведення межі посилення здійснюють по $(\cdot)$, (загасання замкненого контуру). Зокрема, він є мінімальним при нульовому коефіцієнті посилення орієнтації ($K_p=0$). Його значення отримують з рівняння (10).

Якщо вибирають динаміку замкненого контуру, що визначається як $\omega_n = \sqrt{A_6}$ (в цьому випадку ракета-носії стабілізована), то межа посилення визначається виразом (11).

Цей вираз встановлює прямий зв'язок між загасанням і запасом стійкості.

Вищезгаданий метод можна застосовувати, навіть якщо вимірювання швидкості орієнтації недоступне. У цьому разі її оцінюють за допомогою чистого (наявність члена прямої передачі на високих частотах) або суворо чистого (обмеження коефіцієнта посилення фільтра на високих частотах з крутістю, щонайменше, дорівнює 20дБ на декаду) фільтра високих частот. Виберемо фільтр високих частот з обмеженням в 20дБ на декаду. Його вираз визначається рівнянням (12).

У цьому випадку правило керування стає моноконтурним правилом, архітектура якого показана на фіг.5.

Як і у випадку із зворотним сигналом швидкості орієнтації, вирази правила керування $(\omega_1, \omega_2, K_v)$ можуть бути повністю визначені шляхом розгортання замкненого контуру до третього порядку і в залежності від параметрів $K_p, \omega_n, \zeta, \omega_c$ і τ .

Вибір параметрів регулювання

Відстеження орієнтації обов'язково приводить до вимірювання кута атаки, яке може бути утруднене з точки зору спільних зусиль, діючих на ракету-носії. Тому вибір коефіцієнта посилення орієнтації здійснюють таким чином.

Необхідно встановити ненульове значення K_p , якщо потрібно забезпечити хороше відстеження орієнтації (старт, фаза польоту за межами атмосфери).

Низьке або нульове значення K_p необхідно вибрати для мінімізації кута атаки в критичних фазах польоту, відповідних максимальному динамічному тиску.

Значення CO_n визначає швидкість реакції у відповідь контуру керування. Пульсацію CO_n потрібно вибрати таким чином, щоб вирівнювання ракети-носія при максимальному динамічному тиску було сумісним з допустимим кутом атаки і характеристиками серворуля. Таким чином, регульовальний параметр CO_n тісно пов'язаний із задачею ефективності правила керування. При виборі (Q_n) необхідно враховувати погрішності в параметрах ракети-носія (задача надійності при ефективності).

Стійкість і надійність стійкості встановлюються параметром ζ , таким чином, щоб всі ракети-носії, ті, що характеризуються варіаціями параметрів A_6 і K_1 були стабілізовані при загасанні, щонайменше, рівному загасанню, заданому розробником.

Нестаціонарний розвиток правила

Враховуючи різні умови, виникаючі під час польоту (старт, відстеження траєкторії, стійкість ракети в критичних фазах, точність виведення на орбіту (цивільна ракета-носії) або точність стрільби (військова ракета)), найбільш прийнятне правило витікає з інтерполяції декількох лінійних правил, що розраховуються в різні моменти польоту. У цьому випадку параметри правила стають функціями часу. Оскільки структура поправкового члена є родовою, інтерполяцію цих параметрів можна здійснити напряму, при цьому вони зберігають одну і ту ж фізичну суть від одного моменту до іншого.

У момент t польоту визначають:

- параметри ракети-носія $A_6(t), K(t)$;
- коефіцієнт посилення орієнтації $K_p(t)$;
- швидкість контуру керування $\omega_n(t)$;

загасання $\zeta(X)$, яке можна вибрати постійним для всього польоту.

Параметри правила, відповідні моменту t , оцінюються на основі формул, що отримуються при обмеженому розгортанні замкненого контуру.

Процес синтезу поновлюється для p точок польоту ступеня, що розглядається. Загальне нестаціонарне правило отримують шляхом інтерполяції p стаціонарних правил.

Розширення структури правила

Аналітичне правило має дві родові базові форми в залежності від наявності або відсутності зворотного сигналу швидкості орієнтації, які отримують за допомогою рівнянь (13) і (14).

