直昇機主旋翼轉速控制系統

陳傳生 [1] 馮騰榔 [1.2] 林章豪 [1]

[1] 元智大學機械研究所

[2] 南亞技術學院機械系

摘要

模型直昇機在飛行時，主旋翼為其升力與推力的主要來源。當主旋翼的負荷改變而產生過大的轉速變化時，會造成升力不穩定並且使旋翼與機身發生震動。因此一個良好的飛行控制，其主旋翼轉速的穩定性也是很重要的一環，所以我們便針對模型直昇機的引擎轉速設計一套控制系統。在規劃模型直昇機的引擎轉速控制系統時，由於 CAN 通訊協定具有即時通訊的功能，而且是個多主系統多路傳輸通信協定系統，適用於多個微處理器的系統，所以我們運用 CAN 通訊系統，將兩顆微處理器（其中一顆微處理器測量尾旋翼轉速，另一顆微處理器負責操控油門伺服馬達以控制模型直昇機的轉速）構成一套模型直昇機的引擎轉速控制系統。另外在設計過程中我們使用數位信號處理器作為一個開發站台，負責傳送控制命令與接收資料，提供使用者一個即時操作介面，整個系統都以 CAN 通訊協定進行。在此控制系統架構下，我們針對引擎的油門命令到尾旋翼轉速做系統鑑別實驗，並且運用 RST 設計方法設計出一個防止積分飽和控制器，然後經由負荷實驗來測試控制器的性能，發現在相同的干擾情況下，控制器將主旋翼的轉速偏差值由開迴路時的 7.3 rps 降至 1.8 rps，成功地完成一套模型直昇機的引擎轉速控制系統。

關鍵詞：模型直昇機， 旋翼轉速控制， CAN 通訊協定， 系統鑑別。

*Email: bbcnews@hotmail.com Tel:03-4361070#614 Fax:03-4384670

Rotor Speed Control in Helicopter

Chwan-Hsen Chen [1] Teng-Lang Feng [1.2] Jhang-Hao Lin [1]

[1]Department of Mechanical Engineering, Yuan-Ze University

[2]Department of Mechanical Engineering, Yuan-Ze University/ Deaprtment of Mechanical Engineering, Nanya Institute of Technology

Abstract

We design a rotor speed controller for R/C model helicopter to limit the vibration and jitter due to the unstable lift and thrust force caused by main rotor under varying rotor speed. We implement the CAN bus to regulate the rotor speed as CAN bus has real time protocol and multi processor function. Two Microchip PIC18F458 are installed in our model helicopter. One Microchip PIC18F458 measures the engine speed from the tail rotor, and the other control the servo motor to actuate the fuel valve. DS1103 of dSPACE is a signal processor to collect the data and control the helicopter in manual mode through the CAN bus protocol. In our control system, we focus the fuel valve actuation and tail rotor speed to design a system identification. RST controller with anti-windup function has been test successfully with real loading and disturbance imposed, and the differential rotor speed reduced to 2.5 rpm compare to 7.3 rpm under open loop control.

Keyword: model helicopter, control of rotor speed, CAN bus, system identification

壹、前言

近年來由於直昇機的應用越來越廣泛，也因此開始吸引人們對直昇機的重視以及作各種相關研究，像是直昇機的飛行模擬，直昇機的慣性導航系統，及各種飛行姿態的自動控制等等。

在自動飛行控制的文獻中，由於直昇機的升力大小是由主旋翼的轉速與攻角所決定的，為了要達到良好的升力與高度控制，所以大部分都有將主旋翼轉速做簡單的定速控制。Roberts，2002[1]等人，對模型直昇機做飛行控制時，將主旋翼的轉速維持固定，只利用主旋翼的攻角來改變升力大小。他們安裝一個霍爾感測器（Hall-effect sensor）在尾旋翼的傳動齒輪以量測主旋翼的轉速，並且以 PI 前饋（Feedforward）控制架構來設計模型直昇機的轉速控制器。Gavrilets 等人[2][3]，利用磁力感測器量測主旋翼轉速，並用 PI 回授（Feedback）控制器來維持主旋翼轉速固定。但因有積分控制，導致誤差累積，使得控制器飽和，而無法控制。

