

# 中華民國第 62 屆中小學科學展覽會

## 作品說明書

---

高級中等學校組 工程學(一)科

佳作

052307

火箭向量噴嘴控制和設計之研究

學校名稱：南投縣私立普台高級中學

作者： 高二 陳宇盛 高二 王崧喻	指導老師： 呂德培 周漢羽
-------------------------	---------------------

關鍵詞：火箭、向量噴嘴、TVC

# 摘要

在航太工程中，多數的載荷（Payload）都因成本預算問題等無法決定軌道方位與位置，所以當火箭能夠進入量產和縮小化時，就能有效的將成本降低。我們就以等比例縮小火箭模型探討控制制導方法做為研究專題。這個專題中，我們以模型之控制構造和控制方法作為核心。開發出利用陀螺儀MPU6050之資料經由Teensy 4.0和C++程式的運算輸入PID模型，並且反應在伺服馬達MG996R上，最後裝上3d列印的可動式噴嘴上進行研究。

## 壹、前言

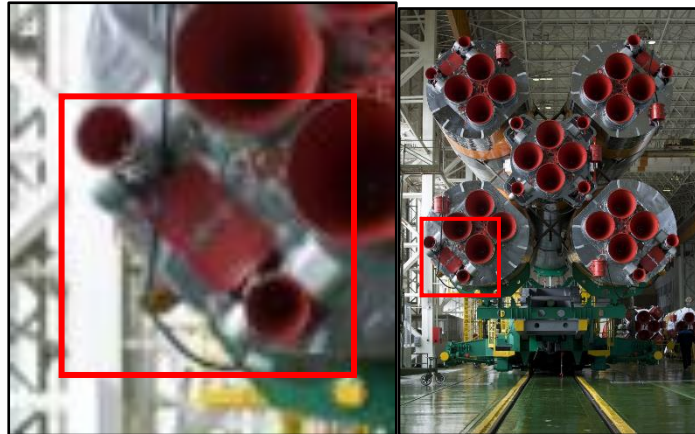
### 一、研究動機

在近年來，航太業的逐漸興起，且能在新聞中看到民用火箭發射越來越頻繁，在大型民間航太製造公司中如SpaceX，通常會發射一枚火箭進入預定軌道，通常的載荷（Payload）並不會只有一個，而是多個載荷（通常介於4-6個載荷）一次性的飛入，並由承擔火箭費用最高的載荷所決定的軌道，其他的載荷則無法挑選最有效率的運行軌道，再加上我們對於航太科技和火箭的興趣進而啟發我們去探討火箭要利用什麼方式才可以穩定調整姿態。

### 二、研究目的

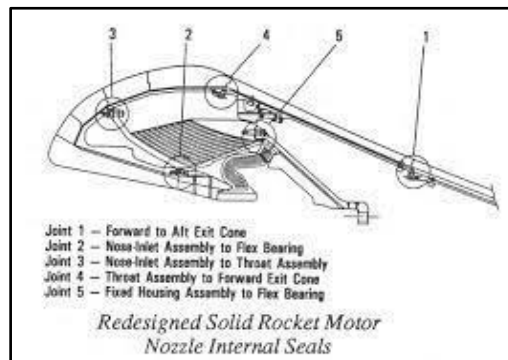
航太業現行開發出了低成本火箭來解決上述問題，如Rocket lab的Electron液態火箭，而雖然Electron火箭已經相當的減低發射成本，但我們發現最具成本效益比的推進器是固態推進器（SRB, Solid Rocket Booster），且相對於液態推進器（LRB, Liquid Rocket Booster）更容易製作和預測，而固態火箭中向量噴射只有NASA的太空計劃中的固態火箭能做到向量噴射，成本相對較高，而其他體系之火箭如俄羅斯航太協會（Roscosmos）的聯合（Soyuz）系列運載火箭，則無SRB的設計，皆是採用較為笨重的多向量LRB設計結構，所以我們就想改良SRB在不採用金屬-橡膠疊加彈性軸承（FBA, Flexible Bearing Assembly）的向量噴射結構設計和控制方法。我們利用Fusion 360進行電腦繪圖後3D列印出來，控制方法則是利用PID的控制模型，並用實體進行驗證，最後由航電系統利用無線通訊回傳到電腦進行分析，以此驗證模型，並進行以後的延伸實驗。固態推進器中的向量噴射技術，現役僅存於NASA SRB中的金屬-橡膠疊加彈性軸承（FBA, Flexible Bearing Assembly），如圖（二）。因FBA在製作的過程中需要高精度的加工，昂貴的耐溫（Ablative）且具彈性（Elasticity）橡膠及耐溫金屬材料加上小型化上加工的困難，導致我們必須尋找另外一種可動式噴嘴的結構，且具有以下特質。

- 容易加工
- 價格相對FBA便宜
- 拆裝容易
- 模組化



圖（一）聯合號（Soyuz）中之微動噴嘴（Vernier Thruster）設計

（圖片來源：<https://pixels.com/featured/the-boosters-of-the-soyuz-rocket-are-seen-as-the-soyuz-tma-14-spacecraft-and-boosters-are-assembled-les-classics.html>）



圖（二）FBA技術噴嘴剖面圖

（圖片來源：<https://history.nasa.gov/shuttleoverview1988/p25d.html>）

## 貳、研究設備及器材

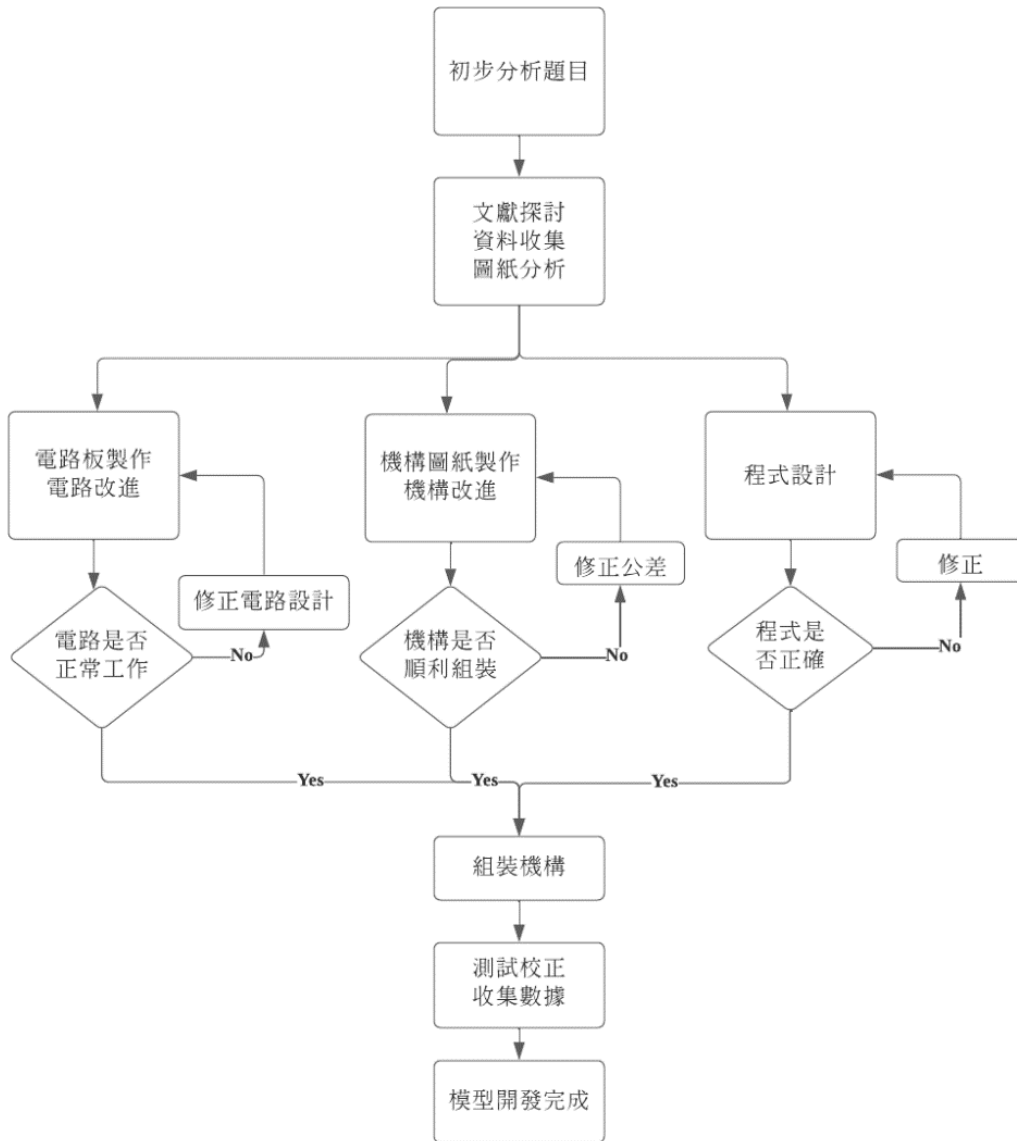
編號	品名	數量	種類	規格
1	3D列印機	3	機構設計	N/A
2	魚眼軸承	4	機構設計	M3*5mm
3	牙條	1	機構設計	M3*400mm
4	牙條	1	機構設計	M3*450mm
5	MG996S伺服馬達	2	機構設計	最大轉角180°
6	25T金屬搖臂	2	機構設計	N/A
7	航電主機板	1	航電系統設計	客制化
8	地面接收主機板	1	地面接收系統	客制化
9	Teensy 4.0	1	航電系統設計	N/A
10	Teensy 4.1	1	地面接收系統	N/A
11	MPU6050	1	航電系統設計	N/A
12	RFM69HCW	1	航電系統設計	N/A
13	BME280	1	航電系統設計	N/A
14	PlatformioIDE	N/A	程式開發平臺	N/A
15	Fusion360	N/A	機構設計軟體	N/A
16	Processing 4	N/A	程式開發平臺	N/A

表（一）研究設備表

（表格來源：自行繪製）

## 參、研究過程和方法

在決定研究主題後，我們便向老師提議此項計劃，原本將題目定位成能飛行的固態火箭控制方法，經過討論後，由於資金的限制和金屬加工的工藝，只能先將計劃程度下降至模型來呈現，而希望以後在資金充足的情況下，完成飛行實驗來驗證我們的系統有辦法進行有效的控制，也因普通高中時間分配以學業為重，在第三點之設備皆是首次使用，在此種環境中更是要有效值運用時間，故製作了以下開發流程圖，如下圖（三）。



圖（三）開發流程圖

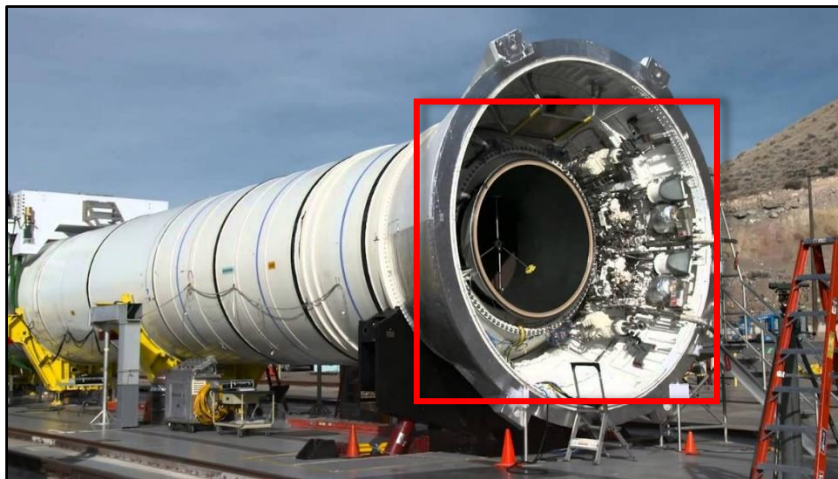
（圖片來源：自行繪製）

## 一、文獻探討

現今的航太業，已經從原本由國家主導的研發漸漸下放到民間企業，也由原本須擁有此領域中的專業能力到能經由部分市場直接購買，而其中多樣之技術也可經由政府機關所發佈的研究報告掌握，更能從網路上搜尋到相當多的資料和開源程式。其中我們將模型分成兩個主題：機構，控制，並在這兩個主題下分成四個部分作為探討：機構設計，電路板設計；程式設計，資料分析法，並在最後由實驗和資料收集來驗證我們的設計之可行性。而在火箭設計中，有許多的方法能將火箭賦予控制方向的能力，而其中我們將在以下討論為什麼我們會選擇最終模型的设计。

### （一）環架（Gimbal）

環架作為現行SRB中最為普及的控制方法，擁有相對簡單和有效的結構設計，但容易被火箭產生的高壓高溫氣體而材料上被限制住，在內部的FBA結構需要有耐熱及彈性的材質和鋼板疊合形成的複合材料，由於在微型化的過程中，FBA的製成困難度會大幅提升，所以在設計火箭的時候我們先剔除了FBA環架的方案，近代仍然有FBA環架只剩下NASA SLS（Space Launch System）中的QM-2 SRB如圖（四），已經退役的STS（Space Transporter System）系統中之SRB和雅利安5（Ariane 5）中的MPS SRB。



