

ПРОГРАМНІ ЗАСОБИ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

А.Ю. Дорошенко, В.М. Шимкович, В.О. Федоренко

Стаття присвячена розробці контролера системи управління векторною тягою двигуна реактивного винищувача, його розрахунку, моделюванню програмним пакетом MatLab та опису його мовою VHDL, який здатний здійснювати управління відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, що відповідає крейсерському режиму. У статті синтезований цифровий ПІД-регулятор для покращення якісних показників роботи. Розроблена загальна структурна схема, яка показує необхідні датчики з яких знімається інформація, блок управління, що виконує обробку даних та передає сформований сигнал на виконуючі пристрої (сервоприводи) для керування реактивним потоком у двигуні. Згідно до характеристик обраного сервопривода розроблено відповідну передатну функцію. Для покращення характеристик процесу управління реалізовано апаратно чотири паралельно діючих ПІД-регуляторів, з паралельними обчисленнями в кожному з блоків ПІД-регулятора, на одному чіпі FPGA.

Ключові слова: MatLab, VHDL, Векторна тяга, Контролер, Система управління, ПЛІС, ПІД-регулятор.

Статья посвящена разработке контроллера системы управления векторной тягой двигателя реактивного истребителя, его расчета, моделированию программным пакетом MatLab и описания его языке VHDL, который способен осуществлять управление отклонением реактивной струи двигателя от направления, соответствующей крейсерскому режиму. В статье синтезирован цифровой ПИД-регулятор для улучшения качественных показателей работы. Разработана общая структурная схема, которая показывает необходимые датчики, с которых снимается информация, блок управления, выполняет обработку данных и передает сформированный сигнал на исполняющие устройства (сервоприводы) для управления реактивным потоком двигателя. Согласно характеристик выбранного сервопривода разработана соответствующая передаточная функция. Для улучшения характеристик процесса управления реализовано аппаратно четыре параллельно действующих ПИД-регулятора, с параллельными вычислениями в каждом из блоков ПИД-регулятора, на одном чипе FPGA.

Ключевые слова: MatLab, VHDL, Векторная тяга, Контролер, Система управления, ПЛИС, ПИД-регулятор.

The article is devoted to the development of the controller of the vector control system for the engine of a jet fighter, its calculation, modeling with MatLab software package and description in its language VHDL, which is able to control the deviation of the jet engine from the direction corresponding to the cruising regime. The article synthesizes a digital PID regulator to improve quality performance. We develop a general block diagram which shows the necessary sensors from which information is taken off, a control unit that performs data processing and transmits the generated signal to actuators (servo drives) for controlling the jet flow in the engine. According to the characteristics of the selected servo, an appropriate transfer function is developed. To improve the control process characteristics, four parallel operating PID regulators, with parallel calculations in each of the PID controller blocks, on one FPGA chip are implemented.

Key words: MatLab, VHDL, Vector Traction, Controller, Control System, FPGA, PID Regulator.

Вступ

В Україні на даний момент проводиться модернізація літаків МіГ-29 та СУ-27. Але вдосконалення стосується, здебільшого, озброєння. Проводяться роботи по відновленню радянських та пострадянських літаків, на це витрачається дуже багато грошей та ресурсів. Літні характеристики вдосконалюються новими або модернізованими старими двигунами. Управління вектором тяги дає змогу покращити літні характеристики літаків та дещо спростити управління для пілота. Для підвищення маневреності є дві схеми управління вектором тяги: в одній площині, та управління у всіх площинах [1–4].

Управління вектором тяги реактивного двигуна – відхилення реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму [5, 6].

Технологія управління векторною тягою у реактивних винищувачах має місце у військовому застосуванні. Важливою характеристикою літаків даного типу є маневреність, тому актуальною є розробка такого контролера, який забезпечить оптимальне виконання команд та може управляти поворотом двигуна міняючи вектор польоту літаків СУ-27 та МіГ-29 українських модифікацій їх двигунів.

На теперішній час в Україні проводяться модернізації літаків СУ-27, МіГ-29 за такими характеристиками: на 30 % збільшена дальність виявлення повітряних цілей; підвищено точність застосування некерованих засобів ураження по наземних цілях; реалізована можливість виконання навігаційного бомбометання з горизонтального польоту і пологого калібрування по цілях з відомими координатами; підвищено точність літаководіння по маршруту і виведення літака в задану точку з відхиленням не більше 50 м з використанням апаратури споживачів супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR СН-3307-02; реалізований захід на посадку та посадка на необладнаний аеродром по відомим координатам контрольної точки; реалізована можливість розвідки цілей з запам'ятовуванням координат; реалізована можливість польоту літака за маршрутом в режимі "радіомовчання", без використання радіотехнічних засобів, які працюють на випромінювання; реалізована