Ці форми можуть бути розширені, хоч суть рішення визначається однією з двох базових форм. Перша пропозиція складається в ускладненні однієї або іншої базової форми шляхом їх множення за допомогою фільтра будь-якого порядку. Цей фільтр призначений або для локального обмеження коефіцієнта посилення по частотах, щоб уникнути збудження гнучких режимів ракети-носія на окремих частотах, або для атенуації

коефіцієнта посилення контуру, починаючи з якої-небудь частоти, що визначається розробником.

Само собою зрозуміло, що можна використати інший тип фільтра, який не виконує ніякої іншої спеціальної функції, крім видимого ускладнення однієї з двох базових форм.

Фізична суть і типові значення параметрів

З урахуванням аналітичного виразу параметрів K_v , ω_1 , і $\epsilon\omega_2$ деяким з них можна додавати дане фізичне значення.

Пульсація ω_1 дорівнює $\sqrt{A_6}$ внаслідок динаміки самої ракети-носія. Здійснюють її компенсацію. Зокрема, можна записати, що пульсація со і пропорційна динамічному тиску в момент польоту, що розглядається, і зворотно пропорційна інерції ракети-носія. Її значення спочатку важко визначити кількісно, оскільки воно залежить від характеристик ракети-носія.

Вираз пульсації ω_2 є функцією швидкості, вибраною для контуру керування. Так само, як і в попередньому випадку, можна уточнити, що чим більше буде значення ω_2 , тим швидше буде працювати контур керування. На практиці швидкість контуру вибирають такою, щоб він не примушував засіб (ракета-носіє) виходити за межі власної динаміки $\sqrt{A_6}$.

Вираз коефіцієнта посилення K_v є відносно складним. Крім членів K_1 , A_6 , K_p і ω_n з'являється член загасання ζ , що є параметром, який встановлює стійкість і надійність стійкості контуру керування. З точки зору якості міра стійкості автоматичного регулювання тим вища, чим більше числове значення K_v , яке пропорційне ζ .

Приклад

Приведений нижче приклад показує застосування аналітичного синтезу стаціонарного правила керування для ракети-носія X. Значення параметрів A_6 і K_1 при максимальному динамічному тиску (відповідному фіксованій траєкторії) отримують з:

$$A_6 = 35 \pm 15 \text{ c}^{-2}$$

$$K_1 = 30 \pm 10 \text{ c}^{-2}$$

Мажоранта для стійкості ракети-носія відповідає:

$$A_6 = A_{6\max} = 50 \text{ c}^{-2}$$

$$K_1 = K_{1\min} = 20 \text{ c}^{-2}$$

Правило керування синтезують при максимальному динамічному тиску з вищезгаданими параметрами ракети-носія. Загасання динаміки замкненого контуру встановлюють:

$$\zeta = 0,3 \text{ (це необхідне загасання, що відповідає мажоранті)}$$

З метою мінімізації кута атаки при максимальному динамічному тиску встановлюють нульовий коефіцієнт посилення положення, тобто:

$$K_p = 0$$

Вибір параметра ω_n (встановлюючого швидкість автоматичного регулювання) визначають, перевіряючи, щоб його значення дозволяло не перевищувати швидкість і відхилення повороту, яких може досягнути руль. Передбачають, що значення ω_n відоме і дорівнює:

$$\omega_n = 3,5 \text{ рад/с}$$

Якщо це не відповідає припущенню, то етап синтезу поправкового члена повторюють доти, поки не знайдуть значення ω_n , сумісне з характеристиками руля, перевіреними за допомогою моделювання за часом.

Параметри поправкового члена отримують за допомогою рівнянь, що лежать в основі винаходу. Ми маємо (для $K_p = 0$)

$$\begin{aligned} \omega_1 &\approx \sqrt{A_{6\max}} = \sqrt{50} \approx 7 \text{ рад/с} \\ \omega_2 &\approx \frac{\sqrt{A_{6\max}} \omega_n^2}{A_{6\max} + K_1 K_p} \approx \frac{\sqrt{50} (3,5)^2}{50} \approx 1,74 \text{ рад/с} \\ K_v &= \frac{2\zeta\omega_n A_{6\max} + \sqrt{A_{6\max}} (\omega_n^2 + A_{6\max})}{K_{1\min} \omega_n^4} = \frac{2 \cdot 0,3 \cdot 7,5 \cdot 50 + \sqrt{50} (3,5^2 + 50)}{20 \cdot 3,5^2} \approx 2,27 \text{ c}^{-2} \end{aligned}$$

Застосування формул передбачає, що ланцюг керування не вносить запізнювання. Якщо таке припущення не перевірене, то необхідно наново оцінити аналітичні вирази параметрів поправкового члена з урахуванням наявності запізнювання ланцюга.

