

中華民國第 65 屆中小學科學展覽會

作品說明書

高級中等學校組 工程學科(一)

052304

飛向宇宙，浩瀚無垠-自主分項研發火箭技術，
推進系統及姿態控制和測量之研究

學校名稱： 國立鳳山高級中學

作者： 高二 許皓翔 高二 孫子喬	指導老師： 陳翠環
---------------------------------	------------------

關鍵詞： 柵格翼、馬格納茲效應、火箭回收

摘要

本研究將火箭分成三大部分：推進、姿態控制、降落，各別研發製作，用低成本材料結合Arduino 實現動態控制，以及自製出研發測量及實驗所需的器材，最後將所有技術整合完成一整支火箭。我們自行設計了引擎噴嘴，結合實驗將噴嘴推力提升，並比較不同噴嘴的推力。為了完成姿態測量，我們利用 Arduino 自製姿態測量系統，經過測試將其放置於火箭中用其自動量測數據並存取。回收火箭的動態姿態控制系統之部分，我們自製柵格翼，以及利用生活中所見有趣事物，創新製作圓筒姿態控制，實現火箭在空中動態控制。最後將技術整合，完成火箭。

壹、前言

一、研究動機

我們三位組員都是對火箭跟宇宙開發十分有興趣的同學，SpaceX 這間公司在航太方面發展迅速，在近幾年全球無人不知，看到他們將火箭降落在地球上，我們都希望台灣若能發展出這項技術就好了，其中最讓我們在意的是那幾片小小的柵格翼，雖然早在蘇聯時代就有見到柵格翼的身影，但都是在導彈上看見它，除了柵格翼，逆向推進系統也是火箭安全降落的關鍵技術。這種技術需要耗費大量燃料，以用體積巨大的推進器以減速到安全降落的速度。

我們希望自行研發火箭，將火箭分成各部分獨立研究，除了自製火箭，研究時測量及模擬器材皆自行製作，並且利用創新構想自製新的姿態控制方法，與柵格翼比較。

二、研究目的

本研究將火箭分為數個部分獨立分析製作，並設計實驗測量。

（一）噴嘴對於推力的影響：比較收縮段 30 度和 60 度噴嘴的推力大小差別。

（二）點火位置對於推力的影響：比較不同點火位置對於引擎推力的影

響。

(三) 柵格翼對火箭三軸的影響：比較並測量柵格翼對火箭三軸的穩定性。

(四) 自製圓筒對火箭三軸的影響：比較並測量圓筒對火箭三軸的穩定性。

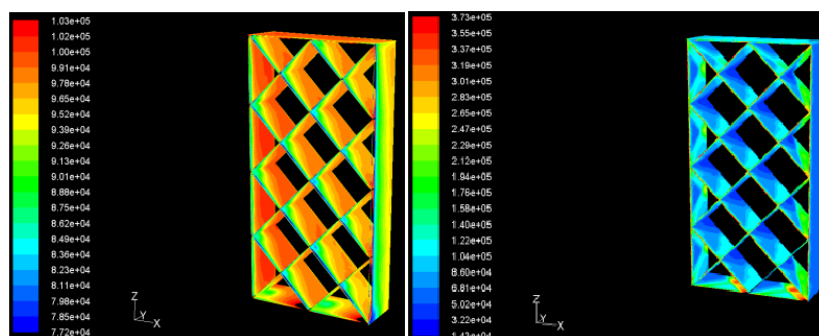
(五) 火箭降落技術整合：將以上四個部分經由合適的設計進行整合組裝，完成整支火箭，並實際發射飛行觀察飛行狀況。

三、文獻回顧

(一) 柵格翼

在過去某些國家所設計之導彈相關武器技術上可見到柵格翼的身影，其內部數個小方格皆為一個一個小小的翼，因體積小、可折疊，且控制能力大於傳統平板翼，使得在眾多導彈上可見到柵格翼，隨著近年來航太技術的迅速發展，SpaceX推出的獵鷹9號火箭憑藉可重複用的設計用它在全球受到矚目，獵鷹9號是自2010年SpaceX開始研發的中型二級運載火箭。從初期的1.0版到後續的Block5版，火箭在推進器性能、結構設計以及控制系統上持續優化，我們可以發現在2014年，獵鷹9號1.1版時首次在回收及著陸過程中採用了柵格翼（Grid fins），柵格翼通常由多層交叉排列的薄翼板組成，這種設計用得它能夠保持穩定的氣動性，能夠精確控制回收火箭時的姿態，對提升火箭回收成功率已經有很大貢獻。