можливість польоту літака з міжнародних трас з використанням маяків VOR /DME; реалізована можливість інструментального заходження на посадку з використанням маяків ILS /DME; реалізована можливість роботи з вторинними радіолокаторами АТС RBC в режимах АС і А; забезпечується реєстрація параметричної, бінарної, цифрової, аудіо та відео інформації на аварійному накопичувачі в реальному масштабі часу; забезпечується реєстрація аудіо і відео інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи САВР-27У; забезпечується реєстрація параметричної, цифрової, в тому числі і від СІК-Б, інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи Екран-02М-3 в реальному масштабі часу; реалізована можливість використання сучасних засобів обробки польотної інформації із застосуванням алгоритмів автоматизованого контролю за допомогою ПК для виконання поглибленого аналізу і розширеної діагностики технічного стану бортового обладнання та двигунів, що дозволить при накопиченні бази даних перейти на експлуатацію літаків за технічним станом; реалізована можливість виконання поглибленої оцінки дій льотчика при виконанні польотного завдання на основі зареєстрованої аудіо та відеоінформації.

В Україні ведуться роботи по модернізації обладнання, озброєння, дальності видимості літаків, перешкодозахищеності, надійності і ремонтпридатності і інші модифікації, але робота по впровадженню технологій відхилення вектора тяги не ведеться. Зараз дуже актуально застосувати всеракурсне відхилення векторної тяги, що робить управління літаками більш точним, більш впевненим і більш енергійним, практично незалежним від величини кута атаки, причому як при виконанні елементів надманевреності, так і при традиційному пілотуванні.

Метою роботи є розробка мікропроцесорного контролера, який здатний здійснювати управління відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, що відповідає крейсерському режиму, в реальному часі.

Постановка задачі

Управління вектором тяги можливе за рахунок руху всього сопла чи його окремих частин, що можна досягти за допомогою газодинамічного управління вектором тяги асиметричною подачею управляючого повітря в тракт сопла [7, 8].

В даний час керування вектором тяги забезпечується, в основному, за рахунок повороту всього сопла або його частини.

Конструкція схеми сопла, показана на рис. 1, а, з відхиленням потоку у дозвуковій частині, повинна мати додатковий вузол, що забезпечує відхилення сопла цілком. Схема сопла з відхиленням потоку тільки в надзвуковій частини на рис. 1, б фактично не має ніяких спеціальних елементів для забезпечення відхилення вектора тяги. Відмінності в роботі цих двох схем виражаються в тому, що для забезпечення одного і того ж ефективного кута відхилення вектора тяги схема з відхиленням в надзвуковій частини вимагає великих керуючих моментів. На рис. 1, в показано комбіноване управління сопла.

Високої ефективності управління вектором тяги можна домогтися з допомогою газодинамічного управління вектором тяги за рахунок асиметричної подачі керуючого повітря в тракт сопла.

Газодинамічне сопло використовує «струминну» техніку для зміни ефективної площі сопла і відхилення вектора тяги, при цьому механічно сопло не регулюється. У цьому соплі відсутні гарячі високонавантажені рухливі деталі, воно добре компонується з конструкцією літального апарату, що зменшує масу останнього.

Зовнішні контури нерухомого сопла можуть плавно вписуватися в обводи літака, покращуючи характеристики конструктивної малої помітності. У цьому соплі повітря від компресора може направлятися в інжектори в критичному перерізі і в частині, що розширюється для зміни відповідного критичного перерізу і управління вектором тяги.

Конструкції струменевих сопел відрізняються різноманітністю силових і газодинамічних схем.

Розглянемо конструкцію з використанням частини, що розширюється в надзвуковій частині сопла для створення бічної сили тяги. З цією метою вихідний розтруб сопла переводиться в режим перерозширення і з однією з сторін сопла, на його бічній поверхні відкриваються отвори для доступу атмосферного повітря. При цьому струмінь з двигуна прилипає до протилежної сторони сопла.

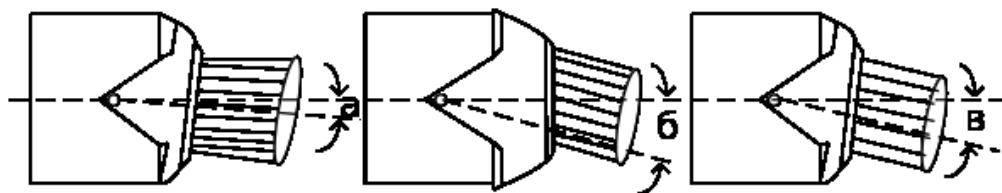


Рис. 1. Схеми сопел з механічним управлінням векторною тягою

Схема і принцип дії «струминного» сопла показано на рис. 2.