圖（四）SLS系統之環架系統，如紅框

（圖片來源：NASA. <https://www.youtube.com/watch?v=kaGuVRfwzv4>. 0:46）

## （二）微動噴嘴（Vernier Thruster）

微動噴嘴為現行俄羅斯航太協會中聯合號和進展號（Progress）使用的液態推進系統，名為R-7家族，如圖（五），並利用液態氧和火箭燃料1（RP-1, Rocket Propellant-1）作為主要的燃燒燃料，其利用在旁測的液態火箭進行修正的動作，而液態火箭不像固態火箭點燃后無法關閉，液態火箭有辦法重新點火，增加推力（Thrust），減少推力等等的操作而進行控制，而這種推進方案的設計較為簡單，但依賴複雜的管路進行且非常笨重，所以不考慮此系統的原因是因為不符合我們的設計理念，且液態燃料的取得依然非常之昂貴且需要專業的設備進行儲存。



圖（五）R-7火箭家族之一

（圖片來源：<https://www.quora.com/Are-the-exhaust-nozzles-of-the-R-7-ICBMs-and-their-derivatives-of-the-same-diameter-as-the-nozzle-of-the-V-2s>）

## （三）噴氣操縱系統（RCS，Reaction Control System）

RCS系統是利用單元推進劑（Monopropellant）進行校正作業，通常這種系統體積小，不需額外的助燃劑（Oxidizer）進行燃燒（combustion），可放置在火箭多處調整姿態，而整合進RCS系統也是我們以後會加入我們的火箭之中的操縱系統之一，只可惜此系統開發時間長，但此系統也會是我們著手的一個題目，而這種系統也在真正的航天器上被運用，如SpaceX公司的龍（Dragon）航天器，如圖（六）。

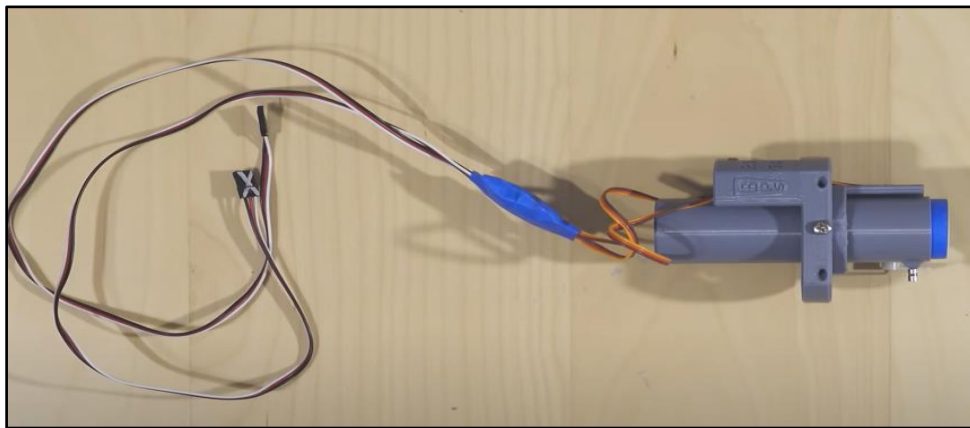


圖（六）龍-航天器的RCS系統

（圖片來源：[https://www.reddit.com/r/space/comments/2v3l4g/closeup\\_view\\_of\\_the\\_rcs\\_thruster\\_quad\\_spacex/](https://www.reddit.com/r/space/comments/2v3l4g/closeup_view_of_the_rcs_thruster_quad_spacex/)）

#### （四）Joe Barnard設計之推力向量控制（TVC，Thrust Vector Control）系統

Joe Barnard先生的設計中，利用市售的SRB，裝入他自行開發的TVC系統，如圖（七），主要的運作方式是用伺服馬達將整個SRB進行偏轉，這種的可能性在小型模型火箭上的應用性非常的高，卻在要加大規模不容易製作，但此方案仍提供了我們許多在製作火箭上的想法。



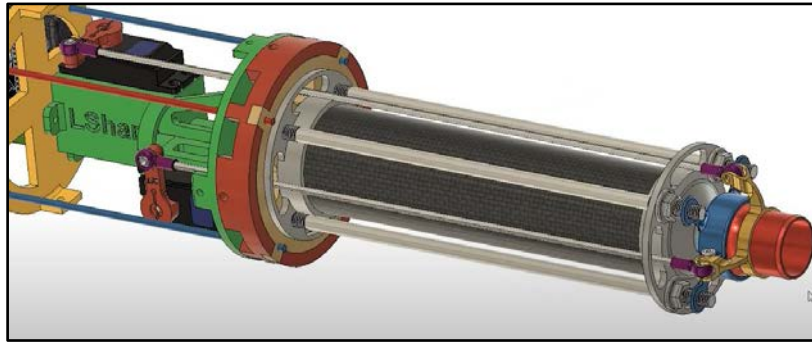
圖（七）Joe Barnard先生之早期TVC設計-Signal Alpha

（圖片來源：Joe Barnard. <https://www.youtube.com/watch?v=mA7TwcemOh0>. 4:45）

#### （五）L Shang設計之TVC系統

商先生是我們在進行文獻收集時看到的設計方案之一，如圖（八），其利用魚眼軸承（ball bearing）的概念設計出的可動式噴嘴，不像Joe Barnard一樣需要整個SRB跟著進行偏轉，而只有噴嘴的部分需要動作，這種系統跟環架系統相近，但機械結構相對簡單。





圖（八）L Shang所設計之TVC系統

（圖片來源：L Shang. [https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO\\_eIl0](https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO_eIl0). 1:48）

## 二、開發與設計

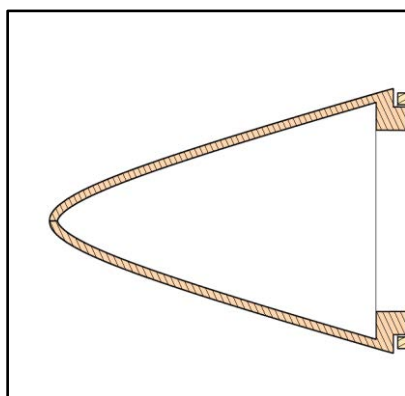
### （一）機構開發

在決定要使用的系統之後，我們便開始著手開作，我們將把結構由上到下開發的部分分成5個部分，如下：

- 氣流（Aerodynamics）結構
- 航電系統結構
- TVC馬達連桿結構
- 推進器（Booster）結構
- 可動式噴嘴結構

#### 1. 氣流結構

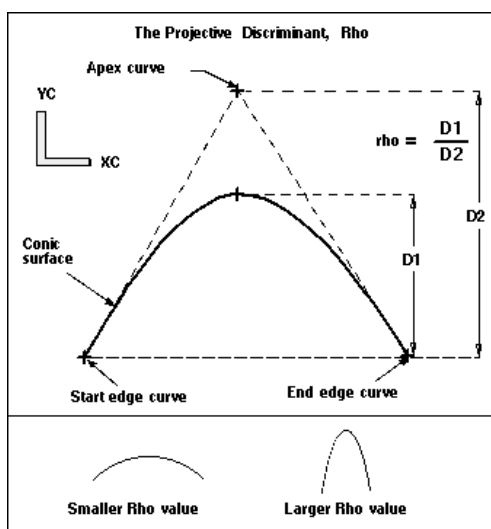
在我們設計的火箭中外圍的氣動佈局我們參考了Joe Barnard的設計理念，火箭鼻錐（Nose Cone）採用了的錐形係數為0.7，圖（九），其係數為由起始點與終止點所形成的切線焦點，再做一個交於起始點和終止點所形成的線為D2。取錐形頂點做垂直交與起始點和終止點的線為D1，再將D1/D2，則為錐形係數，公式（一），示意圖（十）如下，各係數之氣動佈局我們參考aerospacweb所提供的數據，如圖（十一），選擇此原因為此形狀製造的阻力最小，且相對於係數為1之錐形，更能在更多的攻角（AOA, Angle Of Attack）下有效被利用和表面摩擦力的減少，並能將搭載的航天感應器如GPS，通訊穿透之材料減少。



圖（九）自行開發之火箭鼻錐剖面圖

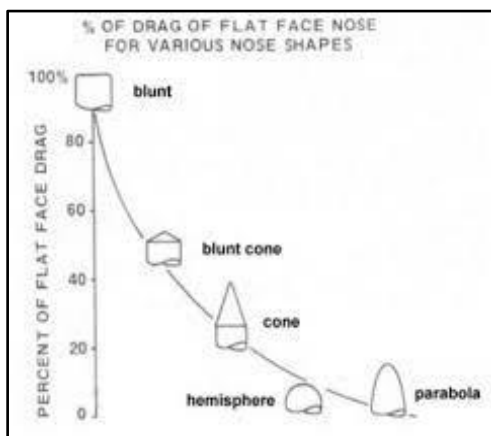
（圖片來源：自行繪製）

$$\square 1 / \square 2 = \square h \square \quad \text{公式（一）}$$



圖（十）鼻錐幾何計算示意圖

（圖片來源：[http://www.viewmold.com/ug\\_html\\_files/modeling/crv\\_2pt\\_anc.html](http://www.viewmold.com/ug_html_files/modeling/crv_2pt_anc.html)）

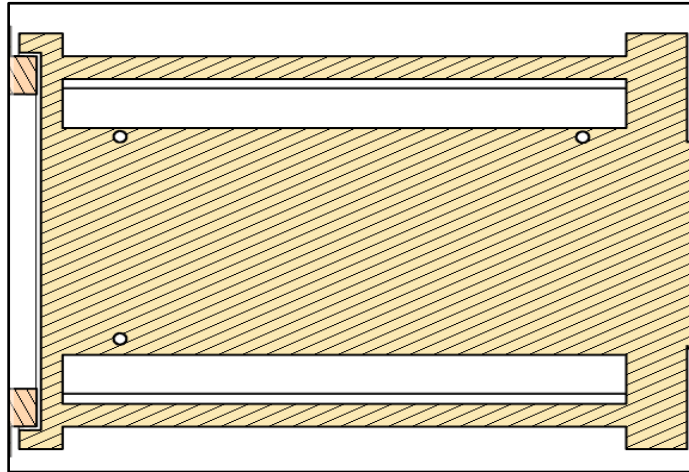


圖（十一）各種形狀之火箭鼻錐和阻力的相對關係

（圖片來源：<http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0151.shtml>）

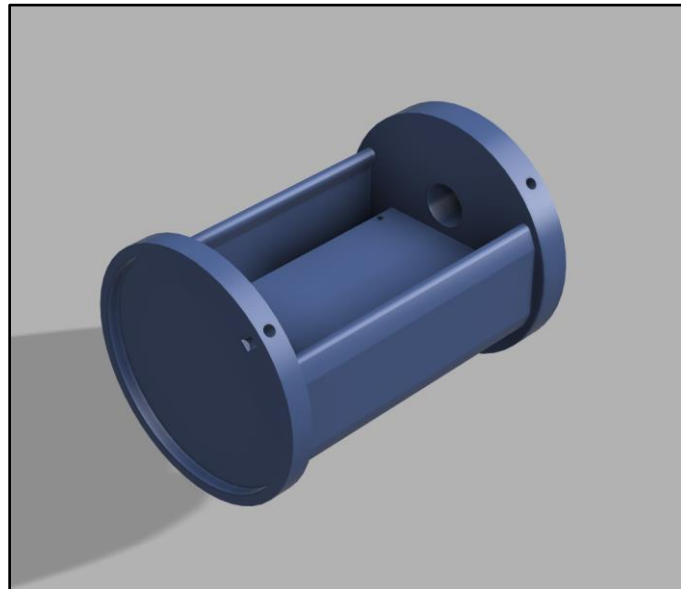
## 2. 航電系統結構

航電系統結構是我們固定自行開發航電主機板的地方，所有的電子控制感測器和航電處理器都會被固定到此結構，如下圖（十二），圖（十三）。



圖（十二）自行開發航電系統結構之剖面圖

（圖片來源：自行繪製）



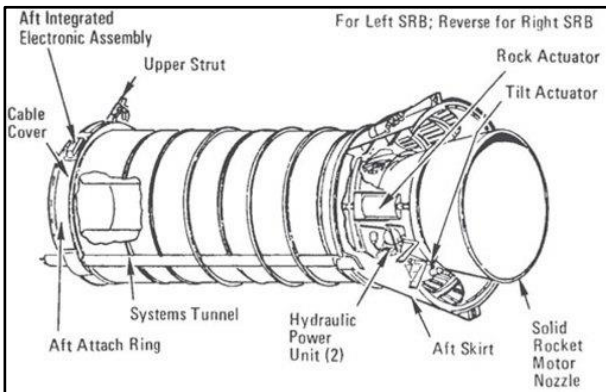
圖（十三）自行開發航電系統之3D渲染圖

（圖片來源：自行繪製）

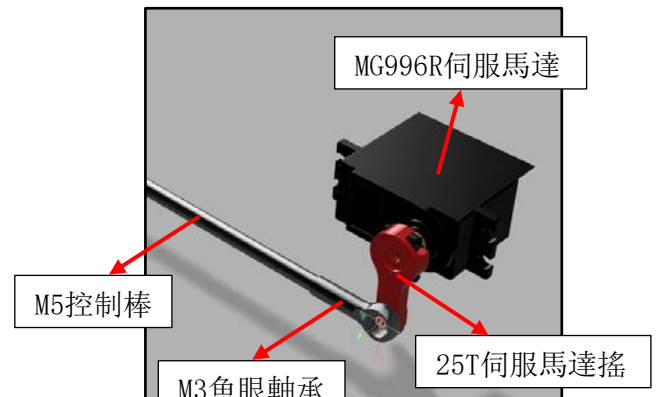
## 3. TVC馬達連桿結構

TVC馬達結構為噴嘴移動的關鍵，放置在航電系統結構下（圖十四），原因為現行空間之不足，其理想位置應放置於噴嘴上方，圖（十五）。其中的伺服馬達，連接著魚眼軸承和Y，Z軸控制棒（圖十六），最後組合為TVC伺服馬達結構（圖十七）。我們透過航電系統結構上的電腦進行運算送出脈衝寬度調變訊號（PWM, Pulse Width Modulation），在經過伺服馬達調整合適的噴嘴角