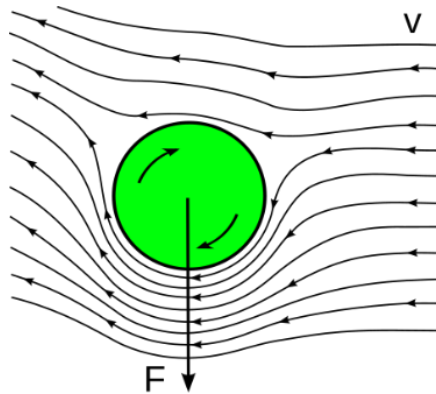
柵格翼雖然在跨音速及超音速下穩定性高，但因其網格結構，導致空氣阻力大。除了阻力，其內部大量渦流與激波使得設計難度高。下圖(1)顯示出在亞音速及超音速下流體流經柵格翼所造成的壓力分佈。



圖(1)、柵格翼在超音速和亞音速時壓力分佈示意圖（圖片來源：參考文獻[2]）

（二）馬格納茲效應：





在各項球類賽事中，常常能看到旋轉球在空中變換方向，例如足球、棒球等，在流體中旋轉的物體造成兩側流體流速不同，根據柏努力原理，可得知流速增加則壓力下降，兩側壓力不同進而產生力用球運動方向改變。我們觀察此現象並猜想運用到火箭姿態控制的可行性。









圖(2)馬格納茲效應示意圖（圖片來源：參考文獻[13]）

貳、研究設備與器材

一、推進系統：(皆作者自行拍攝)



噴嘴(收縮 60 度)	噴嘴(收縮 30 度)
	
PVC 管	鋁製燃料管
	

二、姿態測量：(圖片來源：參考文獻[16]、[9]、[10]、[11]、[17]、[18])








Arduino NANO[16]	MPU6050[9]	麵包版[10]
		
麵包版供電模組[11]	MicroSD 模組[17]	MicroSD 卡[18]
		

三、姿態控制：

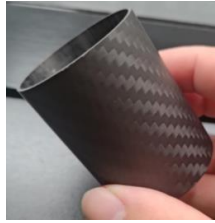
(一) 柵格翼：(皆作者自行拍攝)

金屬合頁	自製柵格翼
	

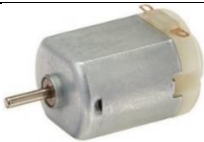





(二) 柵格翼控制系統：(圖片來源：參考文獻[10]、[9]、[16]、[11]、[8]、[19])

麵包版[10]	伺服馬達 (作者自行拍攝)	MPU6050[9]	Arduino NANO[16]
			
麵包版供電模組[11]	9V 電池[8]	18650 電池[19]	
			



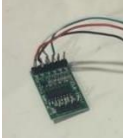
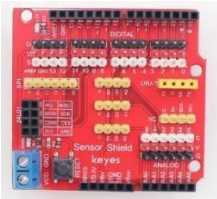
(三) 圓筒：碳纖維圓筒(作者自行拍攝)



(四) 圓筒控制系統：(圖片來源：參考文獻[14]、[15]、[9]、[8]、[19])

直流馬達[14]	L298n[15]	MPU6050[9]
		
Arduino UNO (作者自行拍攝)	9V 電池[8]	18650 電池[19]
		