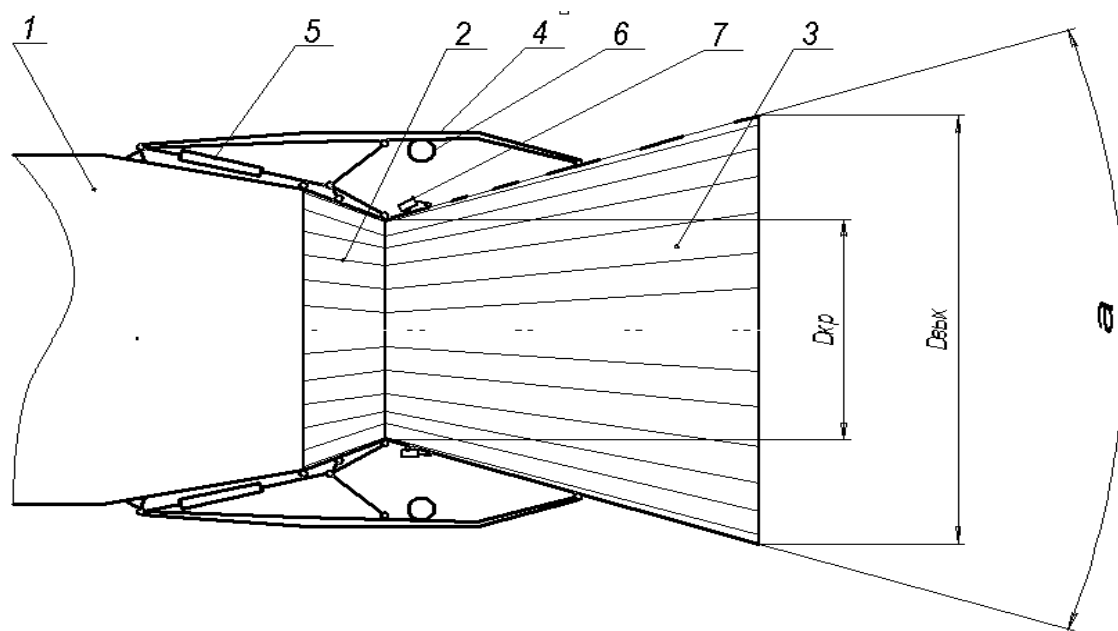


Рис. 2. Схема струминного сопла управління векторною тягою

На схемі струминного сопла управління векторною тягою, рисунок 2, зображено: 1 – двигун (газогенератор двигуна); 2 – звужена частина сопла з вхідними внутрішніми стулками; 3 – частина сопла, яка розширюється з вихідними внутрішніми стулками; 4 – зовнішні кронштейни регульованого сопла; 5 – приводи регульованого сопла з тягами; 6 – приводи частини сопла, яка розширюється; 7 – приводи заслінок на стулках регульованого сопла; 8 – заслінки рухливі, керовані. Виникнення керуючих сил забезпечується наступним порядком операцій: На першій фазі роботи сопла збільшують кут відхилення стулок розширюється частина сопла – кут α встановлення вихідних стулок частини 3 сопла, яке розширюється.

На другій фазі, на режимі утворення керуючих зусиль на частині поверхні сопла відкривають заслінки 8 для надходження атмосферного повітря на частині бічної поверхні частини сопла 3, яке розширюється. Перемикання заслінок 8 на протилежній половині бічної частини сопла, яке розширюється призводить до відхилення струменя і вектора тяги двигуна на кут β в протилежному напрямку.

Для створення керуючих зусиль у двигуні з надзвуковим соплом можна дещо змінити надзвуковій частину вже існуючого сопла. Ця відносно нескладна модернізація вимагає мінімальної зміни основних деталей і вузлів вихідного, штатного сопла.

Застосування всеракурсного відхилення вектора тяги на цих літаках дозволяє здійснювати не тільки управління винищувачем на маневрах, в тому числі на режимах зверхманевреності – на дуже великих кутах атаки і мінімальних швидкостях, але і стабілізацію параметрів польоту по всім трьох осях при звичайному пілотуванні, забезпечуючи скорочення витрат на балансування і, відповідно, витрати палива [9–12]. Просторове відхилення векторної тяги дає можливість отримувати великі кутові швидкості крену і забезпечувати ефективне управління за курсом при польоті на великих кутах атаки, коли традиційні аеродинамічні органи управління значно втрачають свою ефективність, а також суттєво збільшувати кутові швидкості по тангажу [13–15].

Вирішення задачі

Розроблена структурна схема блока управління та показана на рис. 3. На структурній схемі показані датчики з яких знімається поточна інформація, яка поступає до блока управління. У блоці управління інформація проходить обробку даних та перетворення сигналів у потрібний вигляд для формування керуючого впливу на сервоприводи та для зв'язку із бортовою системою літака. Сервоприводи в свою чергу виконують повороти заслінок вверх-вниз вліво-вправо для направлення вектора тяги у потрібному напрямку.