Межу посилення на низькій частоті отримують з аналітичного виразу

$$M_0 \approx 1 + \frac{2\zeta}{x + 1/x} \approx 1 + \frac{2 \cdot 0,3}{2 + 1/2} \approx 1,25, \quad \text{тобто } 2 \text{ дБ при } x = \frac{\sqrt{A_{6\max}}}{\omega_0} = \frac{\sqrt{50}}{3,5}$$

Моделювання за часом показує, що отримують максимальний поворот сопла в $5,6^\circ$ і максимальну швидкість повороту сопла в 30° . Ці цифри отримані для мажоранти з точки зору стійкості (випадок $A_{6\max}$, $K_{1\min}$, який називається випадком НЧ).

Частотні характеристики показані на фіг.6. Зокрема, за допомогою моделювання знову знаходять межу посилення, "розраховану у випадку мажоранти ($A_{6\max}$, $K_{1\min}$).

Часові характеристики, отримані шляхом розрахункового регулювання, показані у вигляді кривих на фіг.7 і 8.

Аналітичне правило керування дозволяє швидко виконати задачі стійкості і ефективності для сукупності ракет-носіїв, описані за допомогою варіацій параметрів A_6 і K_1 . На відміну від методів типу LQG або H_∞ , можна відмовитися від частотної ітерації, що перебуває в подальшій перевірці запасів стійкості. Часова ітерація, що дозволяє вибрати швидкість контуру керування, як і раніше необхідна, оскільки задача ефективності напряду пов'язана з природою збурень, діючих на ракету-носіє (вітер, пориви, внутрішні збурення і т.д.). Нестационарне розширення є прямим і не викликає особливих проблем з точки зору синтезу.

У разі необхідності, аналітичне правило керування можна розповсюдити на інші апарати, крім ракет-носіїв.

При принциповому розгляді можна зазначити, що його виробляють на основі моделі синтезу, виведеної з рівнянь механіки польоту, при цьому найбільш істотним припущенням є нестійкість літального апарату. Тому немає ніякого обмеження для того, щоб цей тип правила міг бути застосований для літаків, не стійких на одній або декількох осях польоту (тангаж, ролання і крен). Для цього досить застосувати рівняння механіки польоту для нестійких літаків. Це дозволить отримати нову модель синтезу, з якої можна вивести параметри аналітичного правила керування.

Переважно:

- для фази польоту визначають значення (Летах, Kimin) параметрів перехідного члена, мажоруючі зовнішні збурення;
- застосовують тест прийняття моделюванням для вибору коефіцієнта посилення орієнтації і членів швидкості і загасання для всього часу польоту і ці вибрані параметри застосовують протягом всього польоту, якщо вони пройшли перевірку на достовірність, а якщо немає, то час польоту розбивають на декілька фаз;
- перехідний член визначають для зовнішніх збурень, в основному виникаючих від дії атмосферного повітря;
- по подовжній осі і по вертикальній осі застосовують правила керування, визначені тим же методом, що і правило керування по горизонтальній осі.

Додаток: Формули

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q \\ I\dot{q} = Lf(QSC_{za}\alpha) + LfPc\beta \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = A_6\alpha + K_1\beta \end{cases} \quad (1)$$

$$mV\dot{\gamma} \approx QSC_{za}\alpha + Pc\sin(\beta + \alpha) \Rightarrow \dot{\gamma} \approx \frac{QSC_{za} + Pc}{mV}\alpha + \frac{Pc}{mV}\beta \quad (2)$$

Де

m: маса ракети-носія

Q: динамічний тиск

C_{za}: градієнт підйімальної сили

I: інерція по горизонтальній осі

S: посилальна поверхня апарату для підйімальної сили

Pc: реактивна тяга апарату

Lf: відстань (центр ваги - аеродинамічний фокус)