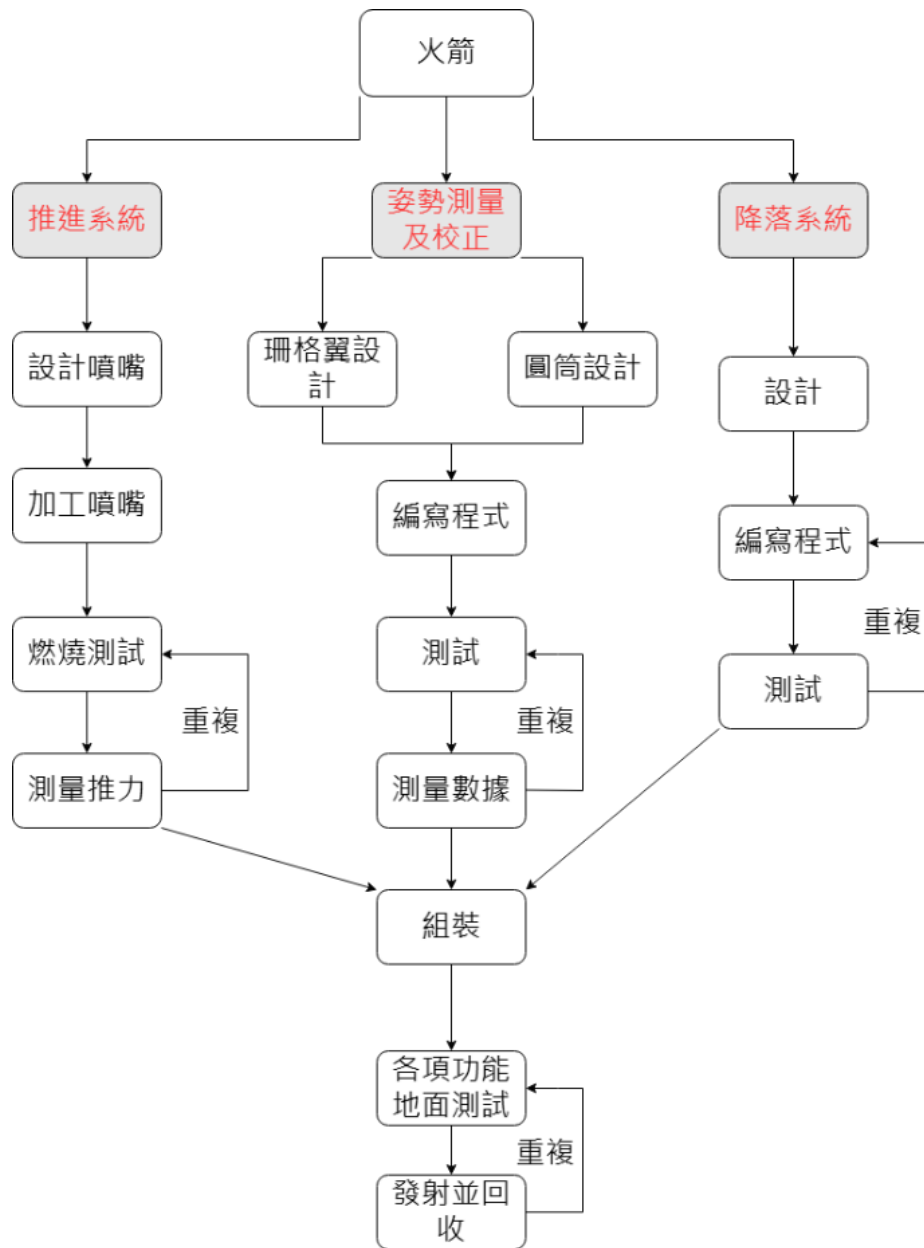
四、推力測量台：(皆作者自行拍攝)

Arduino UNO	KSM129	HX711
		
Arduino UNO 擴張版		
		

五、火箭外殼：羽球筒(作者自行拍攝)



參、研究過程與方法



圖(3)、流程圖(作者自行繪製)

一、推進系統：以PVC 水管及鋁管當作燃料管，碳鋼製成噴嘴，並自製推力測量台，結合 Arduino 測量推力數據。

(一) 燃料+燃料管+噴嘴：

1. 硝酸鉀+山梨醇(KNSU)：總重138克

將硝酸鉀以及山梨醇粉末依重量比例(硝酸鉀：山梨醇=13:7)混合後，加上總重 1%的氧化鐵放進鍋子內用瓦斯爐慢慢加熱，溫度不超過攝氏 80 度慢慢加熱，融化後變成白色濃稠狀液體，並添加微量氧化鐵當作催化劑，加熱結束後將燃料倒入燃料管中。



圖(4)、KNSU 瞬間燃燒(作者自行拍攝)

2. 燃料管：

材質要求需要可耐瞬間高溫並且加工容易的材料，我們選擇 PVC 管以及鋁管當作燃料管，燃料加熱結束後倒入，並確認燃料完全填入後等待燃料冷卻固定即可。



圖(5)、PVC管(作者自行拍攝)

優點：便宜、加工容易、易取得。

缺點：燃燒產生的大量氣體及高溫用水管膨脹嚴重、無法重複使用

。



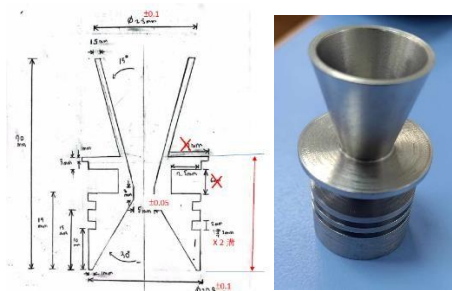
圖(6)、鋁管(作者自行拍攝)