Для переміщення виконавчого органу в системах автоматичного регулювання або дистанційного управління застосовується сервопривід. За способом управління сервоприводи бувають аналогові і цифрові. Аналогові управляються аналоговим сигналом – частотою, параметри якої задаються за допомогою широтно-імпульсної модуляції або ШІМ. Цифрові управляються цифровим сигналом, що представляє собою кодові команди, що передаються по послідовному інтерфейсу.

Блок управління виконує функцію перетворення вхідних сигналів. Інформація з датчиків надходить до нормуючих перетворювачів які перетворюють діапазон зміни електричних сигналів, що знімаються з датчиків, до діапазону, що відповідає обраному аналого-цифровому перетворювачу (АЦП). Оскільки інформаційні сигнали в більшості систем керування – низькочастотні, то для придушення високочастотних завад використовуються фільтри нижніх частот. З виходу АЦП інформація в паралельному двійковому коді надходить у ведений МК, що порівнює поточне значення контрольованого параметру з заданим значенням і виробляє керуючий вплив відповідно до сигналу розузгодження та закону ПІД-регулятора. Цей вплив поступає з мікроконтролера у паралельному двійковому коді та супроводжується стробуючим сигналом, який в свою чергу записує керуючий вплив до регістрів.



Рис. 3. Схема струйного сопла управління векторною тягою

Керуючий сигнал – це імпульсний сигнал з ШІМ (широтно-імпульсною модуляцією), що представляє собою послідовність прямокутних імпульсів з амплітудою 3–5 В і тривалістю від 0.9 до 2.1 мс. Тривалість імпульсу визначає положення виконавчого механізму. Мінімальне значення (1 мс) – означає розворот в крайне ліве (або проти годинникової стрілки –400...–800 в залежності від моделі) положення, середнє значення (1.5 мс) – центральне положення штока, а максимальне значення (2 мс) – крайнє праве (за годинниковою стрілкою +40°...+80° в залежності від моделі) положення.

Згідно до характеристик сервопривода та його опису передавальна функція буде виглядати наступним чином:

$$W(s) = \frac{0.48}{0.00015s^2 + 0.05s + 0.696}$$

Для моделювання роботи сервопривода в програмному пакеті MatLab створено модель системи управління рис. 4.

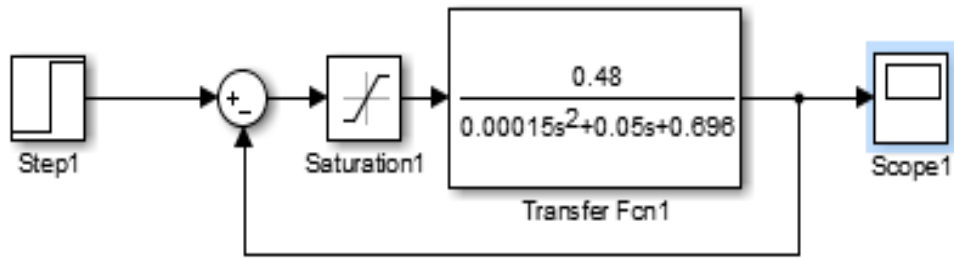


Рис. 4. Модель дослідження характеристик сервопривода
Використаємо функцію одиничного скачка (одиничну функцію):

$$X(t) = 1(t) = 0, \text{ при } t < 0$$

$$X(t) = 1(t) = 1, \text{ при } t \geq 0$$

Її зображення по Лапласу має вигляд:

$$X(p) = \int_0^{\infty} e^{-pt} dt = \frac{1}{p}$$

Коефіцієнт підсилення сервопривода $k = 1$, постійна змінна $T = 0.1c$.

Відповідно, відображення вихідного сигналу:

$$Y(p) = \frac{1}{p(0.1p+1)}$$

За таблицею:

$$y(t) = 1 - e^{-10t}$$

На рис. 5 показано реакцію системи, перехідний процес, управління сервоприводом на вхідний одиничний скачок.

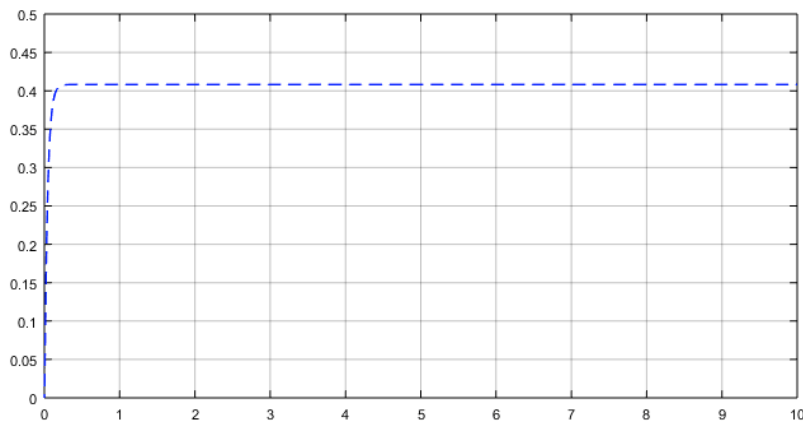


Рис. 5. Перехідний процес управління сервоприводом

Для покращення характеристик перехідного процесу було синтезовано та промодельовано ПД-регулятор, рис. 6.