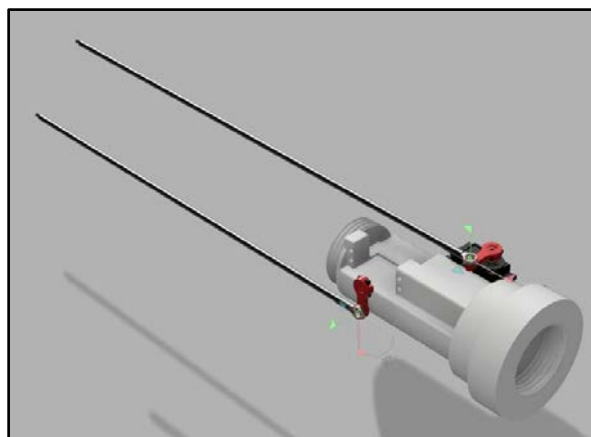
度在最快時間進行校準作業，維持垂直方向，精準地控制校準度數，而在初代的模型上我們所使用的控制棒直徑為3mm如圖（十八），但我們後來發現控制棒在實驗中開始彎曲，所以我們便替換成3D列印機所使用的的3mm控制棒。



圖（十五）SRB的TVC結構參考位置



圖（十六）TVC機械結構

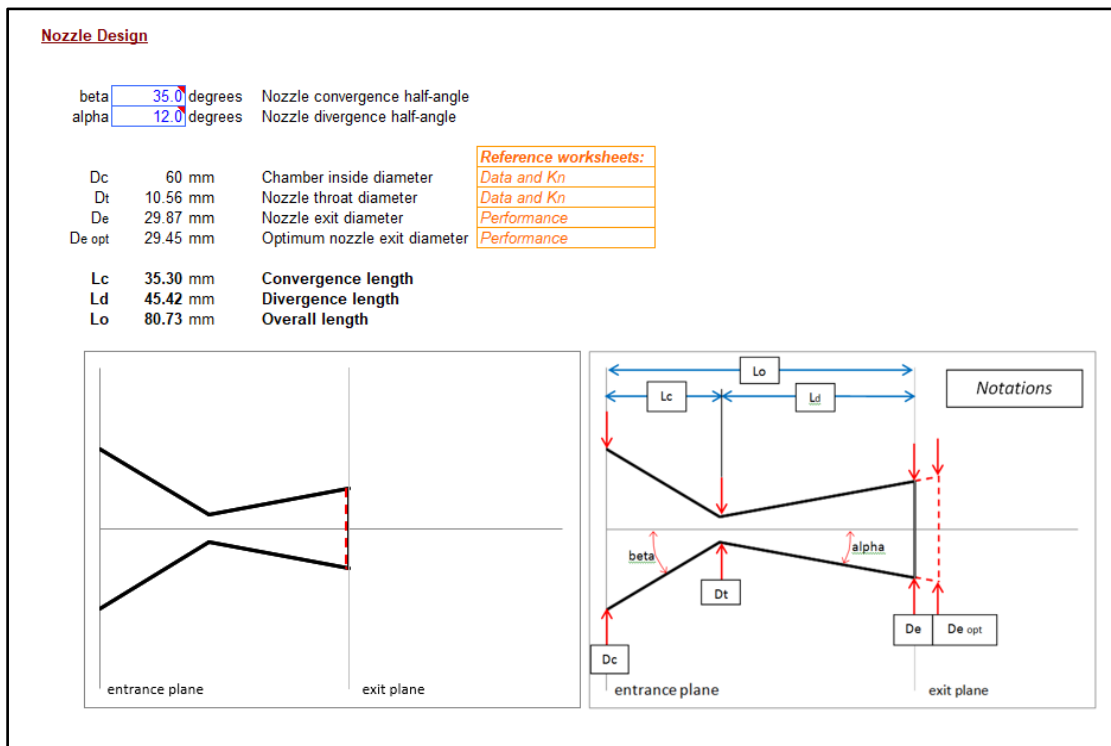


圖（十七）自行開發TVC伺服馬達結構之3D渲染圖

（圖片來源：自行繪製）

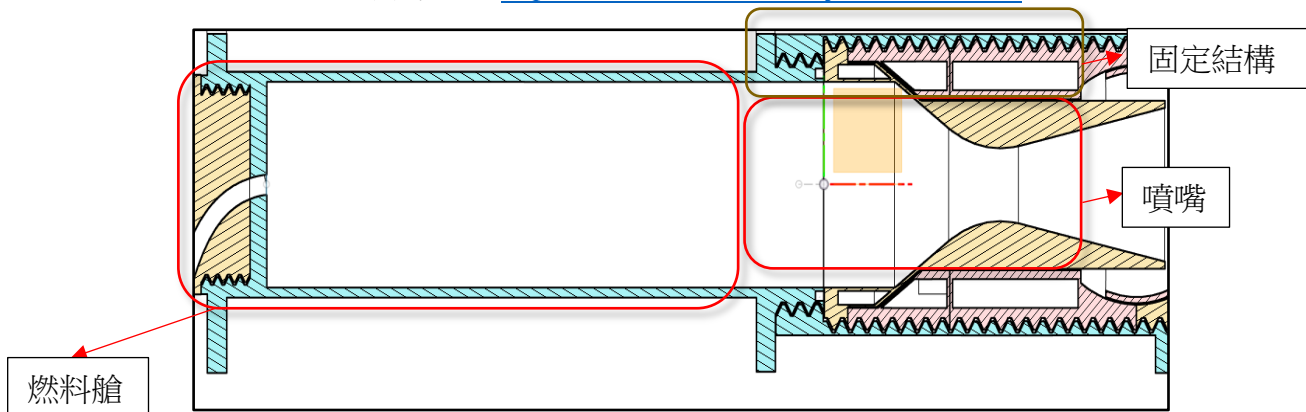
#### 4. 推進器結構

推進器結構，顧名思義，就是火箭上升的動力來源，其中我們在設計的時候整體採用螺紋的方式結合整支火箭，讓組裝過程簡化和快速開發，真正填充燃料時能否承受其中的壓力和結構穩定度尚待討論和分析，但也會是我們以後持續開發的重點，現行版本為示意模型之用途，其中噴嘴經過Richard Nakka所設計的EXCEL軟體上所分析噴嘴（Nozzle）最佳口徑，如圖（十五），圖（十六），其中資料來源已有50比資料分析此種燃料特性。我們所使用的參數如下表（二）：



圖（十五）分析後之噴嘴設計

（圖片來源：<https://www.nakka-rocketry.net/softw.html>）



圖（十六）自行設計推進器之剖面圖

（圖片來源：自行繪製）

<b>Motor chamber:</b>			
Dc	60	mm	Chamber diameter (inside)
Lc	200.0	mm	Chamber length (inside)
Vc	565487	mm <sup>3</sup>	Chamber volume (empty)
<b>Propellant grain:</b>			
Propellant type	KNSB fine	<i>select</i>	<a href="#">See Note [1] below</a>
Do	60.00	mm	Outer diameter (initial)

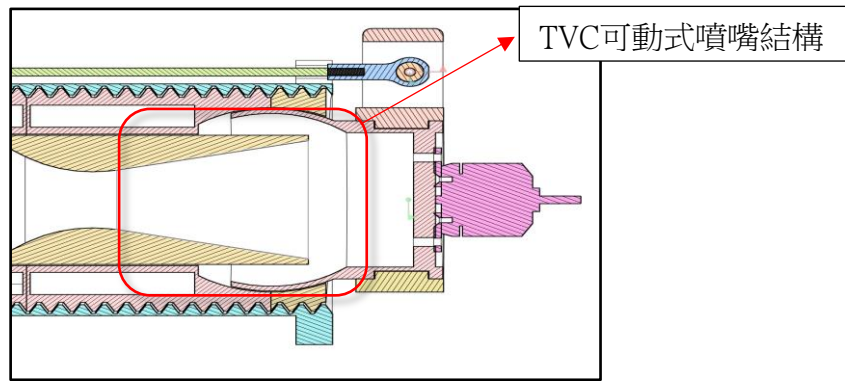
do	20	mm	Core diameter (initial)
Lo	50.00	mm	Segment length (initial)
N	4		Number of segments
Outer surface:	Inhibited	<i>select</i>	
Core surface:	Exposed	<i>select</i>	
Ends surface:	Exposed	<i>select</i>	
L <sub>go</sub>	200	mm	Grain length (initial)
V <sub>g</sub>	502655	mm <sup>3</sup>	Grain volume (initial)
V <sub>l</sub>	0.889		Volumetric loading fraction
r' grain	1.841	g/cm <sup>3</sup>	Grain ideal density
	0.95		Density ratio (actual/ideal)
r grain	1.749	g/cm <sup>3</sup>	Grain actual density
m grain	0.879	kg.	Grain mass (initial)
A <sub>beo</sub>	20106	mm <sup>2</sup>	End burning area (initial)
A <sub>bco</sub>	12566	mm <sup>2</sup>	Core burning area (initial)
A <sub>bo</sub>	0	mm <sup>2</sup>	Outer surface burning area (initial)
A <sub>bo</sub>	32673	mm <sup>2</sup>	Total burning area (initial)
<b>Target MEOP:</b>	850 psi	<i>select</i>	Maximum chamber pressure (target)
<b>Kn max:</b>	375		Ratio of Burning area / throat area (max)
<b>Nozzle:</b> A <sub>to</sub>	88	mm <sup>2</sup>	Throat cross-section area (initial)
<b>D<sub>to</sub></b>	<b>10.561</b>	mm	<b>Throat diameter</b> (initial)
e	0.0	mm	Nozzle erosion
D <sub>tf</sub>	10.56	mm	Throat diameter (final)

表（二）噴嘴結構分析之參數

（表格來源：<https://www.nakka-rocketry.net/softw.html>）

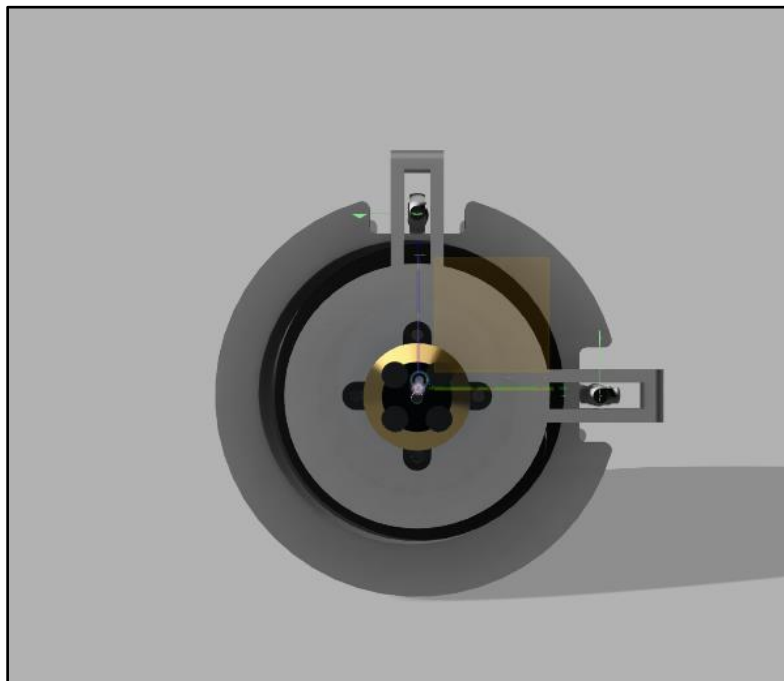
### 5. 可動式噴嘴結構

這個專題中最為重要的機械結構便是可動式噴嘴，設計的過程中我們利用魚眼軸承和L Shang的設計理念來製作，如圖（十六）



圖（十七）自行開發噴嘴結構之剖面圖

（圖片來源：自行繪製）



圖（十八）自行開發噴嘴之3D渲染底視圖

（圖片來源：自行繪製）

### 三、航電系統（Avionics）開發

在開發機構3D列印中，我們利用開發CYCLE之間的時間著手與航電系統，利用EASY EDA電路板軟體進行開發，從原本手焊到外包，自行畫圖和改良的過程。開發主機版的理由為縮小整個航電系統的包裝（Package）並減少電線短路之風險，且簡化複雜程式的撰寫和感應器（Sensors）取得之價格。在整個自行開發的主機板我們所要達到的目的如下。