優點：便宜、重量輕、韌性高、可重複用 。

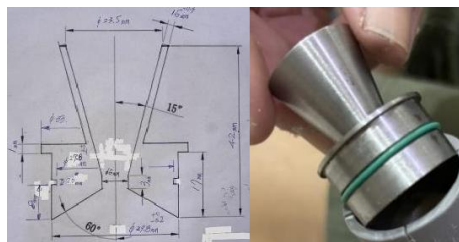
缺點：不易取得所需尺寸、加工不易。

3.噴嘴：

我們設計了收縮段 60 度以及 30 度的噴嘴並繪製設計圖交由車床加工成金屬噴嘴，以螺絲將噴嘴以及燃料管固定，使用橡皮圈密封，噴嘴和燃料管需緊密貼合。



圖(7)、左：30 度噴嘴設計圖(作者自行繪製) 右：收縮段 30 度噴嘴(作者自行拍攝)



圖(8)、左：收縮段 60 度噴嘴設計圖(作者自行繪製) 右：收縮段 60 度噴嘴(作者自行拍攝)

(二) 燃燒測試：

目標：確認引擎設計的可行性、燃燒的穩定性，且因尚未得知引擎推力，所以測試可以對之後測量推力做安全評估及預測以應對各種突發狀況。

步驟：將引擎放置於地上後，把重物(我們使用石頭及磚塊)分別靠在引擎左、右及後方，最後架設攝影機，確認前方無何危險物品後開始實驗。



圖 (9)、燃燒測試照片(作者自行拍攝)

(三) 推力測量：

1. Arduino 程式：

(1) 加入重量感測函式庫，並定義接腳，時間變數用以計算時間，以及新增校正變數。

```
#include "HX711.h"
const int DT_PIN = 6;
const int SCK_PIN = 5;
int time=0;
const int scale_factor = -167;
HX711 scale;
```

(2) print 時間，時間變數每次加 1 秒，列印出壓力為每五次測量的平均值。

```
Serial.print("time:");
Serial.print(time);
Serial.print(" pressure:");
Serial.println(scale.get_units(5),0);
time=time+1;
scale.power_down();
delay(500);
scale.power_up();
```

(3) 校正，利用已知重量物品秤重所取得的參數作為比例參數。

```
float current_weight = scale.get_units(10);
float scale_factor = (current_weight / sample_weight);
Serial.print("Scale number: ");
Serial.println(scale_factor, 0);
```

2. 使用自製推力測量台，固定引擎並且使其貼齊感測器，最後將測量台以螺絲釘固定於桌面或地面，並且在周圍架設攝影機，接上 Arduino 後開始測量。測量台如下頁圖(10)。



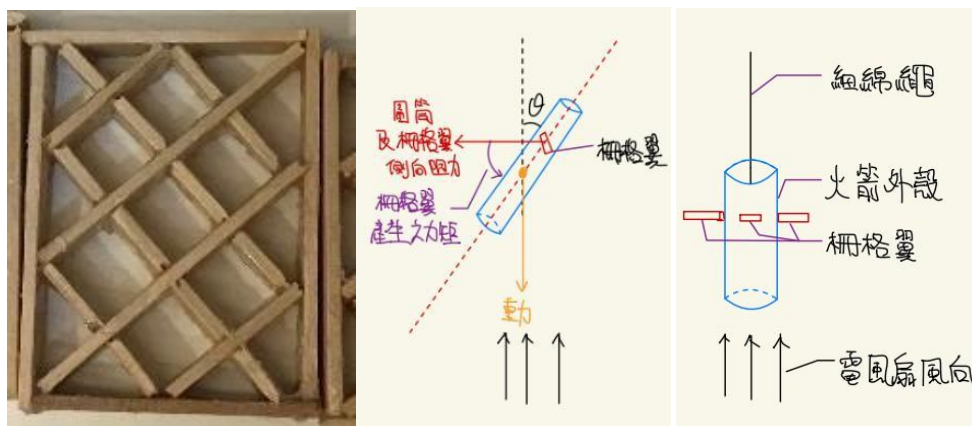
圖(10)、推力測量台(作者自行拍攝)