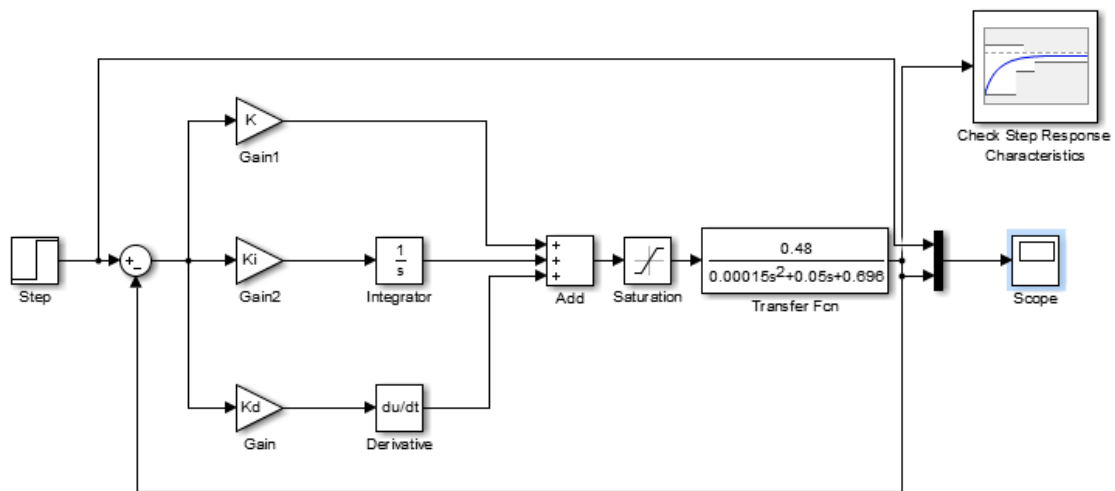


Рис. 6. Схема управління сервоприводом з ПІД-регулятором

За допомогою MatLab та Step Response, налаштовуючи коефіцієнти, отримаємо наступні коефіцієнти: $K_p=1.7621$, $K_d = 0.7517$, $K_i = 2.4993$.

Як видно з рис. 7 показники якості перехідного процесу покращились. За графіком визначимо такі показники якості САУ: максимальне значення вихідної величини $h_{\max}=1$; стає значення вихідної величини $h_{\text{уст}}=1$; перерегулювання складає 0%; час перехідного процесу $t_{\text{пт}}=2.13\text{с}$; час усталений $t_{\text{уст}}=3.63\text{с}$.

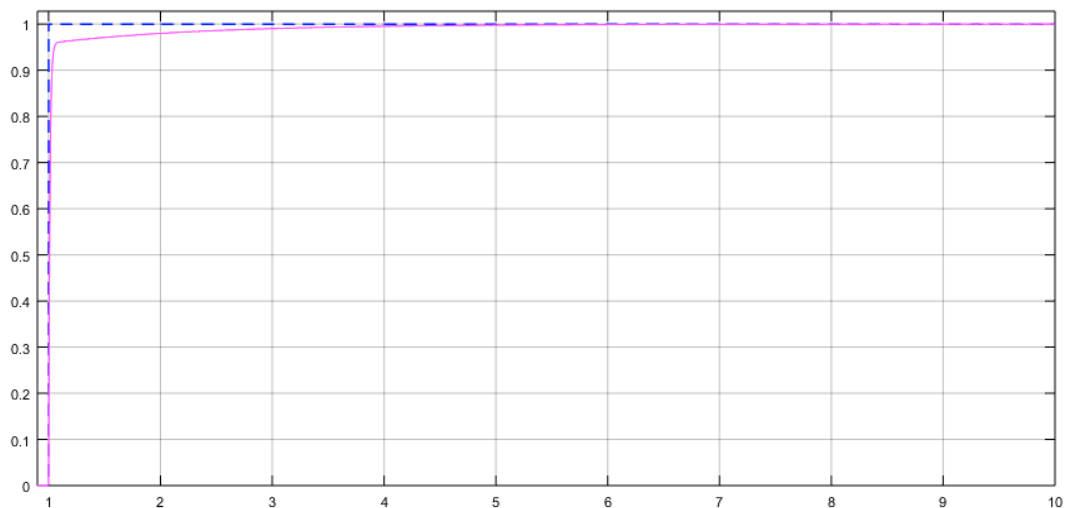


Рис. 7. Перехідний процес в системі управління сервоприводом з оптимізованими коефіцієнтами ПІД-регулятора

У цьому проєкті для керування замкнутим циклом застосовується алгоритм ПІД при його апаратній реалізації [16, 17]. Це найпоширеніший закон управління, і було продемонстровано, що його можна ефективно використовувати для керування постійним струмом сервомотора.