- 降低整體體積
- 減少任何短路可能性

- 減少電線的重接所導致的時間浪費
- 能更快的排錯 (Debug)
- 使用Arduino的C++語言撰寫
- 強大的處理器，隨機存取記憶體 (RAM, Random Access Memory) 的容量高
- 感應器取得價格合理且擁有多元的資料庫 (Library)

而在這樣的設計理念下，我們所製作的主機版的規格如下：

- 系統整合系統 (SOC, System On Chip) 開發平台：Teensy 4.0, Teensy4.1
- 六軸慣性量測單元 (IMU, Initial Measuring Unit)：MPU6050/I2C (Inter-Integrated circuit) 協定
- 高度計：BP280/I2C協定
- 記錄系統：TF卡/SPI (Serial Peripheral Interface) 協定
- 無線通訊晶片：RFM69HCW, Adafruit Breakout Board/SPI協定
- 1.5A, 5V低壓差 (LDO, Low Dropout Voltage) 線性電壓調節器
- 800mA, 3.3V低壓差線電壓調整器
- 2200mAh, 11.1V電池

我們從電木板開始就構想將原本插在面包板的原件轉移到更加方便的平台進行測試，由此我們開發出了航電系統MK0，如圖 (十九) 所示，其中皆為自行焊接且粗略測試，尚未考慮電線短路之疑慮，如圖 (二十)，訊號線之長度和抗干擾能力也尚未進行測試，所以我們將主機板移至PCB上。

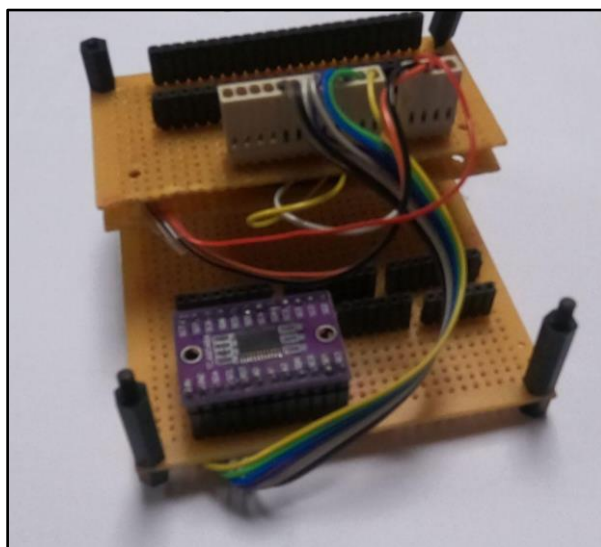
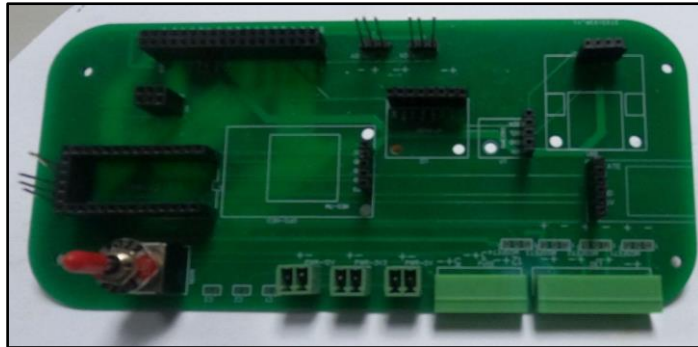


圖 (十九) 自行開發航電系統MK0

(圖片來源：自行拍攝)



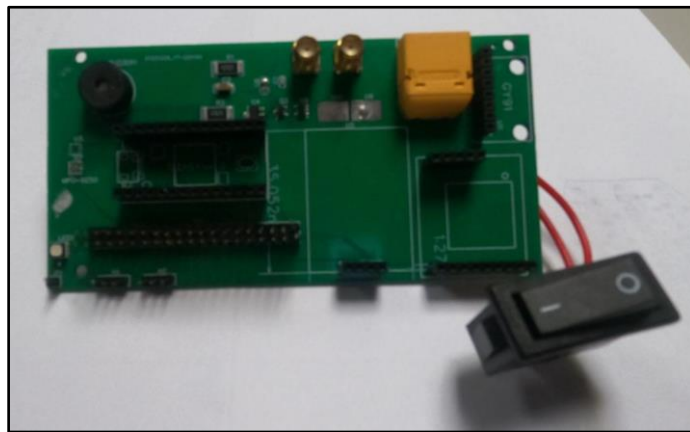
將航電系統移至PCB後，我們發現使用之面積仍然相當龐大，且在此設計尚未使用任何SMT（貼片式，Surface Mount Technology）部件，其中的電壓調整皆是靠外部降壓器進行電壓調整，並且擁有多處供電，但是已將原本的電路都規劃進了PCB中，並開發出航電系統MK1，如圖（二十）。



圖（二十）自行開發航電系統MK1

（圖片來源：自行拍攝）

在使用MK1時，我們發現有時候程式在執行的時候會在USB端口沒有資料，但航電系統都有在正常工作，並且在使用電壓調整器非常麻煩，所以在下一個版本，我們將SMT的電壓調節器加入電路中，且修改了有些感應器的針腳位置和傳輸協定，像是我們原本MPU6050使用的協定為SPI，但發現I2C可容納4個裝置，且I2C FAST-WIRE的傳輸速度約400kbit，我們就把MPU6050的SPI針腳空出來，挪給RFM69HCW和TF卡，並且把體積縮小至120mm\*60mm，開發出航電系統MK2，如圖（二十一）。

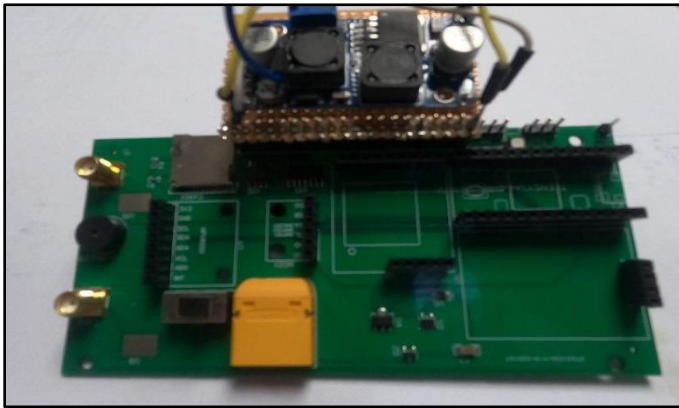


圖（二十一）自行開發航電系統MK2

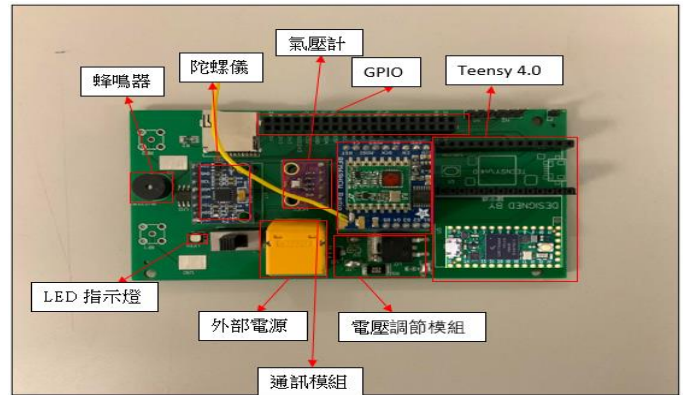
（圖片來源：自行拍攝）

在航電系統MK3，在修正針腳錯位，LDO電壓調節器的型號和TF卡的上拉電阻，而航電系統MK4，MK5則是再次修正LDO的錯位，如圖（二十二），圖（二十三），圖（二十四），而MK6改進型由於接上伺服馬達后TEENSY 4.0容易燒壞並且測試不穩

定所以尚未使用，如圖（二五），再者MK7由於物流作業時間無法進行實體測試，現階段只有MK7為MK6的改進版，優化訊號綫長度和電源穩壓，並在電源與訊號綫路進行改進，加上了，也再次加裝TF卡進行資料收集，如圖（二六），圖（二七）。而我們希望在MK8能夠加裝PTC保險絲作為短路保護和外加一個7805 LDO將MG996R馬達不受電源而有瓶頸。