在探討轉速控制的文獻方面，van Nieuwstadt，1995[4]等人，以 LQR（Linear Quadratic Regulator）controller、Loop-shaping controller、H_∞ controller 三種控制理論分別對遙控電動直昇機轉速作控制。他們在尾旋翼安裝轉速計以測量模型直昇機轉速，並對模型直昇機的 DC 馬達做系統鑑別。在開迴路的系統下，他們將直昇機尾旋翼轉速維持在 87 rps，對 Yaw 軸（機首的偏航）作正負旋轉來模擬 disturbance 的狀況，改變尾旋翼的負載（load），使尾旋翼轉速造成最大誤差為 4.8 rps。然後在相同 disturbance 的狀況下設計 Linear Quadratic Regulator（LQR）controller、Loop-shaping controller、H_∞ controller 三種控制器分別對模型直昇機做定轉速控制，其共同的控制目標為將由 d（disturbance）到 y（rotor speed）的轉移函數（transfer function）降到最小。其尾旋翼轉速的控制結果如下，LQR controller 的控制最大誤差為 2.4 rps，Loop-shaping controller 的控制最大誤差為 2.1 rps，H_∞ controller 的控制最大誤差為 1.8 rps，比較其實驗結果，他們發現 H_∞ controller 控制的效果比其他兩種控制器較好。但伺服頻寬低，對於變動負載及激烈飛行會導致控制不易的問題。

貳、系統規劃

2.1 系統架構

假設模型直昇機在空中停懸（hover）的狀況下，設定主旋翼以一固定轉速旋轉，我們設計一轉速控制系統，控制模型直昇機在任何情況下尾旋翼皆能維持在設定的轉速下旋轉。模型直昇機尾旋翼轉速控制系統的架構如圖 1 所示，大致上可分為四個子系統，分別為轉速量測系統，資料傳輸系統，油門系統與控制系統。

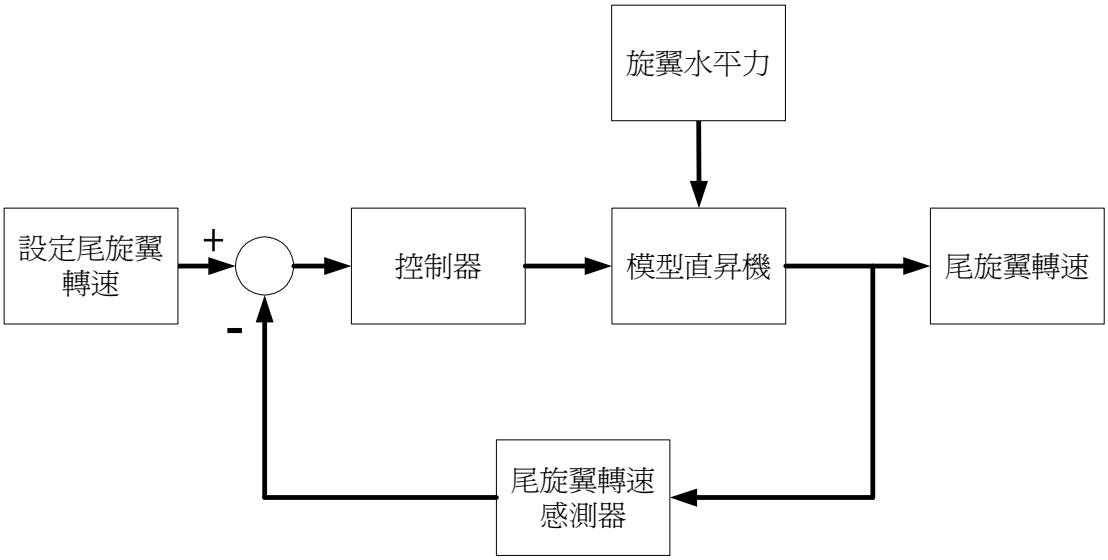

圖 1　轉速控制系統架構圖

2.2 硬體架構

在硬體規劃方面如圖 2 所示，由於無人直昇機的載重與空間有限，因此必須以小型電腦和最少的硬體達到資料收集、處理、運算、輸出的功能。在本論文中我們選用兩個微處理器[5]與數位信號處理器[6]來幫我們完成此項模型直昇機主旋翼轉速控制的研究。在功能方面，微處理器總共有 33 個輸入與輸出接腳、2 個捕捉通道、8 個 10 位元類比轉數位通道、4 個計時器功能、還有串列阜匯流排、CAN 匯流排 、串列並列介面等傳輸功能，而數位信號處理器有 16 個 16 位元類比轉數位通道、4 個 12 位元類比轉數位通道、8 個 14 位元數位轉類比通道、32 個數位輸入輸出點、CAN 匯流排傳輸功能等。