ПІД-регулятор описується в диференціальному рівнянні як:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right], \quad (7)$$

де K_p – пропорційний коефіцієнт, T_i – інтегральна постійна часу, T_d – похідна постійна часу.

Для невеликого інтервалу вибірки T це рівняння можна перетворити на диференціальне рівняння за допомогою дискретизації. Диференціальне рівняння може бути реалізоване цифровою системою, як в апаратному, так і в програмному забезпеченні. Похідний термін просто замінюється диференціальним вираженням першого порядку та інтегралом за сумою, таким чином, диференціальне рівняння дається як:

$$u(n) = K_p \left[e(n) + \frac{T}{T_i} \sum_{j=0}^n e(j) + \frac{T_d}{T} (e(n) - e(n-1)) \right]. \quad (8)$$

Рівняння (8) можна переписати як:

$$u(n) = K_p e(n) + K_i \sum_{j=0}^n e(j) + K_d (e(n) - e(n-1)), \quad (9)$$

де $K_i = K_p T / T_i$ інтегральний коефіцієнт, а $K_d = K_p T_d / T$ коефіцієнт похідної. Для обчислення суми, всі попередні помилки, $e(0) \dots e(n)$, повинні бути збережені. Цей алгоритм називається «алгоритмом позиції». Альтернативний рекурсивний алгоритм характеризується розрахунком керуючого виходу $u(n)$, на основі $u(n-1)$ та терміну корекції $\Delta u(n)$. Для отримання рекурсивного алгоритму спочатку обчислимо $u(n-1)$ на основі рівняння (9):

$$u(n-1) = K_p e(n-1) + K_i \sum_{j=0}^{n-1} e(j) + K_d (e(n-1) - e(n-2)). \quad (10)$$

Потім обчислити термін коригування як:

$$\Delta u(n) = u(n) - u(n-1) = K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2), \quad (11)$$

де

$$\begin{aligned} K_0 &= K_p + K_i + K_d \\ K_1 &= -K_p - 2K_d \\ K_2 &= K_d \end{aligned} \quad (12)$$

Рівняння (11) називається «додатковим алгоритмом». Поточний контрольний вихід розраховується як:

$$u(n) = u(n-1) - \Delta u(n) = u(n-1) + K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2). \quad (13)$$

У реалізації ПД-регулятора за формулою (13) дозволяє уникнути накопичення всіх минулих помилок і може здійснювати плавне переключення з ручного на автоматичний режим, на відміну від алгоритму позиції.

У режимі ПД-регулятора, збільшення пропорційного коефіцієнту підсилення K_p може збільшити швидкість відповіді системи, зменшити усталену помилку, але не повністю виключити. Крім того, продуктивність замкнутої системи стає більш коливальною і займає більше часу, щоб встановитися після порушення, оскільки збільшуються збурення. Щоб уникнути цих труднощів в систему вносять інтегральну складову K_i та диференційну складову K_d , вони можуть усунути усталену помилку та підвищити стабільність системи.

Для апаратної чи програмної реалізації алгоритм роботи ПД-регулятора (13) можна описати простими математичними операціями:

$$\begin{aligned} e(n) &= P_d + (-P), \\ p_0 &= K_0 \cdot e(n), \\ p_1 &= K_1 \cdot e(n-1), \\ p_2 &= K_2 \cdot e(n-2), \\ s_1 &= p_0 + p_1, \\ s_2 &= p_2 + u(n-1), \\ u(n) &= s_1 + s_2. \end{aligned} \quad (14)$$

Для підвищення швидкодії роботи даного алгоритму за рахунок паралельних операцій, кожна базова операція реалізується як окремий обчислювальний блок.

Для розрахунку коефіцієнтів буде використано представлене вище та рівняння 12:

$$\begin{aligned} K_0 &= 1.7621 + 0.7517 + 2.4993 = 5.0131 \\ K_1 &= 1.7621 - 2 \cdot 0.7517 = 0.2587 \\ K_2 &= 0.7517 \end{aligned}$$

Для реалізації швидкодіючого контролера системи управління в якості основного обчислювального чіпу був обраний ПЛІС – програмована інтегральна логічна схема [16–19]. ПЛІС – електронний компонент, що використовується для створення цифрових інтегральних схем. На відміну від звичайних цифрових мікросхем, логіка роботи ПЛІС не визначається при виготовленні, а задається за допомогою програмування. Для цього використовуються програматори і налагоджувальні середовища, що дозволяють задати бажану структуру цифрового пристрою у вигляді принципової електричної схеми або програми на спеціальних мовах опису апаратури (Verilog, VHDL, AHDL та інші). ПЛІС широко використовується для побудови різних за складністю і можливостям цифрових пристроїв. Розширення сфери застосування ПЛІС визначається зростаючим попитом на пристрої з швидкою перебудовою виконуваних функцій, скороченням проектно-технологічного циклу нових або модифікованих виробів, наявністю режимів зміни внутрішньої структури в реальному часі, підвищенням швидкодії, зниженням споживаної потужності, розробкою оптимізованих поєднань з мікропроцесорами і сигнальними процесорами (DSP), а також зниженням цін на ці пристрої. Тому реалізація на базі ПЛІС багатопотокового, паралельного та швидкодіючого контролера системи управління векторною тягою реактивного двигуна є доцільною [18, 19].