二、姿態校正及測量

(一) 柵格翼(Grid fins)

1. 外觀設計：

外殼為長 5.0cm x 寬 4.4cm 的長方形，內部為冰棒棍彼此鑲嵌，用每個格子皆為寬度大約 1cm 的正方形，完整正方形格子共有 7 個，加上等腰直角三角形 10 個。



圖(11)(作者自行拍攝)、左：自製柵格翼 中：受力圖分析 右：柵格翼實驗方法

2. Arduino：

使用 Arduino NANO 接 MPU6050 讀取姿態數據後傳給四顆 180 度伺服馬達 SG90，以及一顆 360 度伺服馬達，分成 x、y 控制以及 z 軸控制。

(1) 與 MPU6050 感測器通訊，使用 Adafruit 的函式庫。

```
#include <Adafruit_MPU6050.h>
```

```
#include <Adafruit_Sensor.h>
```

(2) 伺服馬達函式庫 I2C 通訊。

```
#include <Wire.h>
```

```
#include <Servo.h>
```

- (3) 設定 MPU6050 加速度量測範圍為 $\pm 8g$ ，角速度則是 $\pm 250^\circ/s$ 。

```
mpu.setAccelerometerRange(MPU6050_RANGE_8_G);  
mpu.setGyroRange(MPU6050_RANGE_250_DEG);  
mpu.setFilterBandwidth(MPU6050_BAND_21_HZ);
```

- (4) 用map 函數將角速度對應到馬達角度控制 z 軸方向，以兩顆馬達控制。

```
float zRotation = g.gyro.z;  
int servoValue = map(zRotation, -10, 10, 180,  
0);  
servoValue = constrain(servoValue, 0, 180);  
servo1.write(servoValue);
```

- (5) 測量 x,y 軸加速度數據並以map 函數對應到伺服馬達角度，加速度-10~10 對應到馬達角度 25~155 或155~25 度。

```
float xAccel = a.acceleration.x;  
float yAccel = a.acceleration.y;  
int servo1Value = map(yAccel, -10, 10, 25,  
155);
```

- (6) 限定馬達轉動 0 到180 度並將角度傳送給馬達。

```
servo1Value = constrain(servo1Value, 0, 180);  
servo1.write(servo1Value);
```

- (7) 電路圖：如圖(12)

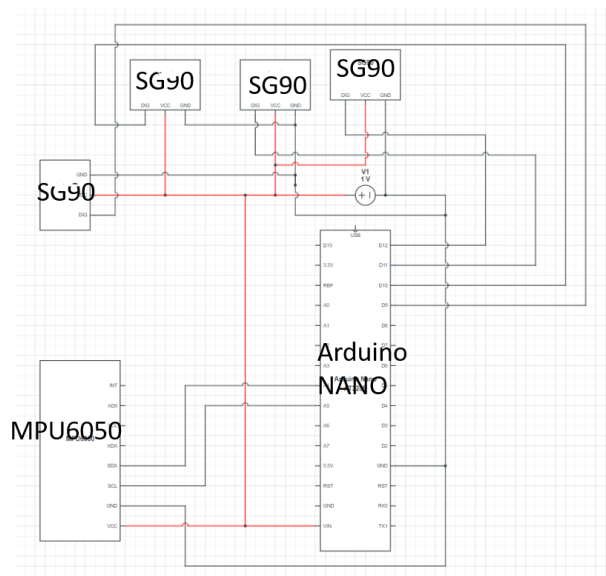


圖 (12)、圓筒控制電路圖(作者自行繪製)

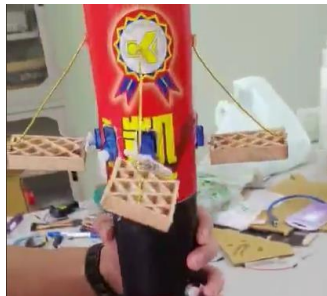
3. 組裝測試：測試馬達運轉狀況，以及測試柵格翼開啟。

(1)開啟方法：

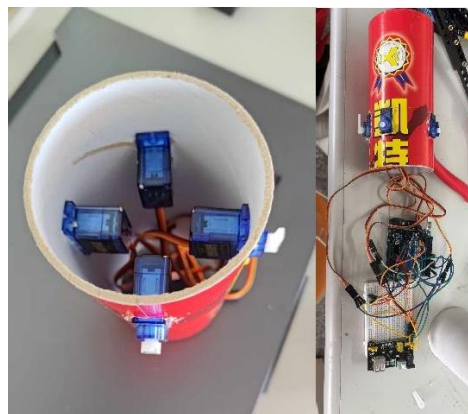
用彈力繩固定於柵格翼以及羽球筒，以細繩捆住四片柵格翼並在繩子末端，在繩子末端以一鉤子勾住 360 度伺服馬達，當馬達旋轉時，繩子彈開後彈力繩會將柵格翼拉開。