Lt: відстань (центр ваги - центр обертання сопла)

$$\theta = \gamma + \alpha + \arctan \frac{W}{V_{ax}} \approx \gamma + \alpha + \frac{W}{V_{ax}} \quad (3)$$

$$(4)$$

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &\approx \dot{\gamma} + \dot{\alpha} + g \\ g &\approx \frac{1}{V} \frac{dw}{dt} = \frac{1}{V} \frac{dw}{dz} \frac{dz}{dt} = \frac{V_z}{V} \frac{dw}{dz} \quad (\text{градієнт вітру}) \end{aligned}$$

де

Де ,
(Швидкість V_z є проекцією швидкості ракети-носія на вертикальну вісь)

$$\left(\frac{\theta}{\alpha} \right) = \frac{1}{(s^2 + \frac{QSC_{za} + Pc}{mV} s - A_6)} \left[\frac{K_1 + \frac{1}{s} \frac{QSC_{za} K_1 + (K_1 - A_6) Pc}{mV}}{K_1 - \frac{Pc}{mV} s} - \frac{A_6}{s^2} \right] \left(\frac{\beta}{w} \right) \quad (5)$$

$$\frac{Pc}{K_1 m^2} \approx \frac{QSC_{za} K_1 + (K_1 - A_6) Pc}{mV\omega} \quad (6)$$

$$\left(\frac{\theta}{\alpha} \right) = \frac{1}{(s^2 - A_6)} \left[\frac{K_1 - \frac{A_6}{V}}{K_1 - \frac{s^2}{V}} \right] \left(\frac{\beta}{w} \right) \quad (7)$$

$$Q = \frac{\theta}{\beta} = \frac{(1 - \omega/2) K_1}{(3 + \omega/2) s^2 - A_6} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} K_1 &= \frac{2\zeta\omega_n(A_6 + K_1 K_p) + \sqrt{A_6}(\omega_n^2 + A_6) + \sqrt{A_6} K_1 K_p}{K_1 \omega_n^2} \\ \omega_1 &= \sqrt{A_6} \\ \omega_2 &= -\frac{\sqrt{A_6} \omega_n^2}{A_6 + K_1 K_p} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$$M_d = 1 + \frac{2\zeta(\sqrt{A_6} \omega_n + \frac{\omega_n}{\sqrt{A_6}} K_1 K_p)}{\omega_n^2 + A_6 + K_1 K_p} > 1 \quad (10)$$

(10)

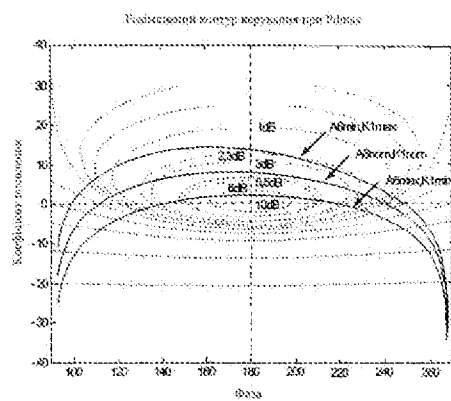
(13)

{12}

(правило із зворотними сигналами швидкості θ і орієнтації θ) (13)

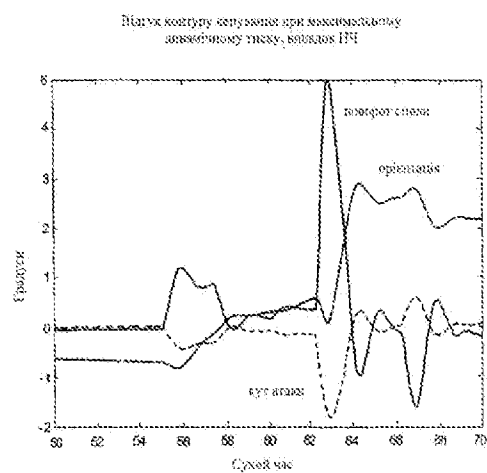
(правило без зворотного сигналу швидкості θ) (14)





Результаты контур коррекции для антенны ИЧ ($A_{\text{ИЧ}}, K_{\text{ИЧ}}$),
 радиостанция (антенна) ($A_{\text{РЧ}}, K_{\text{РЧ}}$), антенна ИЧ ($A_{\text{ИЧ}}, K_{\text{ИЧ}}$)

Фиг. 6



Пары максимального контур коррекции, антенна ИЧ ($A_{\text{ИЧ}}, K_{\text{ИЧ}}$)

Фиг. 7