Обчислювальний процес, реалізований за допомогою цього алгоритму, апаратна реалізація ПД-регулятора при паралельних обчисленнях використала 284 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Швидкість обрахунку керуючого впливу ПД-регулятора, як загальна затримка комбінаційної схеми блоку, становила 45,1 нс. Для реалізації контролера з управлінням чотирма сервоприводами на одному чіпі реалізовано чотири паралельних ПД регулятора, використавши ресурс рівний 1136 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Синтез та симуляція, виконані в програмному забезпеченні Xilinx ISE DesignSuite 13.2 та ISE Simulator (ISim), використовуючи сімейство чіпів Spartan 3. При використанні чіпів інших сімейств, розміри зайнятого ресурсу та продуктивності будуть відрізнятися.

Висновки

В роботі вирішено актуальну науково технічну задачу підвищення швидкодії та точності роботи контролера управління векторною тягою двигуна реактивного винищувача. Розроблена загальна структурна схема, яка показує необхідні датчики з яких знімається інформація, блок управління, що виконує обробку даних та передає сформований сигнал на виконуючі пристрої (сервоприводи) для керування реактивним потоком у двигуні.

Згідно до характеристик обраного сервопривода було взято відповідну передатну функцію. Для покращення характеристик перехідного процесу було використано ПД-регулятор. В результаті було отримано позитивний результат, який дав нам змогу пересвідчитись у покращенні результатів за допомогою середовища Matlab.

Література

1. Системы управления вооружением истребителей: Основы интеллекта многофункционального самолета / Л.Е. Баханов, А.Н. Давыдов, В.Н. Корниенко и др.; под ред. Е.А. Федосова. М.: Машиностроение, 2005. 400 с.
2. U.S. Air Force strategic deterrence analytic capabilities: An assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment [Text]. National research council of the National academies. Washington: National academies press. 2014. 157 p.
3. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. М.: Воениздат, 2007. 480 с.
4. Володин В.В. Формирование облика боевых самолетов и системный анализ: методический, практический и исторический аспекты. Полет. 2011. № 5. С. 10–19.
5. Gunston, Bill. Jane's All the World's Aircraft: development & production: 2015-16. / Bill Gunston. IHS Global, 2015. 1221 p.
6. World Air Forces 2015. Special report /Flight International. Flight global insight, 2015. 36 p.
7. Тарасенко А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. Динамика полёта и боевого маневрирования летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. 512 с.
8. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей; под общей ред. В.А. Скибина. М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.
9. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger et al. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2015. Vol. 53. P. 156–166.
10. Candon M.J., Ogawa H. Thrust augmentation optimization through supersonic afterburning in scramjet engine nozzles via surrogate assisted evolutionary algorithms. *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 116. P. 132–147.
11. Володин В.В. Особенности проектирование реактивных самолетов вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1985. 224 с.
12. Павленко В.Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете. М.: Машиностроение, 1987. 200 с.
13. Павленко В.Ф. Силовые установки летальных аппаратов вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1972. 284 с.
14. Попов К.Н. Сопла ВРД с отклоняемым вектором тяги. М.: Машиностроение, 1979. 144 с.
15. Mattingly Jack D., Heiser William H., Pratt David T. Aircraft engine design. AIAA education series, 2002. 691 p.
16. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Fedorchuk V.V., and Goy A.A., Neural controller stability of moving object with the hardware and software realization on FPGA, *Visnyk NTUU "KPI" Informatics, operation and computer systems*, 2015. N 63. P. 4–11.
17. Kravets P.I., Shymkovych V.M. and Samoty V. Method and technology of synthesis of neural network models of object control with their hardware implementation on FPGA, 2017 9th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS), Bucharest, Romania. 2017. P. 947–951. doi: 10.1109/IDAACS.2017.8095226

18. Petr I. Kravets, Tatyana I. Lukina, Valeriy A. Zhrebko, Vladimir N. Shimkovich. Methods of Hardware and Software Realization of Adaptive Neural Network PID Controller on FPGA-Chip. *Journal of Automation and Information Sciences*. New York, USA. 2011. Vol. 43. Issue 4. P. 70–77.
19. Kravets P., Shymkovych V., Yurchenko Z. Proceedings of The Fourth International Conference on 'Automatic Control and Information Technology' (ICACIT'17) December 14–16, 2017 Cracow, Poland. P. 122–129.