(2)測試結果：

有三片柵格翼成功開啟，一片柵格翼轉軸遭卡住導致開啟速度變慢，四片柵格翼 X,Y,Z 控制皆正常運轉。



圖(13)、柵格翼張開(作者自行拍攝)



圖(14)、左：伺服馬達 右：柵格翼控制系統(作者自行拍攝)

(3)實驗測量方法：

以繩索固定火箭頂端，電風扇於火箭底下向上吹火箭相對位置由上往下：繩索固定點、柵格翼、火箭重心。

分成兩次實驗，第一次以 y 軸傾斜放下用火箭晃動，第二次以 x 軸傾斜放下用火箭晃動。

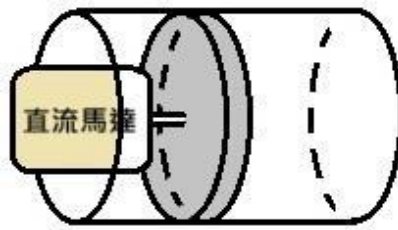
(4)預期結果：

沒開柵格翼時晃動會穩定，開啟柵格翼時產生的力會減緩火箭晃動速度，可能會讓姿態變化更小，或者晃動幅度更大。

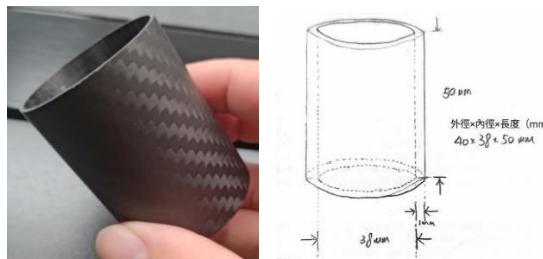
(二) 圓筒：

1. 外觀設計：

先用熱溶膠製作圓形塊狀物，將直流馬達和碳纖維圓筒固定在一起(如圖)，把熱溶膠塊黏上碳纖維管一端離開口約 1.5 公分處，再用熱溶膠槍用中心處些微融化，將馬達轉軸端黏上去。



圖(15)、作者自製圓筒設計示意(作者自行繪製)



圖(16)、碳纖維圓筒(作者自行拍攝)

2. Arduino 及電路圖：

與柵格翼一樣使用MPU6050 讀取數據，但並不是使用伺服馬達，而是直流馬達，我們只採用 HIGH 跟 LOW 控制馬達方向，而未控制馬達轉動速度。

(1) 新增變數 motorspeed將z 軸加速度數據存入

```
float gz = g.gyro.z;  
int motor_speed = (int)(gz * 10);
```

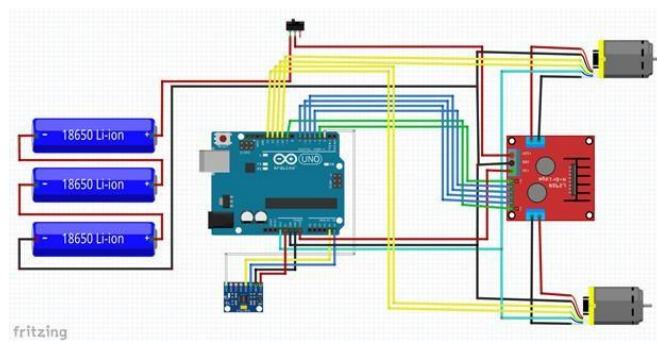
(2) if 判斷 z 軸角速度，馬達只用 HIGH 跟 LOW 控制方向，沒有控制轉動速度。

```

if (speed > 0) {
    digitalWrite(motor1_in1, HIGH);
    digitalWrite(motor1_in2, LOW);
} else if (speed < 0) {
    digitalWrite(motor1_in1, LOW);
    digitalWrite(motor1_in2, HIGH);
} else {
    digitalWrite(motor1_in1, LOW);
    digitalWrite(motor1_in2, LOW);
}