在本篇論文中我們利用兩個微處理器，分別作接收尾旋翼的轉速感測器和控制油門機構，而數位信號處理器負責控制器的部分；各個系統之間則透過 CAN 匯

流排作資料的傳輸。

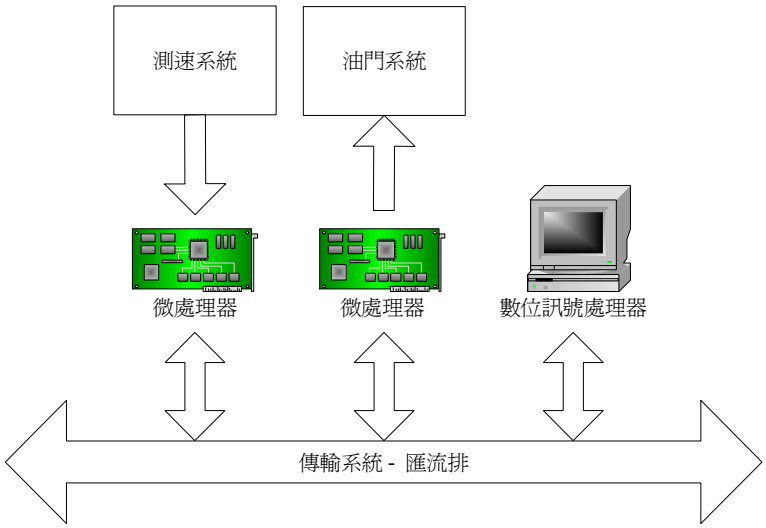

圖 2 硬體架構圖

微處理器內含 CAN 控制器，採用 2.0B 通訊協議，擁有 29 位元 識別欄、8 位元組 長度訊息、3 個發射緩衝區、2 個接收緩衝區、6 許可滲透暫存器，而且訊息傳送速度可高達 1 Mbps。

數位信號處理器內含控制器、收發器，採用 2.0B 通訊協議，29 位元 識別欄、8 位元組 長度的訊息、2 個發射訊息緩衝區、2 個接受訊息緩衝區、2 許可滲透暫存器，訊息傳送速度可高達 1 Mbps。

2. 3 資料傳輸系統

2. 3. 1 資料架構

資料是建立在一個廣播通訊的架構，他的特色是不需要定義每一個站台的位址，只需要定義每一筆信息的識別碼，這識別碼在這個網路中必須是唯一的。而識別碼的大小也決定了信息的優先權，越小則擁有越高的優先權，當有很多站台同時要傳送信息時，優先權高的信息會將優先權低的信息給覆蓋過去。也就是說信息的優先權決定了哪一個站台擁有傳送信息的權力，因此每個站台都可能是主伺服器，由於資料是用定義信息而不是定義站台的方式，因此他是一個多主微處理機的系統。

這樣的架構最大的好處就是，我們可以很輕易地增加新的站台，而不必在已經存在的站台上做任何軟體或是硬體的修改，而且沒有限定站台的個數，還可以同時有多個站台同時接收信息。