References

1. The weapons control system of fighters: the Basics of intelligence multifunction aircraft / L.E. Bakhany, A.N. Davydov, V.N. Kornienko and others; ed. by E.A. Fedosov. – Moscow: Mechanical Engineering, 2005. 400 p.
2. U.S. Air Force strategic deterrence analytical capabilities: an assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment. – National research council of the National academies. Washington: National academies press. 2014. 157 p.
3. Obolensky Y.G. Flight Control maneuverable aircraft. Moscow: Military Publishing, 2007. 480 p.
4. Volodin V.V. Formation of combat aircraft shape and system analysis: methodical, practical and historical aspects. Polet. 2011. N 5. P. 10–19.
5. Gunston Bill. Jane's all the World's Aircraft: development and production: 2015-16. IHS Global, 2015. 1221 p.
6. World Air Forces 2015. Special report / Flight international. Flight global insight, 2015. 36 p.
7. Tarasenko A.M., Braga V., Taranenko V.T. Dynamics of flight and combat maneuvering of aircraft. M.: VVIA im. prof. E. Zhukovsky, 1984. 512 p.
8. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. The works of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines /; under the General editorship of V.A. Skibin. Moscow: TsIAM, 2010. 678 p.
9. Assessment of gas on the thermodynamic characteristics of fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger et al // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2015. Vol. 53. P. 156–166.
10. Candon J.M., Ogawa H. Thrust augmentation through optimization of supersonic afterburning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms. Acta Astronautica. 2015. Vol. 116. P. 132–147.
11. Volodin V.V. Features of design of vertical take-off and landing jets. Moscow: Mechanical Engineering, 1985. 224 p.
12. Pavlenko V.F. Power plant with the rotation of the thrust vector in flight. Moscow: Mechanical Engineering, 1987. 200 p.
13. Pavlenko V.F. power plants of vertical take-off and landing aircraft. Moscow: Mechanical Engineering, 1972. 284 p.
14. Popov K.N. WFD nozzle with thrust vectoring. M.: Mechanical Engineering, 1979. 144 p.
15. Mattingly Jack D. Aircraft engine design / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. – AIAA education series, 2002. – 691 p.
16. Petr I. Kravets, Tatyana I. Lukina, Valeriy A. Zhrebko, Vladimir N. Shimkovich. Methods of Hardware and Software Realization of Adaptive Neural Network PID Controller on FPGA-Chip. // Journal of Automation and Information Sciences. New York, USA, 2011, Vol. 43. Issue 4. P. 70–77.
17. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Posvistak T.V., Telenyk S.F. FPGA Implementation of the PID Algorithm for Real Time Ball Balancing on the Platform. Proceedings of The Fourth International Conference on 'Automatic Control and Information Technology' (ICACIT'17) December 14-16, 2017 Cracow, Poland. P. 160–169.
18. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Fedorchuk V.V., and Goy A.A., Neural controller stability of moving object with the hardware and software realization on FPGA, Visnyk NTUU "KPI" Informatics, operation and computer systems, 2015, N 63. P. 4–11.
19. Kravets P. I., Shymkovych V. M. and Samoty V. Method and technology of synthesis of neural network models of object control with their hardware implementation on FPGA, 2017 9th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS), Bucharest, Romania, 2017. P. 947–951. doi: 10.1109/IDAACS.2017.8095226

Про авторів:

Дорошенко Анатолій Юхимович,
 доктор фізико-математичних наук,
 професор, завідувач відділу теорії комп'ютерних обчислень
 Інституту програмних систем НАН України,
 професор кафедри автоматизації та управління в технічних системах
 Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".
 Кількість наукових публікацій в українських виданнях – понад 150.
 Кількість наукових публікацій в зарубіжних виданнях – понад 50.
 Індекс Хірша – 5.
<http://orcid.org/0000-0002-8435-1451>,

Шимкович Володимир Миколайович,
 асистент кафедри автоматизації та управління в технічних системах
 Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".
 Кількість наукових публікацій в українських та зарубіжних виданнях – понад 30.
<http://orcid.org/0000-0003-4014-2786>,

Федоренко Владислав Олександрович,
 студент кафедри автоматизації та управління в технічних системах
 Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".

Місце роботи авторів:

Інститут програмних систем Національної академії наук України.
03187, м. Київ-187, проспект Академіка Глушкова, 40, корпус 5.
Тел.: +380 (44) 526 3559.
Факс +380 (44) 526 6263.
E-mail: doroshenkoanatoliy2@gmail.com.

Національний технічний університет України "КПІ імені Ігоря Сікорського",
проспект Перемоги 37, м. Київ.
Тел.: +38 (097) 602 5173.
E-mail: shymkovych.volodymyr@gmail.com.