```

(3) 電路圖：參考網路上電路圖



圖(17)、參考用電路圖 (圖片來源：參考文獻[12])

3. 組裝測試：

馬達反應迅速，MPU6050 三軸數據一產生變化馬達便會高速旋轉，改變轉動方向速度也十分迅速，同時發現四顆馬達需要短時間切換旋轉方向後高速旋轉，非常耗電，於是我們將程式碼切換方向的部分加上延遲 0.5 秒，可以稍微減緩電量消耗。

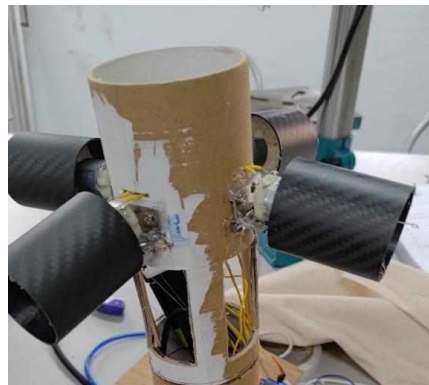


圖 (18)、組裝好的圓筒(作者自行拍攝)

4. 實驗測量方法：

以繩索固定火箭頂端，電風扇於火箭底下向上吹火箭相對位置
由上往下：繩索固定點、圓筒、火箭重心。

5. 預期結果：

沒開圓筒時晃動會穩定，開啟圓筒時產生的力會減緩火箭晃動
速度，可能會讓姿態變化更小，或者晃動幅度更大，對於姿態影響
小於柵格翼對火箭影響。

（三）姿態測量：

使用mpu6050 分別測量x軸、y軸加速度，以及z軸旋轉的角速度，並
結合 Arduino NANO開發版計算數據，存取在 Micro SD 卡。

1. Arduino：

(1)使用I2C 通訊函式庫，用於和 MPU6050 感測器通訊，引入
MPU6050 函式庫，引入 SD 卡函式庫，以讀寫 SD 文件。

```
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_MPU6050.h>
#include <Adafruit_Sensor.h>
#include <SD.h>
```

(2)宣告MPU6050 物件，定義SD 卡模組數位接腳 10，ArduinoLED
接腳 13。

```
Adafruit_MPU6050 mpu;
const int chipSelect = 10;
const int ledPin = 13;
```

(3)初始化 MPU6050，若初始化失敗，會傳送訊息到序列監視器，並
進入循環。

```
if (!mpu.begin()) {
    Serial.println("無法找到 MPU6050傳感器!");
    while (1) {
        delay(10);
    }
}
Serial.println("MPU6050初始化成功!");
```

(4)進入 loop 迴圈並宣告變數，於儲存MPU6050 數據。

```
void loop() {
  sensors_event_t a, g, temp;
```

(5)使用getEvent()函數讀取 MPU6050 最新數據，並填入到先前宣告的變數中。

```
mpu.getEvent(&a, &g, &temp);
float accX = a.acceleration.x;
float accY = a.acceleration.y;
float gyroZ = g.gyro.z;
```

(6)讀取X,Y 加速度數據，Z 軸角速度數據。

```
float accX = a.acceleration.x;
float accY = a.acceleration.y;
float gyroZ = g.gyro.z;
```

(7)創立一個新檔案，檔名 datalog.txt 並將 x,y,z 數據 print 進去。

```
dataFile = SD.open("datalog.txt", FILE_WRITE);
if (dataFile) {
  dataFile.print("x: ");
  dataFile.print(accX);
  dataFile.print(", y: ");
  dataFile.print(accY);
  dataFile.print(", z: ");
  dataFile.print(scaledGyroZ);
  dataFile.println("deg/s");.....}
```

2. 電路圖：如圖(19)