一般 CAN 匯流排的架構如圖 3 所示，分為下列四個部分：

1.微處理機：負責各種資料的輸入、輸出、運算等處理。

2. 控制器：設定通協定功能的各項參數，定義傳送與接收資料，偵測匯流排資料有無 Error 發生。

3. 傳收器：負責將傳送資料轉換成匯流排訊號，或將匯流排傳送的訊號轉換成接收資料。

4. 匯流排： 在這裡使用雙絞線，主要是為了抵抗電磁干擾。匯流排的最終兩端會連接兩個終端電阻，主要是防止資料傳送出去後回波震盪，會破壞資料。

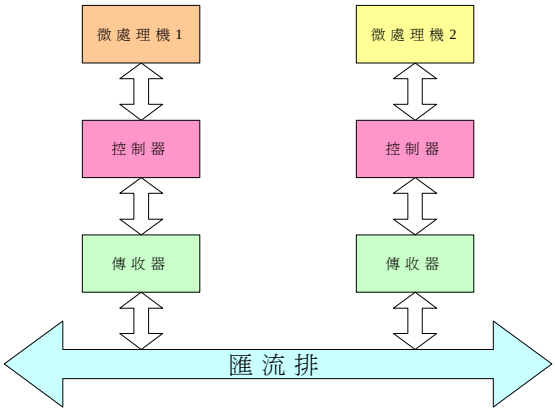

圖 3　匯流排架構圖

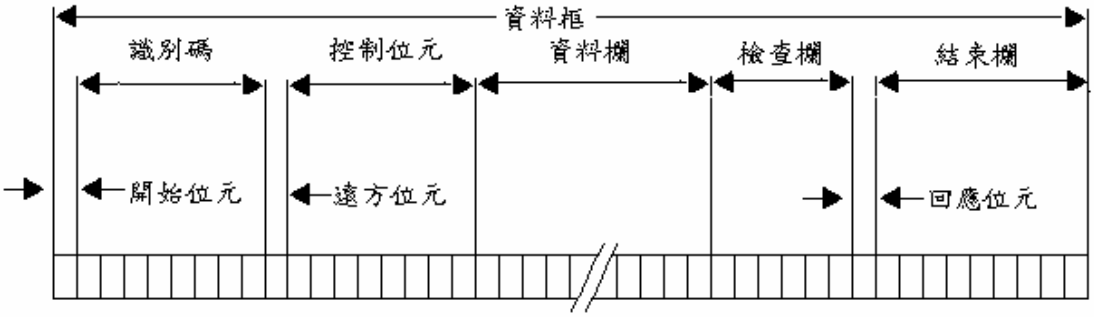

圖 4　標準資料框結構圖

2. 3. 2 資料型態

一般的 CAN 匯流排 資料型態分為資料框、遠方框、錯誤框和過載框。

遠方框為資料框的基本型態，兩者的差別在遠方位元，在資料框中是設為 0，而在遠方框中則是設定為 1，而且遠方框中是沒有資料欄的，其原因是因為遠方框的功用是用來作為一個要求訊號，要求別的站台傳送所需要的資料。而資料框又分為標準框和延長框如圖 4 所示，這兩種主要的差別在於識別碼的長度，前者為 11 位元，後者為 29 位元。

錯誤框和過載框則是用來處理匯流排傳輸上錯誤的狀況。當有站台檢測出傳輸協定上的錯誤便會產生錯誤框。當有站台來不及處理已接收的信息便會產生過載框。

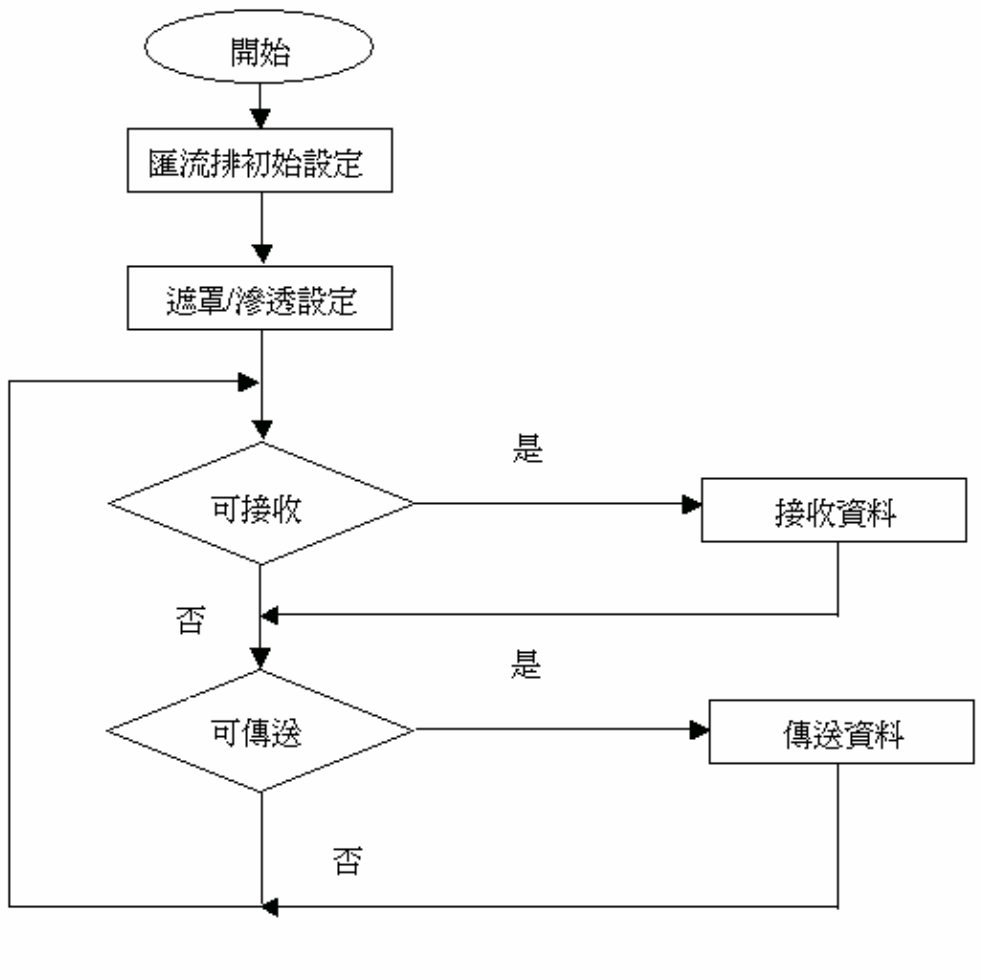

圖 5　匯流排流程圖

2.3.3 匯流排流程

微處理器的匯流排運作流程主要包括了：初始化、傳送資料和接收資料三個部分，如圖 5。

1. 初始化：設定匯流排的訊息傳送速度、傳送資料型態、遮罩功能和滲透暫存器。
2. 傳送資料：設定資料的識別碼、長度、內容、傳送型態。
3. 接收資料：判斷資料型態，並儲存資料的識別碼、長度、內容。