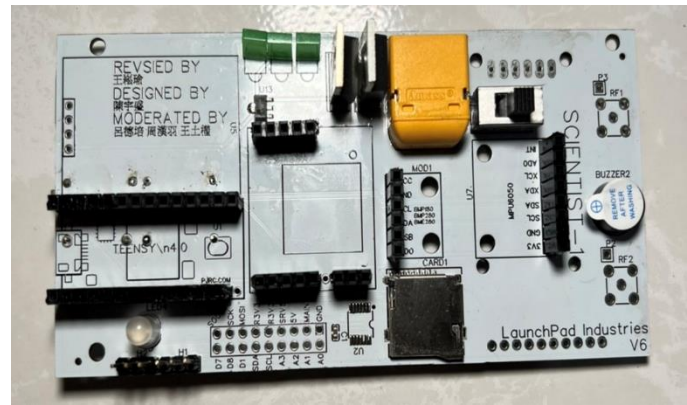
圖（二十二）自行開發航電系統MK3  
（圖片來源：自行拍攝）



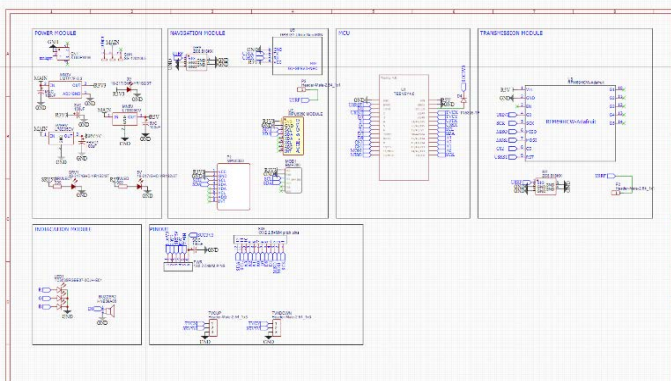
圖（二十三）自行開發航電系統MK4  
（圖片來源：自行繪製）



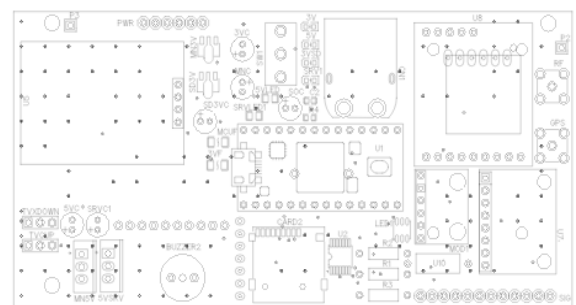
圖（二十四）自行開發航電系統MK5  
（圖片來源：自行拍攝）



圖（二十五）自行開發航電系統MK6  
（圖片來源：自行繪製）



圖（二十六）自行開發航電系統MK7圖紙  
（圖片來源：自行拍攝）

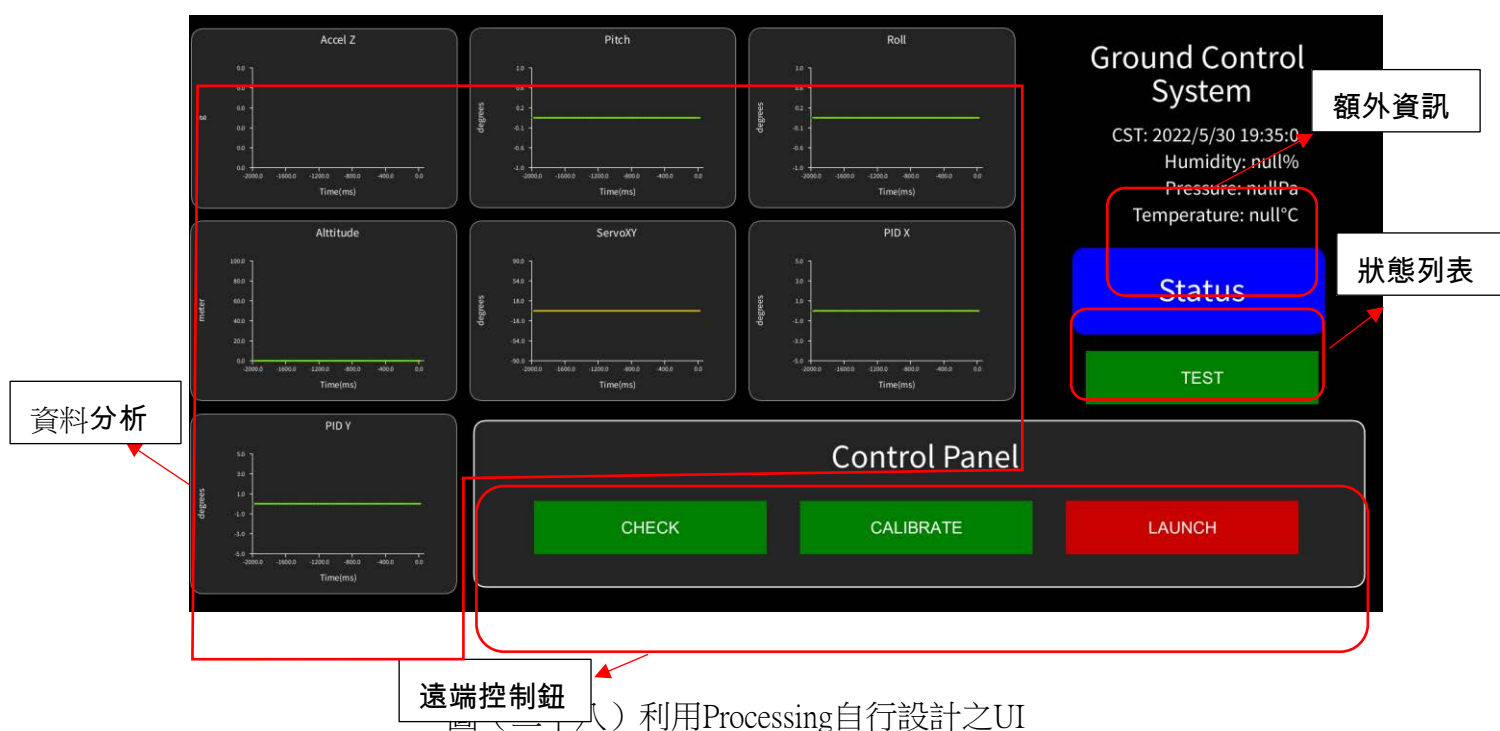


圖（二十七）自行開發航電系統MK7 PCB圖  
（圖片來源：自行繪製）

#### 四、程式設計

##### (一) 開發環境

在開發環境中，我們選用PlatformioIDE 作為我們的主要編譯器，選擇此款開發環境之理由是因PlatformioIDE 使用vscode環境相對於Arduino本身的IDE 能有更多的功能方便我們撰寫和將程式上傳到github。利用程式作資料整合和版本控制。而在我們的無線通訊中，利用地面接收站的電腦，將數據傳送到以JAVA為基底的UI軟體，名叫Processing來呈現出我們想即時監測的資料並且能夠簡單的看到分析後Processing軟體所繪製的圖標。而在眾多的軟體和呈現方式中，我們會選擇這套軟體是因為他相比利用網頁的方式呈現即時數據來的簡單，且網路上也有大量Arduino 和 processing 結合的例子因此選用processing來當作我們監控即時數據的軟體，如圖（二十四）。



(二十四) 利用Processing自行設計之UI

(圖片來源：自行繪製)

利用這套軟體我們設計出即時數據圖表和控制兩個部分，我們選擇了幾個重要的數據來做即時監控如下：

- Z軸加速度
- 伺服馬達現行偏轉角度
- 俯仰（Pitch）角度
- 翻滾（Roll）角度
- 經過軟體PID控制器處理之俯仰和翻滾角度

## （二）操作流程

當資料開始從航電系統傳到地面接收站時，我們會進行自我檢查和校準（Check按鈕），讓伺服馬達進行偏轉確認是否正常工作，完成後會正式的開始實驗程序（Launch按鈕），開始後伺服馬達會依照MPU6050由PID控制器輸出的俯仰和翻滾角度進行擺動，試圖修正並平衡火箭，流程表如下圖（二十五），圖（二十六），而當實驗完成後地面接收站會匯出一份CSV檔，並將剛剛完成的資料整理在裡面方便以後進行數據分析。

## （三）控制方法

我們從Joe Barnard 的影片中瞭解到他的火箭模型都是利用PID的方法進行矯正和修改，其中PID 是以三種糾正方法（比例、積分、微分）相加之後成為輸出值進行糾正，如公式（二），使我們的火箭能維持穩定的飛行，在我們的程式中計算PID的順序如下：

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

公式（二）

```

double dt = (double)(micros() - timer) / 1000000; // count
timer = micros();
error_X = pitch - setangleX;
pidX_p = kp * error_X;
pidX_d = (2 * kd * (error_X - perror_X) + (2 * tau - dt) * pidX_d) / (2 * tau + dt);
pidX_i += ki * dt * error_X;
pidXP = pidX_p;
if (pidXP > maxAngle) {
    pidXP = maxAngle;
}
if (pidXP < maxAngle * -1){
    pidXP = maxAngle * -1;
}
if (pidX_p > 0){
    iLimitX = maxAngle - pidXP;
}
if (pidX_p < 0){
    iLimitX = maxAngle + pidXP;
}
if (pidX_i > iLimitX){
    pidX_i = iLimitX;
}
if (pidX_i < iLimitX * -1){
    pidX_i = iLimitX * -1;
}
PIDX = pidX_p + pidX_i + pidX_d;
posX = PIDX * 2 + servoalignmentX;

```

計算每次運行的時間差

計算PID值

限制I值的漲幅

圖（二十九）PID程式碼

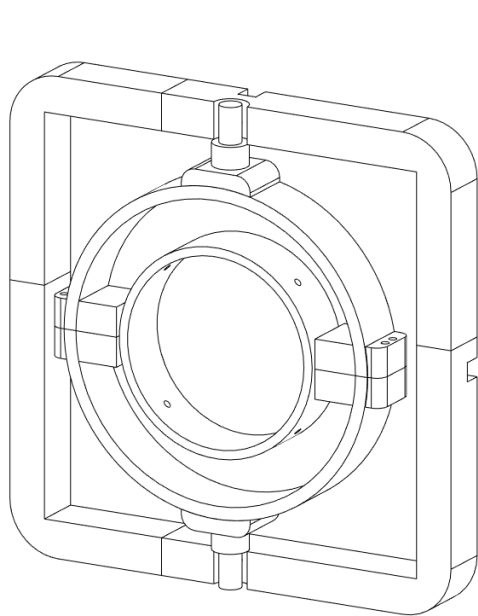
（圖片來源：自行繪製）

## 肆、實驗與研究結果

### 一、實驗方法

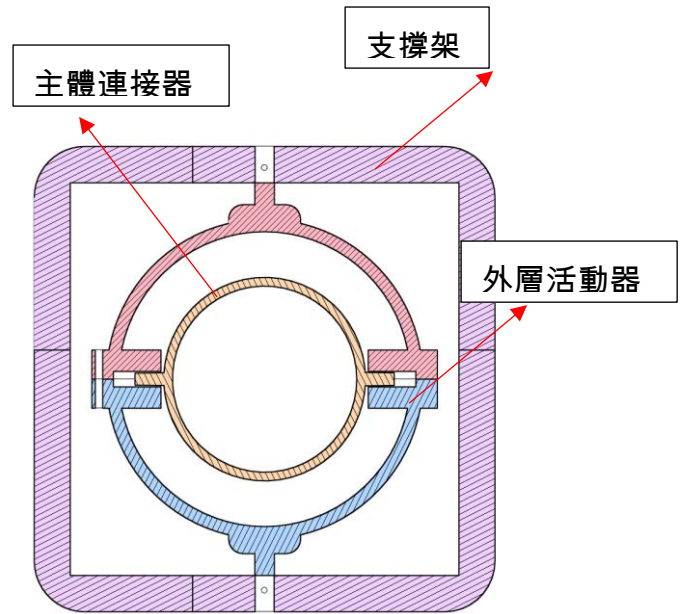
#### （一）實驗環境

我們的實驗方法為自行架設一個相似與2個自由度（DOF, Degree of Freedom）機械陀螺儀的測試架，透過兩層可個別旋轉的方式達到2DOF，如圖（三十），圖（三十一）。



圖（三十）測試平臺3D渲染圖

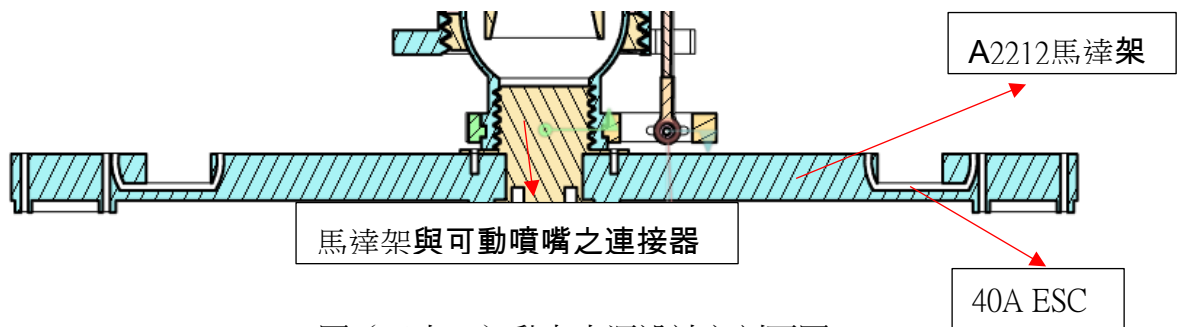
（圖片來源：自行繪製）



圖（三十一）測試平臺剖面圖

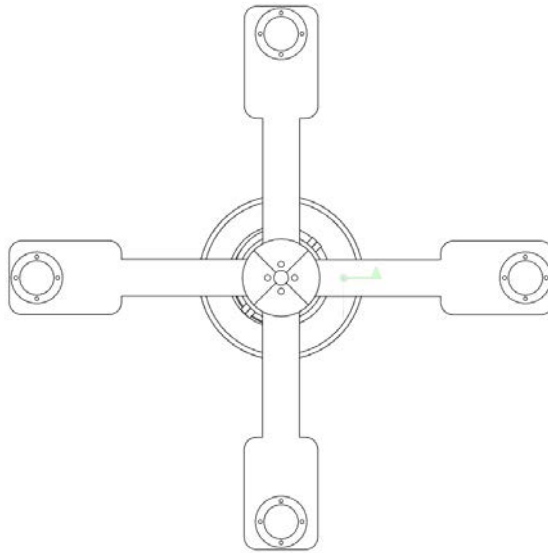
（圖片來源：自行繪製）

而測試火箭模型時，無法使用真正的火箭燃料作為動力來源，我們便設計與TVC可動噴嘴連接的螺旋槳來作為我們的動力來源，透過四個A2212/KV2700馬達和9CM的螺旋槳，如圖（三十二），圖（三十三），並可剛好抵消角動量，並且理論上總共可製造約3.1KG的推力，但由於我們的電源是由兩個12V 29A 的電源供應器提供，無法達到100%的推力，但依然能夠驗證火箭PID的控制模型，而航電系統則是搭配MK5航電系統，實體架設如圖（三十三）。



圖（三十二）動力來源設計之剖面圖

（圖片來源：自行繪製）



圖（三十三）動力來源設計之3D渲染圖

（圖片來源：自行繪製）



圖（三十四）火箭驗證實驗架設

（圖片來源：自行拍攝）

## （二）實驗方法

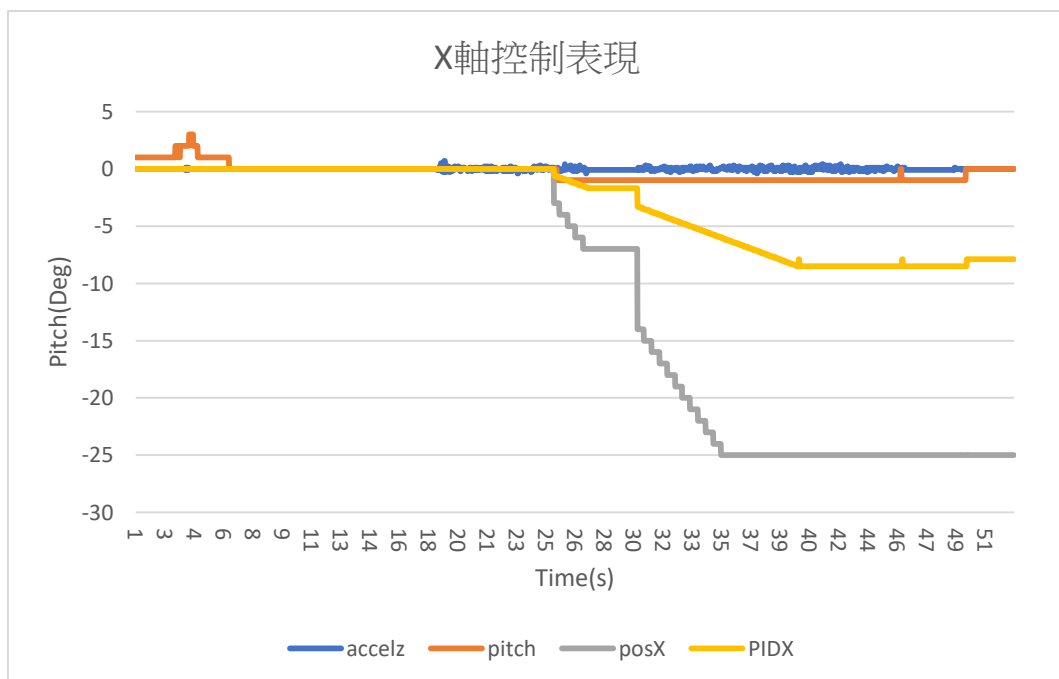
我們實驗方法則是在軟體裏面設定上下左右偏轉不同角度作為我們PID的參考值（Set point）設定在9度，包含獨立X軸和Z軸測試。