2.4 轉速量測系統 – 光電感測器

本論文採用歐姆龍公司所製造的反射式光電感測器，當光電感測器感測到有物體時，輸出訊號為開；當沒有感測到物體時，輸出訊號為關。本論文中量測的直昇機轉速均為尾旋翼的轉速，其原因為尾旋翼與主旋翼的轉速比為 4.63:1 ，尾旋翼的轉速較高，所以量測轉速的精確度與取樣速率也較高。 我們將直昇機尾旋翼上的一小部分塗上白色的顏料，透過光電感測器量測的訊號，再經由微處理器處理運算後，轉換成直昇機尾旋翼的轉速。

2.4.1 轉速量測程式流程

微處理器的捕捉中斷功能所使用的計時器為計時器 1，計時器 1 為 16 位元的計時器，在此程式中我們將設定計時器 1 為每 0.1 sec 中斷一次，當中斷十次而捕捉副程式的捕捉中斷還沒中斷，則我們判斷其轉速過慢或光電感測器失靈，感測不到目標物，將轉速設為 0，並且重新執行捕捉中斷如圖 6 。

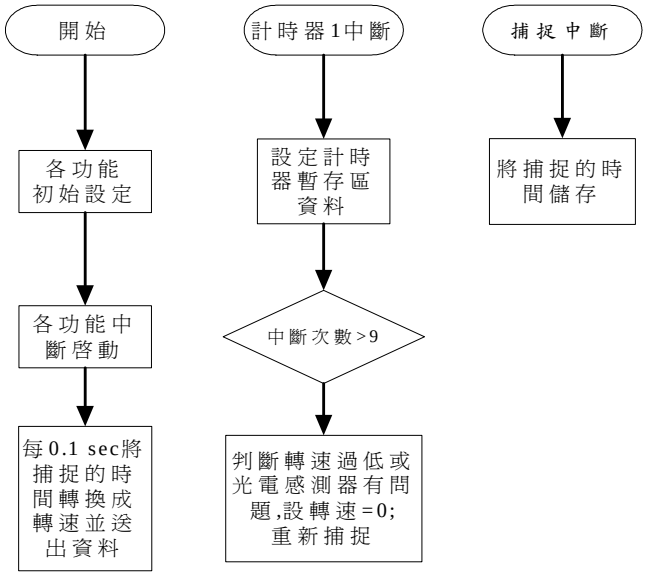

圖 6 轉速量測程式流程圖

參、系統鑑別

首先設定要輸入至油門的控制訊號，啟動頻寬的為 2Hz，大小範圍在 600~1000，然後利用軟體模擬器產生出 90sec 的啟動頻寬，當直昇機引擎在開迴路控制下，將 2 Hz 啟動頻寬輸入控制油門的 RC 伺服馬達，實驗的取樣頻率設為 40 Hz，並將尾翼轉速記錄下來，如圖 7 所示。

根據油門命令與轉速資料我們可以鑑別出直昇機引擎的數學模型:

$$H(z)=\frac{-1.340649068325747(z-1.289676612376394)}{(z-0.9786608071824002)(z-0.8583298917590784)} \qquad (1)$$

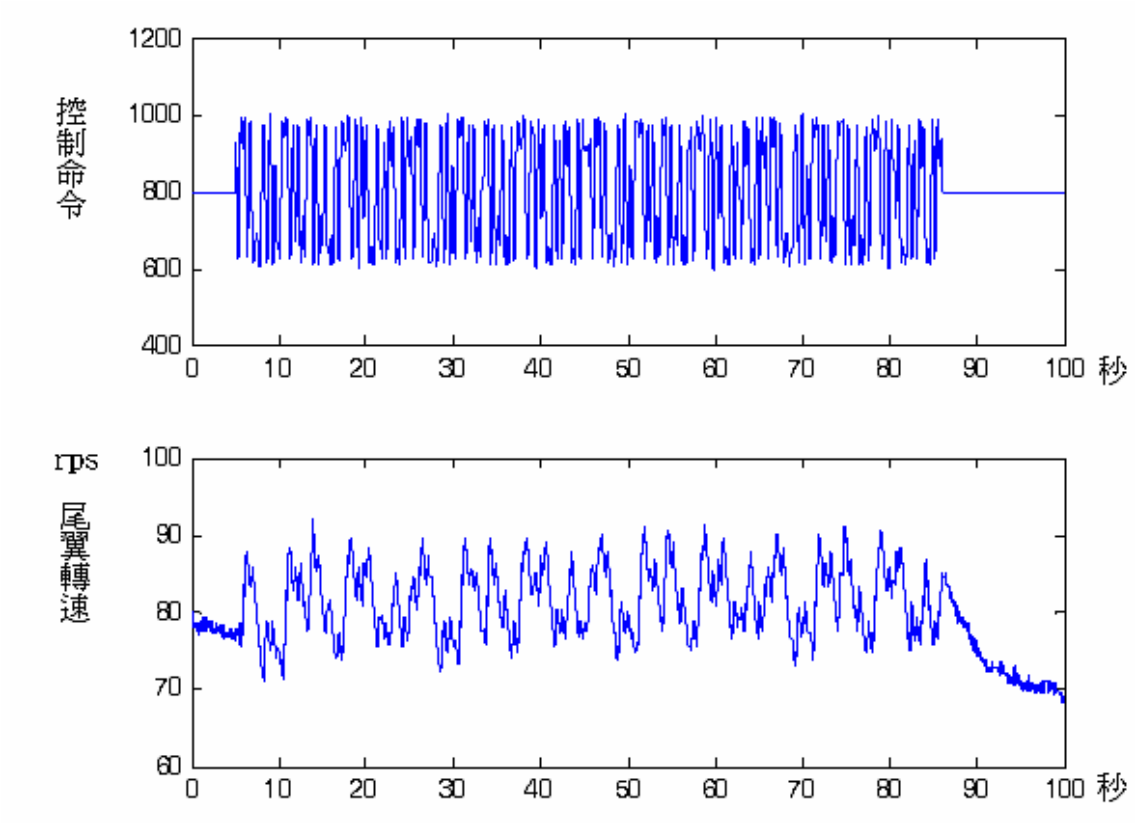

圖 7 開迴路控制下油門命令與轉速資料

肆、控制器設計

4.1 控制理論（ RST 多項式控制法則 ）

RST 控制器設計[7]，[8]是利用多項式的操作而設計，基本上以極零點配置法為基礎，目的在使原系統轉移函數 H(z)經 RST 控制後會等於目標函數 Hm(z)。假設要控制的系統為單輸入/單輸出的系統，以多項式的型式表示:

$$A(q)y(k) = B(q)u(k) \qquad (2)$$

而我們要設計的控制器包含一項輸出 u(k)和兩項輸入 uc(k)和 y(k)，以多項式的型式表示:

$$R(z)u(k) = Tu_c(k) - Sy(k) \qquad (3)$$

閉迴路規範轉移函數為

$$H_m = \frac{B_m}{A_m} = \frac{BT}{AR + BS} \qquad (4)$$

RST 多項式設計的目標在於選擇多項式 RST 使其滿足規範函數，而在解 RST 的參數時，則是利用滿足因果關係的條件設計 RST 的階數，再利用比較係數法便可求得 RST。

本實驗中我們加入防止積分飽和，將式兩邊加入 Aaw，其多項式變為:

$$A_{aw}u = Tu_d - Sy + (A_{aw} - R)v$$

$$v = \frac{T}{A_{aw}}u_d - \frac{S}{A_{aw}}y + \frac{A_{aw} - R}{A_{aw}}u \qquad (5)$$

$$u = sat(v) \qquad (6)$$

$$(7)$$

則包含防止積分飽和補償器的整個控制系統如下圖 8:

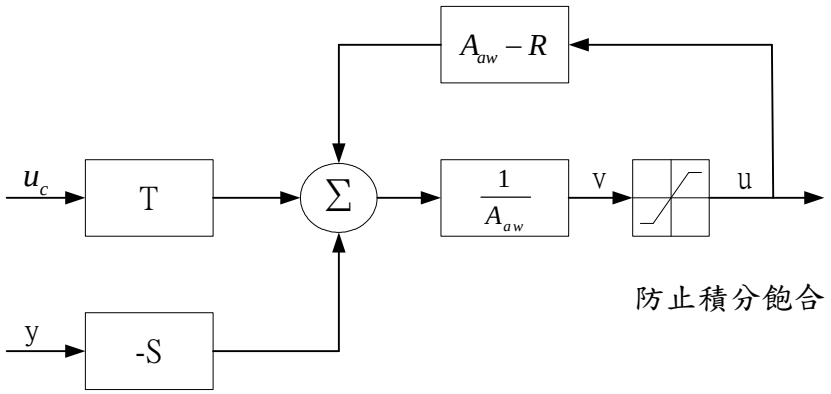

圖 8 RST 防止積分飽和控制器的架構圖

4.2 控制設計

根據系統鑑別得到的直昇機引擎模型為 2 pole/1 zero discrete time model :

$$H(z) = \frac{-1.340649068325747(z - 1.289676612376394)}{(z - 0.9786608071824002)(z - 0.8583298917590784)} \qquad (8)$$