### (三) 實驗流程

1. 將火箭固定與機械陀螺儀固定結構上
2. 開啓航電系統、
3. 開啓地面接收系統
4. 開啓Processing軟體
5. 透過陀螺儀設定需要偏轉角度設為火箭的Setpoint
6. 去除任何外力矯正火箭的姿態
7. 讓A2212馬達進行通電
8. 開啓螺旋槳的遙控器並對頻
9. 將遙控器油門推至50%
10. 按下Launch鍵
11. 觀察
12. 將遙控器油門回拉
13. 螺旋槳電源斷電
14. 遙控器關閉
15. 航電系統斷電
16. 按下Processing 中的STOP結束GUI
17. 地面接收系統斷電
18. 匯出CSV

### (四) 實驗結果

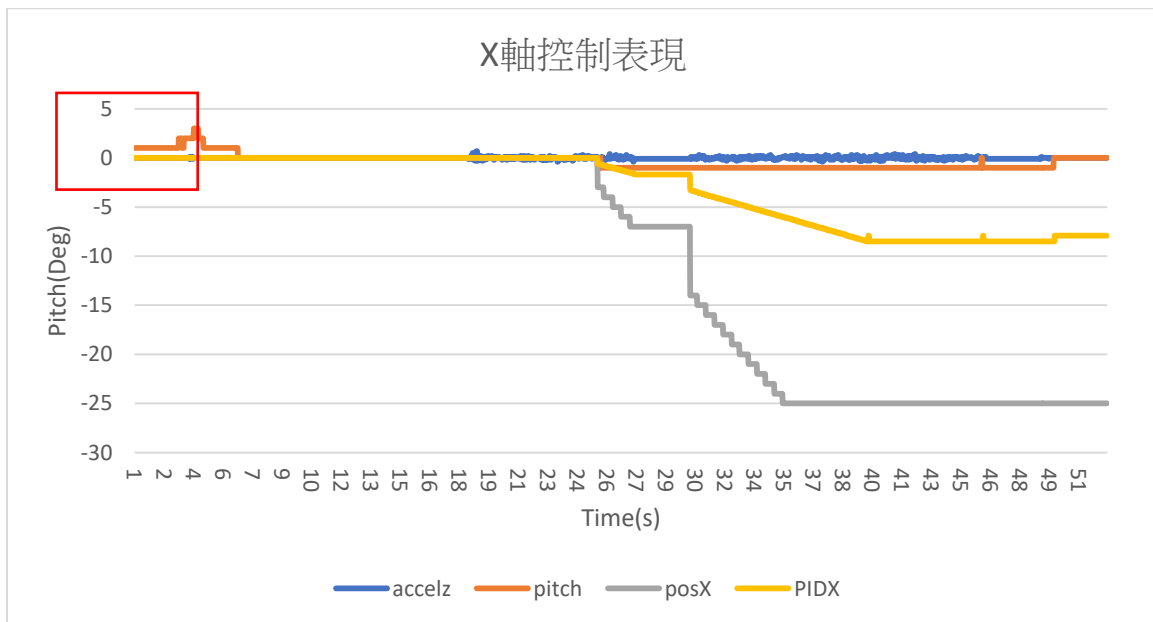
以下圖（五）為我們在完成試驗後所匯整的資料，並分析和觀察其中的現象表現。



圖（三十五）X軸矯正表現

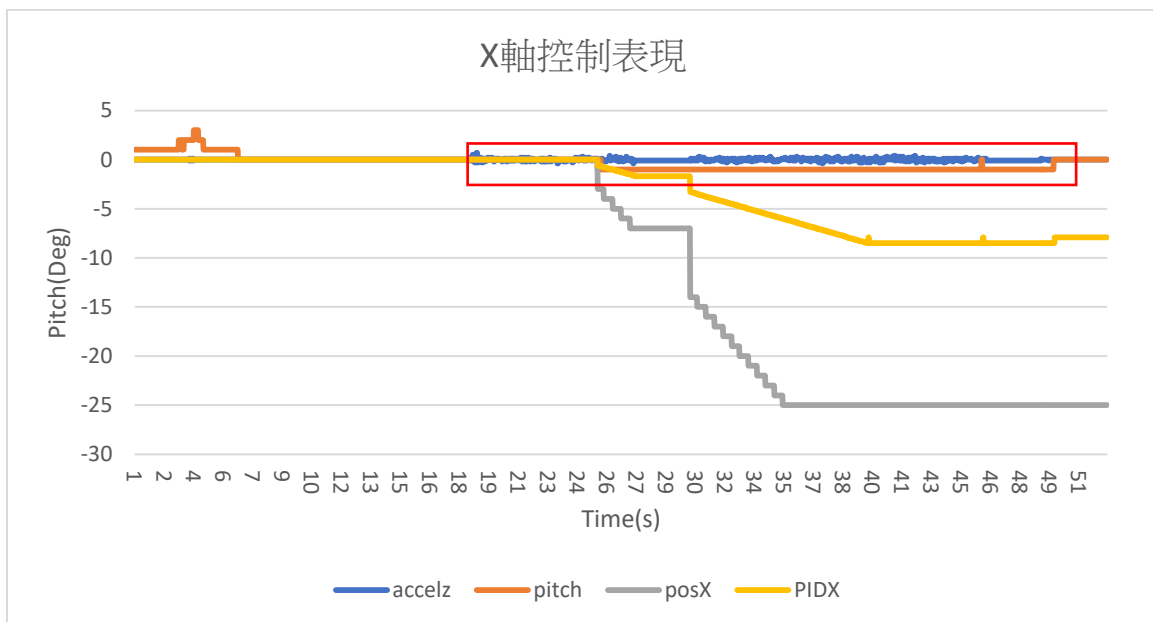
在第1秒到第6秒左右是對應我們的實驗步驟4，而陀螺儀也成功的讀出其度數做設定，如圖（六）所表示。





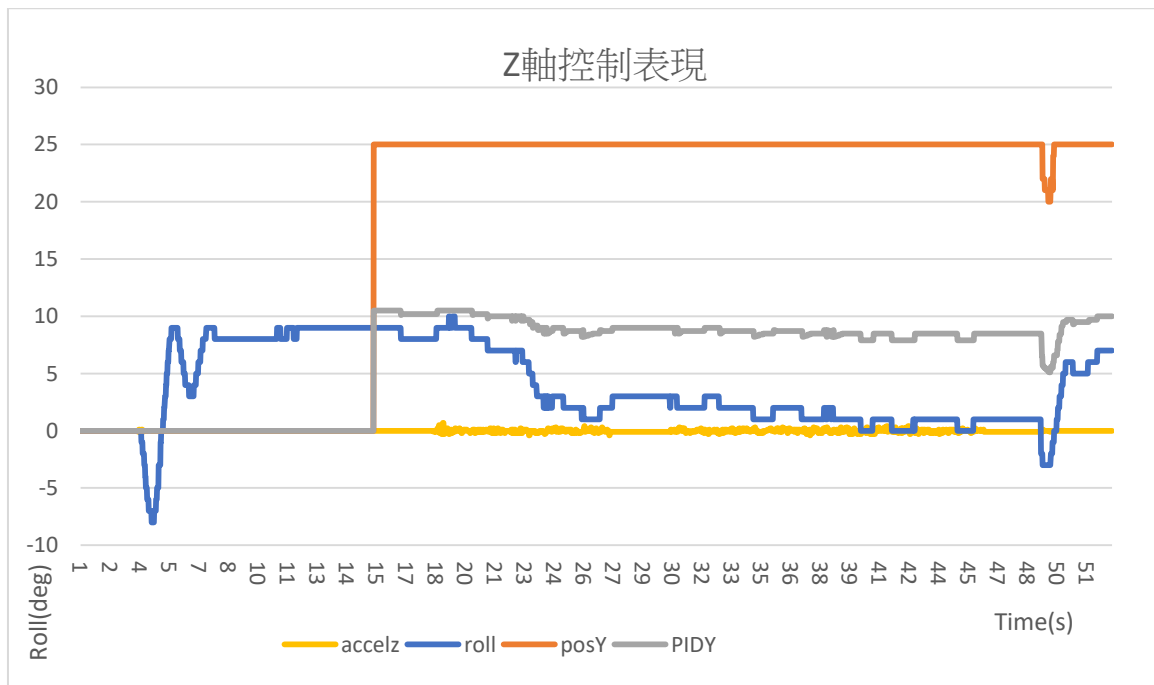
圖（三十五）實驗步驟4在CSV對應圖表

19秒開始Z軸加速度的顫抖是由A2212馬達所造成，便是對應實驗步驟9，如圖（三十六）



圖（三十六）實驗步驟9在CSV對應圖表

在下圖（三十七）中，在完成實驗後，我們以Y軸資料進行分析，並得出以下結論



圖（三十七）Z軸控制表現

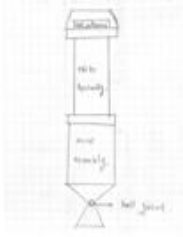
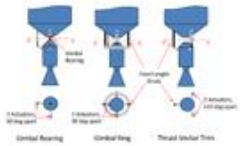
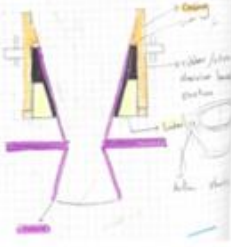
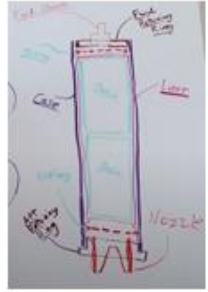
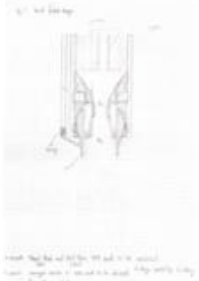



由此圖表我們可以發現以下的現象，在按下Launch鈕之後，PID控制器成功將火箭姿態由原本約為9度在經過26秒後成功穩定的在0度維持姿態，由此可得知，火箭的姿態時有被矯正。

posX,Z 是馬達轉動角度；PIDX,Z是經控制器校正後的值；Pitch, Roll 是火箭姿態

我們在上述的實驗我們能夠觀察出PID有嘗試修正火箭姿態回到原始值，在其中有成功達到我們的目標與結果，在最快的時間達到經過PID控制器指定的角度，並有合乎PID控制法的樣貌

## 二、機構設計

我們設計的火箭最後之成品為參考多個網路資訊，經過對比後把各個的優點截取下並加以放入我們的設計中，讓火箭的優勢能被最大化，如表（四），圖（三十）。

演變編號	參考來源	自行設計	參考來源設計
1	N A S A		
2	J o e B a r n a r d		
3	L S h a n g		
4	L S h a n g		

表（四）由圖紙到實體過程

（表格來源：自行繪製）

## 伍、討論

### 三、機構設計

在設計火箭的機械結構時，發現有些的部件經過3D列印機列印後，會有約0.1到0.2mm的公差存在，在設計螺紋結構的模組時，時常遇到螺紋對應不上外殼的螺紋，導致部件損毀，

在經過幾代的重複修正後，確定螺紋大約需要0.2mm的公差，在後期開發過程也就沒有遇到相關的問題，在實體化的過程中，我們由於模型大致上使用3D列印機製作，所以列印過程中，因機器校準過程不順利而導致部件結構不穩定，容易出現斷層，層高高度（Layer Height）不夠融合，也是我們所要面對的問題，並且在加工的方面，雖然PLA容易印製，可是在後續的加工非常的困難，難以使用砂輪機或鑽頭進行加工，以後也希望火箭能夠以PETG或ABS印製。

#### 四、航電系統設計

在航電系統中，供電模組和TF卡讀寫仍然是我們要面對的問題，在拿到MK4航電系統時，發現組裝後的伺服馬達所要的功率遠超過我們所設計的範圍，約1到1.2W左右，但是伺服馬達在負載下最高峰功率為3W，遠超過MK4航電系統所能負載的，而TF卡原本設計用於無線通訊斷線後儲存資料的地方，但由於對於TF卡電路設計仍不清楚，尚未能啟用這個功能。

#### 五、程式設計

UI介面的狀態顯示時常會有與航電系統正在執行的動作不一致的情況發生，為了完善狀態顯示的運作，之後會以其他溝通方式做到讓狀態顯示和航電系統的動作一致。目前我們的kp、ki和kd增益值皆是參考其他網路資料所設定的值，之後我們會進行測試調適出最符合我們火箭的增益值。

## 陸、結論

在設計和開發的過程中仍然有許多地方可以被改進，我們成功改良出一個相較於FBA較為可行的控制結構方案，並成功的應用PID控制器在修正噴嘴方向，但在結構強度（Integrity）方面我們仍有待加強，而原本實驗想使用A2212作為我們的校正的另外一個指標，證明校正作業並不只是在理論上成立，而在現實的場面也能有實際效應，但在裝上馬達後開始測試才發現由於角動量守恆，導致馬達旋轉時，火箭的連桿會跟著移動，進而導致伺服馬達需要使用更大的力矩去抗衡A2212馬達並連帶Teensy 4.0的SoC因5V電流過大而導致其燒壞，而我們想借由加裝第二顆馬達並反向旋轉將角動量抵消和外接獨立電源來做到自我校正和電源隔離，而在程式撰寫的部分，主要的PID控制器中的參數尚未完全與我們的應用（Application）