首先設計規範函數，我們設定安定時間為 1.2 sec，阻尼為 0.8，得到的 model :

$$H_{ref}(z) = \frac{-0.027242(z - 1.29)}{(z^2 - 1.839z + 0.8465)} \qquad (9)$$

接下來要設計觀測器的極點，我們將觀測器的頻寬設為 10 rad/s，阻尼為 0.9，則求得 Aaw。然後利用因果關係與比較係數法我們即可得到:

R=[1.0000 -1.3860 0.3860]

S=[151.5473 -275.1715 124.6416] （10）

T=[20.3201 -32.2593 12.9566]

由於我們設計的控制器包含防止積分飽和，所以我們要設計積分飽和時的觀測器，我們將觀測器的頻寬設為 31.5 rad/s，阻尼為 0.67，求得 Aaw 如下:

Aaw=[1.0000 -0.9824 0.3477]

Aaw-R=[0 0.4036 -0.0383] （11）

4.3 實驗結果

我們將求得的控制器參數輸入 RST 控制器，再利用數位訊號處理器做即時線上控制。實驗中我們設定尾翼轉速為 70rps， 取樣頻率為 40Hz， 其模擬控制架構如圖 9 所示:

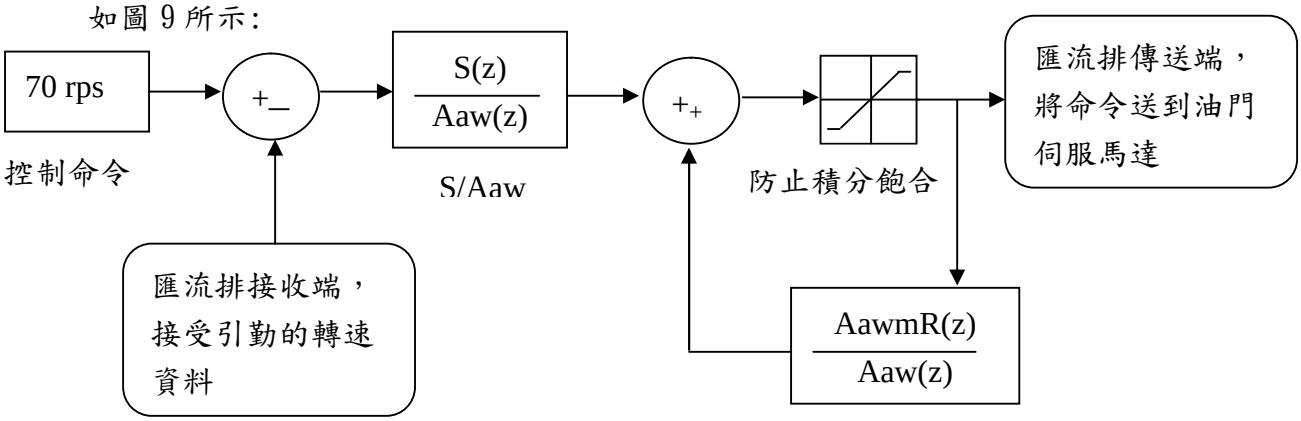

圖 9 模擬控制架構圖

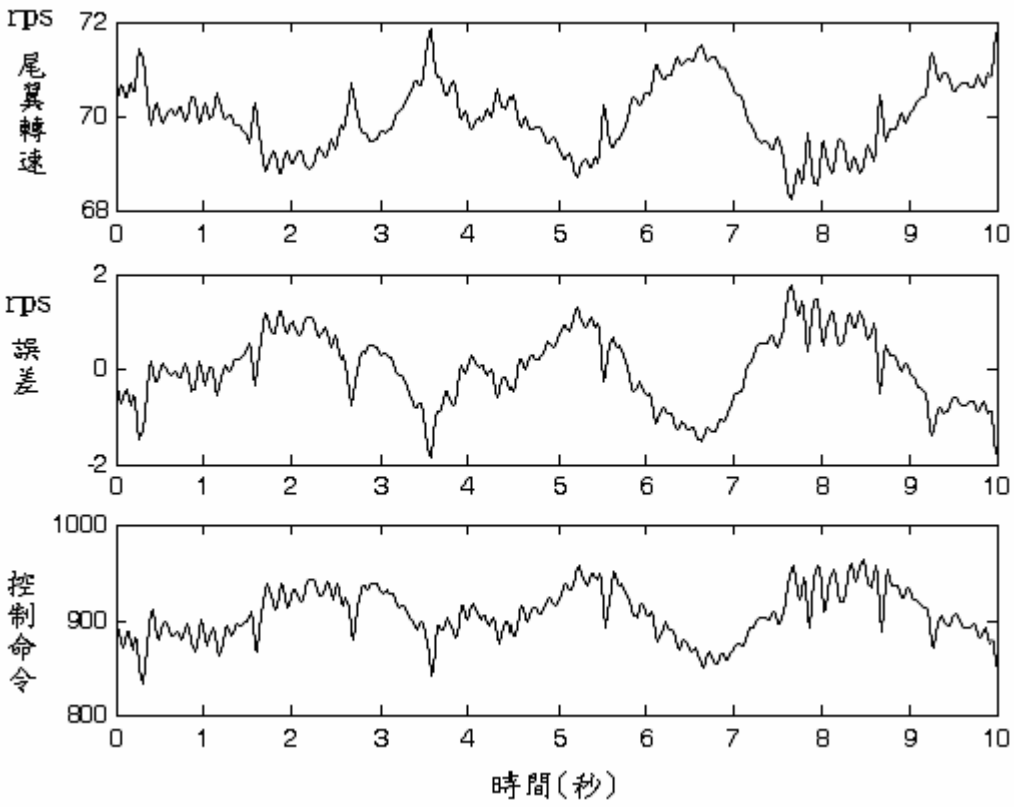

圖 10 RST 控制器在直升機盤旋速度的效能

首先我們發動直昇機，將其轉速運轉至待速，然後便開啟控制器，圖 10 中控制命令為輸入至油門伺服馬達的控制命令，尾翼轉速為直昇機尾翼的轉速，誤差為設定值與尾翼轉速的差值，由圖中我們可以發現控制後的尾翼轉速誤差大約在 -1.8 ~ +1.8 rps。

伍、結論

在本論文中我們運用 CAN bus 通訊架構來建立一個模型直昇機的即時轉速控制系統；並且我們以此即時控制架構對模型直昇機作系統鑑別實驗；另外利用 RST 設計理論與系統鑑別得到的數學模型來設計轉速控制器；然後設計定速、變速及負荷實驗來觀察控制器的暫態響應、穩態響應及抗干擾的能力，以完成整個控制設計流程。本論文完整的呈現了一套即時控制系統的設計架構與流程。雖然本論文只有針對模型直昇機的引擎轉速控制做設計，但是只要應用此一即時控制系統的架構與設計流程，便可以設計模型直昇機的姿態控制，整合成一套完整的模型直昇機自動飛行控制系統。

參考文獻

[1]. J.M. Roberts, P.I. Corke, G. Buskey, “Low-Cost Flight Control System for a Small Autonomous Helicopter”, Proc. 2002 Australasian Conference on Robotics and Automation, 27-29, November 2002.

[2]. V. Gavrilets, B. Mettler, E. Feron, “Dynamic Model for a Miniature Aerobatic Helicopter”, Department of Aeronautics and Astronautics,MIT,Cambridge,USA.

[3]. K. Sprague, V. Gavrilets, D. Dugail, B. Mettler, and E. Feron, “Design and applications of an avionics system for a miniature acrobatic helicopter”, Daytona Beach, FL, 2001. AIAA Digital Avionics Systems Conference.

[4]. M. van Nieuwstadt, and J.C. Morris, “Control of Rotor Speed for a Model Helicopter: a Design Cycle”, Proceedings of the American Control Conference,1995, vol.1, pp.688 –692, 21-23 June 1995.

[5]. Microchip Technology Inc., “PIC18FXX8 Data Sheet”, Microchip Technology Inc., 2002.

[6]. dSPACE GmbH., “DS1103 Installation and Configuration Guide”, dSPACE GmbH., May 2002.

[7]. J.C. Morris, M. van Nieuwstadt, P. Bendotti, “Identification and Control of a Model Helicopter in Hover”, Proceedings of the American Control Conference,1994, vol.2, pp.1238 –1242, 29 June-1 July 1994.

[8]. K.J. Åström, B.Wittenmark, “Computer Controlled Systems: Theoty and Design”,2th ed., Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1990.