進行優化，現行的三個值是使用網路上參考資料來做校正參數，但仍展望在以後能解決上述問題並加以改進。

## 柒、參考資料及其他

1. L Shang. (2020, August 6) . Successful launch of TVC self stabilized rocket [Video]. YouTube. [https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO\\_eI10&t=108s](https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO_eI10&t=108s)
2. Fry, ben, & Reas, C. (n.d.) . Reference. Processing. <https://processing.org/reference>
3. Schlegel, A. (2015) . CONTROLP5. processing GUI, controlP5. <https://sojamo.de/libraries/controlP5/>
4. Nilsson, S. (2013, December 5) . Realtime data plotter. Sebastian Nilsson. <https://sebastiannilsson.com/project/realtime-plotter/realtime-data-plotter/>
5. Rowberg, J. (n.d.) . I2C device library. I2C Device Library. <https://www.i2cdevlib.com/>
6. Hanbergs Space Mission. (2021,May 21) . Arduino Code For Tvc Rocket Pid Control Ep. 2[Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=Hsi1JALW4VQ>
7. nakka, r., n.d. [online] Nakka-rocketry.net. Available at: <[https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka\\_theory\\_pages.pdf](https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka_theory_pages.pdf)> [Accessed 7 March 2022].
8. Rodríguez Miguel, R. (2011) . Study of a nozzle vector control for a low cost mini-launcher (Master's thesis, Universitat Politècnica de Catalunya) .
9. Yingling, A., Hewgley, C., Seigenthaler, T., & Yakimenko, O. (2011) . Miniature Autonomous Rocket Recovery System (MARRS) . In 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar (p. 2597) .
10. Parhi, A., Mahesh, V., Kalluru, K., Reshmi, S., Harikrishnan, R., Lakshmi, V. M., ... & Reddy, R. K. (2018) . Development of slow-burning solid rocket booster for RLV-TD hypersonic experiment. Current Science, 74-83.
11. Clinton B.F. Ensworth/NASA. (2013, October 18) . Thrust Vector Control for Nuclear Thermal Rockets. NASA Technical Reports Server (NTRS) . <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140002890/downloads/20140002890.pdf>
12. Charlie, G. [Charlie&nbsp;Garcia]. (2020, May 11) . Solid Rocket Motors 2: Case Design [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=OmjEgMdfNeA>

13. Joe, B. [BPS. space]. (2019a, December 3) . GNSS and Telemetry Downlink on Sprite [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=9EDv6U2t9R0>
14. Joe, B. [BPS. space]. (2019b, December 15) . Sprite Ground Control [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=fYsA3T8rlhg>
15. Joe, B. [BPS. space]. (2020, March 9) . How To Build a Thrust Vectored Model Rocket - National Rocketry Conference 2020 [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=4cw9K9yuIyU>
16. Joe, B. [BPS. space]. (2021a, March 3) . Lumineer Design - 10km/Mach 1.7 L3 Rocket [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=PuK4khlWKqg&t=9s>
17. Joe, B. [BPS. space]. (2021b, June 29) . Rocket Recovery System - Building Lumineer [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=PIy42B6BNwk&t=551s>
18. Joe, B. [BPS. space]. (2021c, September 18) . Rocket Avionics - Building Lumineer [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=pZ572Rjj9vA>
19. PID controller. (2022, February 22) . In Wikipedia. [https://en.wikipedia.org/wiki/PID\\_controller](https://en.wikipedia.org/wiki/PID_controller)
20. Richard, N. (2007, February 20) . Solid Rocket Motor Theory. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. Retrieved August 3, 2022, from [https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka\\_theory\\_pages.pdf](https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka_theory_pages.pdf)

## 【評語】 052307

1. 作品嘗試以等比例縮小火箭模型，利用推力向量控制（TVC，Thrust Vector Control）開發出可動式噴嘴的結構來做噴射方向的調整，具挑戰性及創新性。
2. 研究報告撰寫非常仔細與專業，看得出來是個火箭愛好者的作品，有對相關火箭控制方向的方法進行探討及了解，並說明選擇最終自行開發 TVC 系統架構的理由。作品成果雖然只是呈現模型，但是設計的規格、進行的步驟都與製作實品相近，值得讚許的是討論與結論的部分，對整個研究的過程有客觀詳盡實在的分析，依循科學實驗的精神與步驟，更好的作品指日可待。
3. 目前作品尚未進行真正的火箭燃料測試，只初步驗證所設計的可動噴嘴可如實作動，噴嘴極限角度為前後左右 9 度，建議應該加強對姿態修正的成果好壞程度與系統整體效益進行評估，並探討其相關機制，未來應評估實際高溫運作下所面臨關鍵問題。
4. 調整機構實則希望後續推力方向調整，因此最終實驗應該以推力方向變化作為判定機制，而非僅噴嘴方向變化。

## 作品簡報



組別：高級中等學校組

科別：工程學（一）

作評名稱

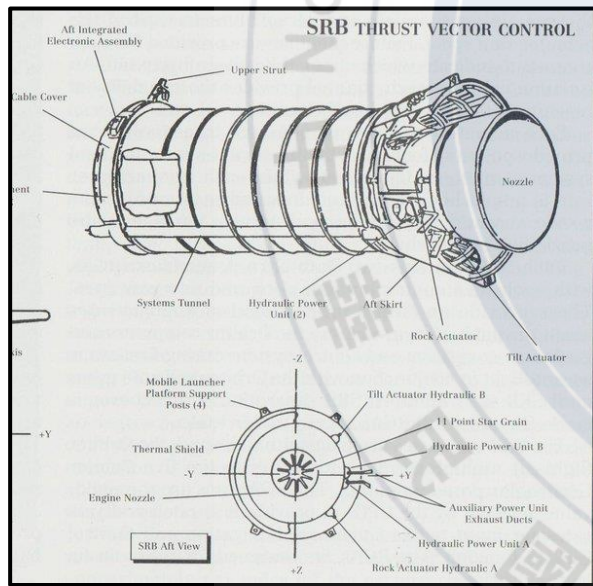
# 火箭向量噴嘴控制和設計之研究



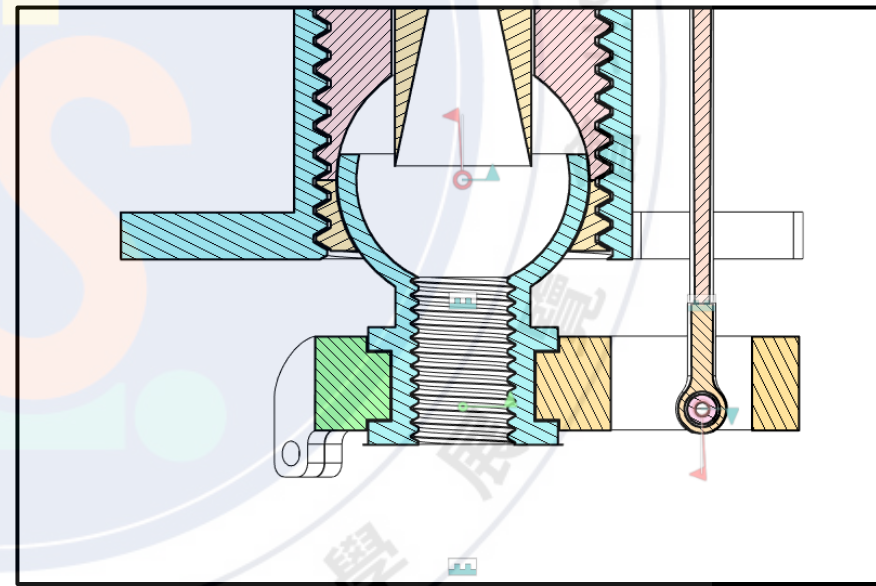
# 研究動機與目的

民營火箭的逐漸興起，帶動了我們對於商業化火箭的興趣，火箭商業化來說現階段的價格相較於以往是越來越低了，可是為了壓低成本，通常都需要一次繫帶4~6個載荷才能降成本降低，而在研究的過程中，發現控制結構為成本的主要來源，所以我們從控制方法和相較簡單的機械結構下手來進行初步驗證，來達到未來一個載荷一個火箭的目標。

現階段的目標我們設定在：設計機構相對FBA簡單且能夠自行進行姿態修正的火箭模型

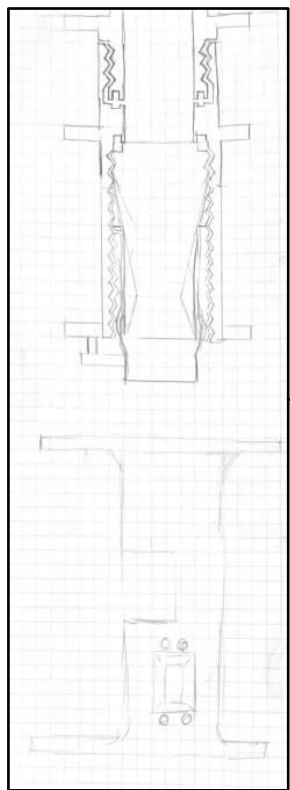


傳統FBA-TVC結構

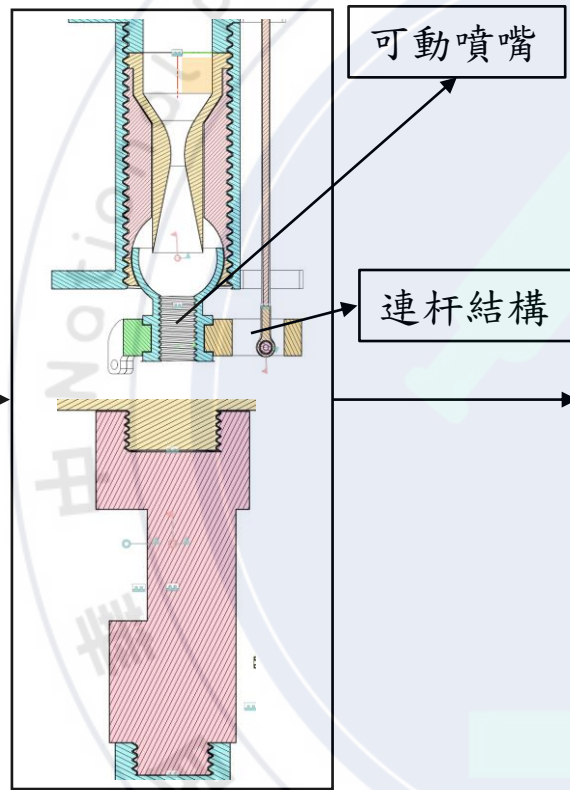


自行設計之TVC結構

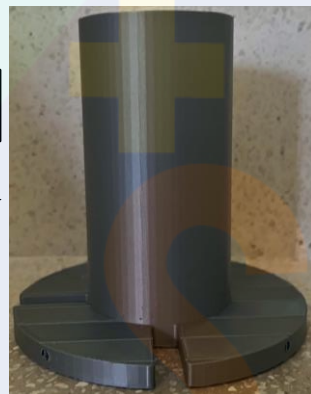
# 製作火箭模型之過程和結構



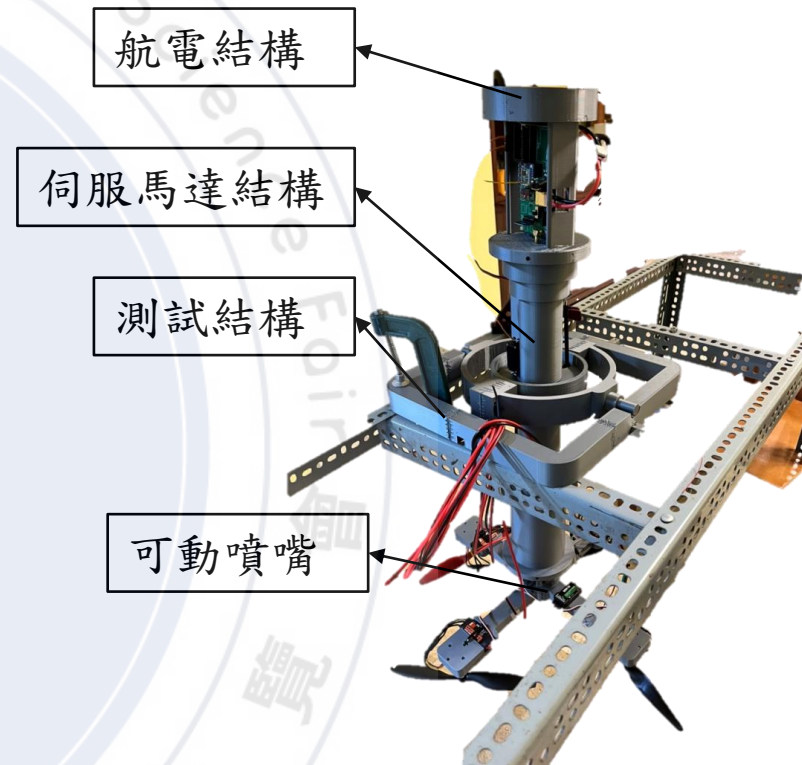
圖紙上進行構思



Fusion360進行建模和3D設計

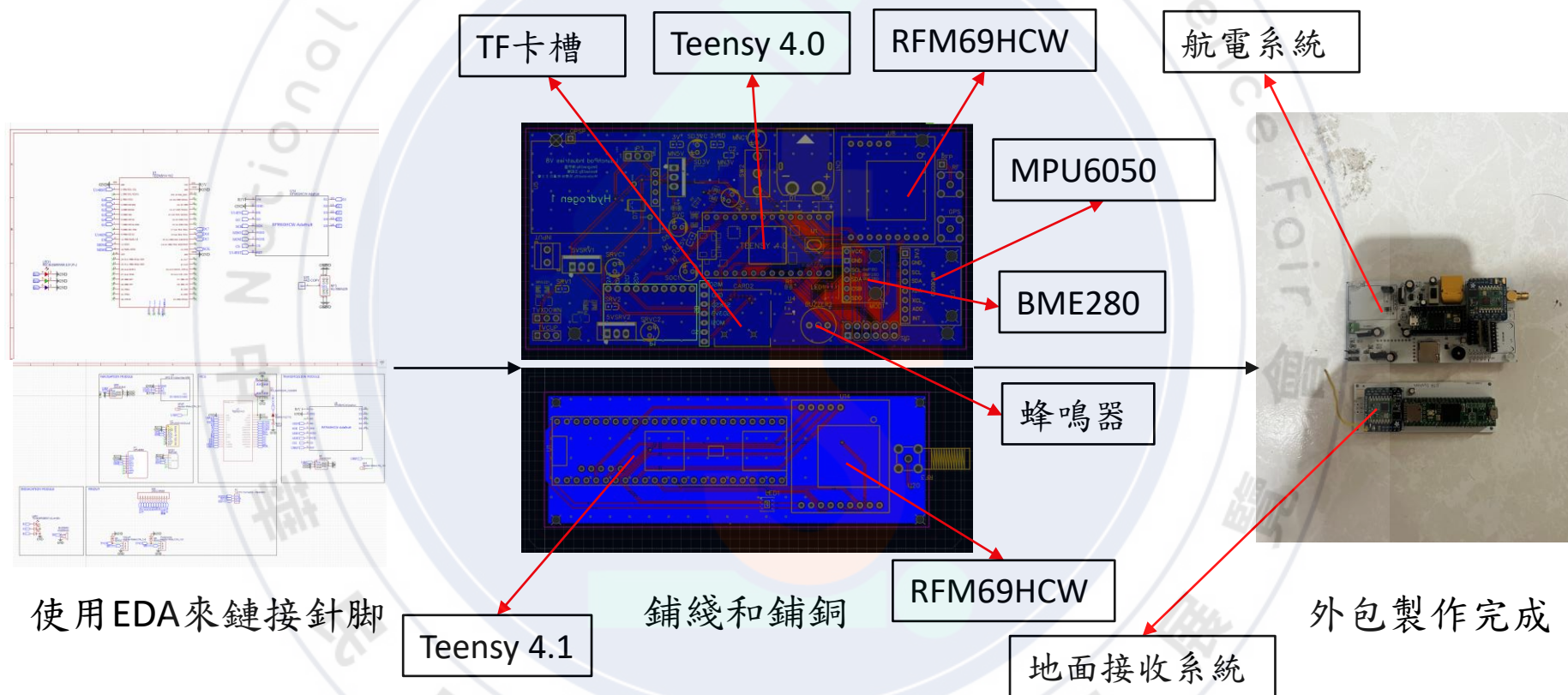


進行3D列印製作和修正



組裝最終成果

# 製作和設計控制電路之過程



# 火箭模型之控制方法

我們的火箭模型的控制模型采用較為普遍的PID控制法進行校準，透過以下的公式，轉換成伺服馬達訊號促使機械結構將火箭的姿態擺正

e = 誤差值

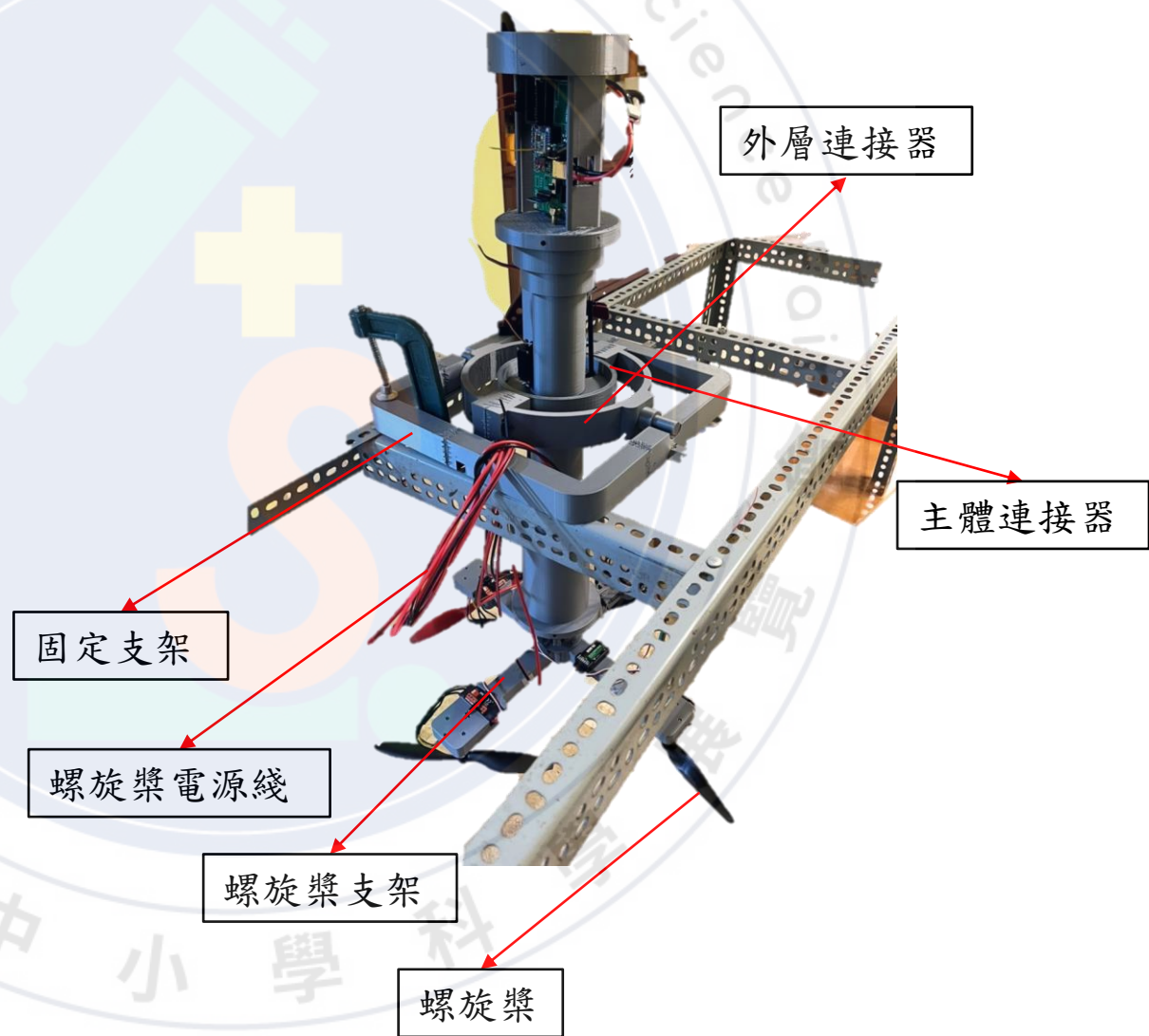
時間段內的誤差值

預估誤差值

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

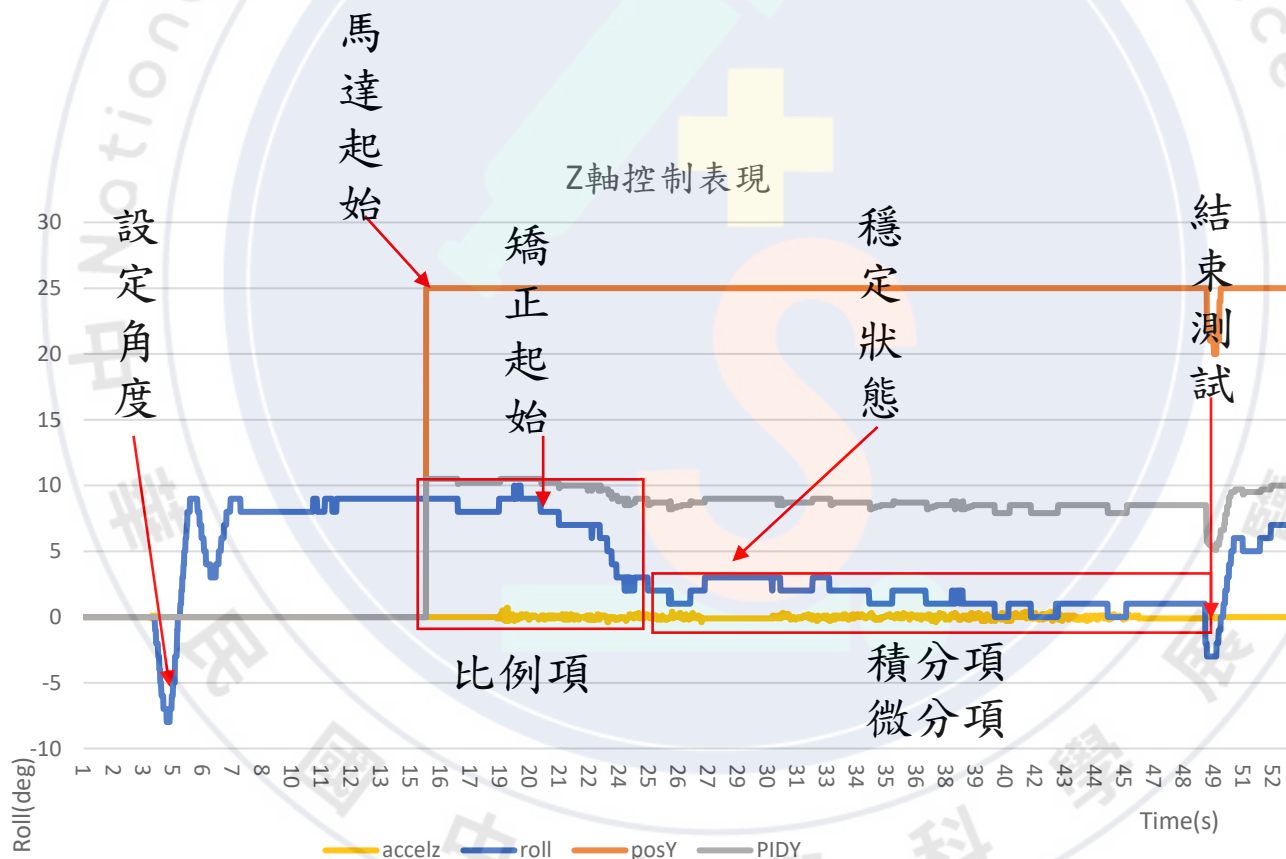
# 實驗方法

我們的實驗方法主要是將火箭模型放置於自製的測試架上，並透過機械陀螺儀的概念設計讓火箭能固定在一處而有2dof，加上四個A2212/KV2700馬達作為矯正動力，而我們則是透過不斷反復的測定，瞭解可動噴嘴的極限矯正角度在哪裏。還有透過我們自行開發的地面監控系統，做出及時的數據分析



# 實驗結果

現階段由於沒有真正的火箭燃料測試，所以我們使用四個螺旋槳作為矯正的動力來源，而在測試的過程中在初步的實驗並加以畫成圖標後可以得知，我們所設計的可動噴嘴和PID有如實正常作動。在不斷的測試後，我們發現在使用自行設計的可動噴嘴極限角度為前後左右9度，如下表。



# 結論

經過了以下的設計，改良與測試可知以下幾點

- 此種設計方案有其可行性
- 最大修正幅度為9度
- 可自行進行修正

而有其以下其他的仍待改進的地方

- 能夠有更多的測定方法驗證以更加確立此設計方案
- 在PID的參數部分，能夠加入自行修正的功能



# 參考資料

L Shang. (2020, August 6) . Successful launch of TVC self stabilized rocket [Video]. YouTube. [https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO\\_ell0&t=108s](https://www.youtube.com/watch?v=bFVHdO_ell0&t=108s)

Fry, ben, & Reas, C. (n.d.) . Reference. Processing. <https://processing.org/reference>

Schlegel, A. (2015) . CONTROLP5. processing GUI, controlP5. <https://sojamo.de/libraries/controlP5/>

Nilsson, S. (2013, December 5) . Realtime data plotter. Sebastian Nilsson. <https://sebastiannilsson.com/project/realtime-plotter/realtime-data-plotter/>

Rowberg, J. (n.d.) . I2C device library. I2C Device Library. <https://www.i2cdevlib.com/>

Hanbergs Space Mission. (2021, May 21) . Arduino Code For Tvc Rocket Pid Control Ep. 2[Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=Hsi1JALW4VQ>

nakka, r., n.d. [online] Nakka-rocketry.net. Available at: <[https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka\\_theory\\_pages.pdf](https://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka_theory_pages.pdf)> [Accessed 7 March 2022].

Rodríguez Miguel, R. (2011) . Study of a nozzle vector control for a low cost mini-launcher (Master's thesis, Universitat Politècnica de Catalunya) .