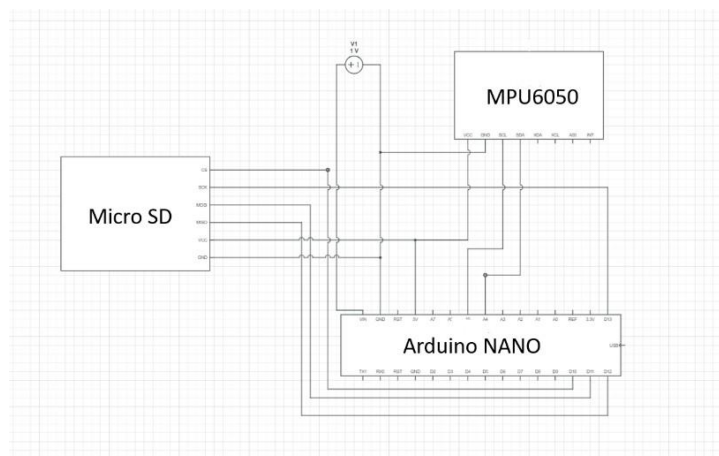


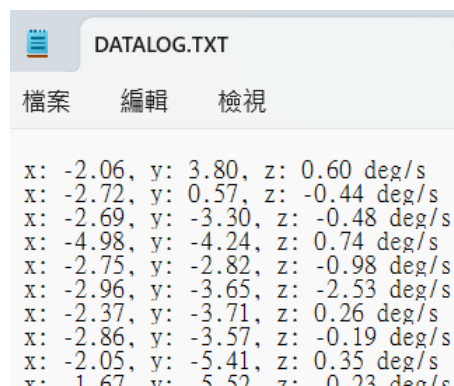
圖 (19)、姿態測量電路圖 (作者自行繪製)

2.組裝測試：

MPU6050 初始化成功，經測試後發現寫入數據進 SD 卡常常會寫入失敗，或者數據讀取正常但寫入 SD 卡全部都是 0，我們猜測可能是供電不足或是供電不穩，換成一顆品質更好的 9V 電池後 SD 卡寫入數據恢復正常。



圖(20)、左：姿態測量電路 右：連接電腦測試數據寫入 SD 卡(作者自行拍攝)



圖(21)、存入 SD 卡中的數據(作者自行拍攝)

三、降落系統：

用引線點火計時，並點燃火藥產生微小的爆炸，產生的爆炸將火箭頭推出降落傘便會張開。



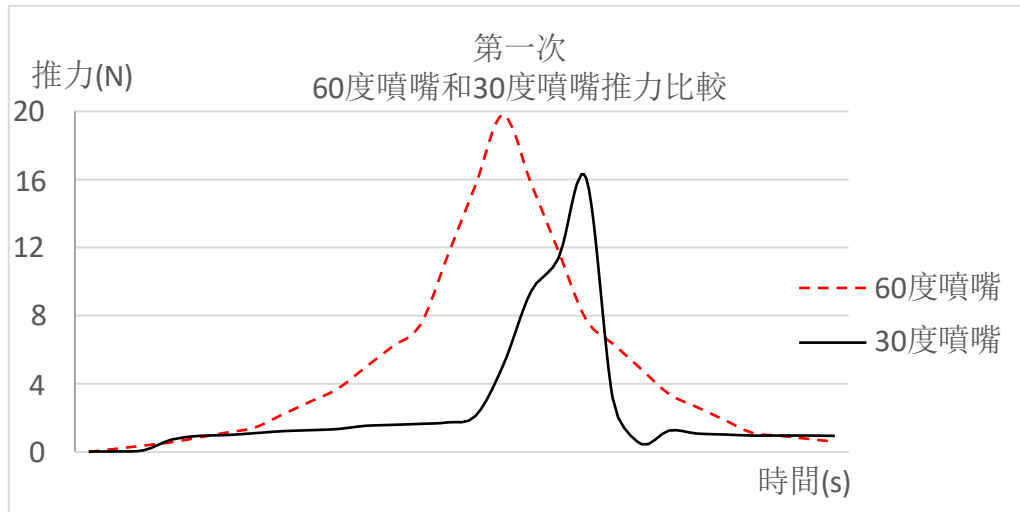
圖(22)、降落傘及火箭頭(作者自行拍攝)

肆、研究結果

一、研究一：比較收縮段 60 度噴嘴與 30 度噴嘴對推力的影響

第一次測量結果：點火位置皆控制在後端

60 度噴嘴燃燒 6 秒後達到最大推力 19.8(N)，總共燃燒 17 秒，30 度噴嘴燃燒 19 秒後達到最大推力 16.0(N)，總共燃燒 26 秒，推力對時間如下圖(23)



圖(23)(作者自行製作)

(一) 遇到問題：

1. 30 度噴嘴的引擎於第 4 秒時鋁管側邊融化產生一個破洞使得部分燃燒氣體往洞口流出，造成推力分散
2. 60 度噴嘴測試時推力台固定於地面的釘子脫落，導致整個推力台遭推動，進而導致部分推力分散

(二) 問題改善：

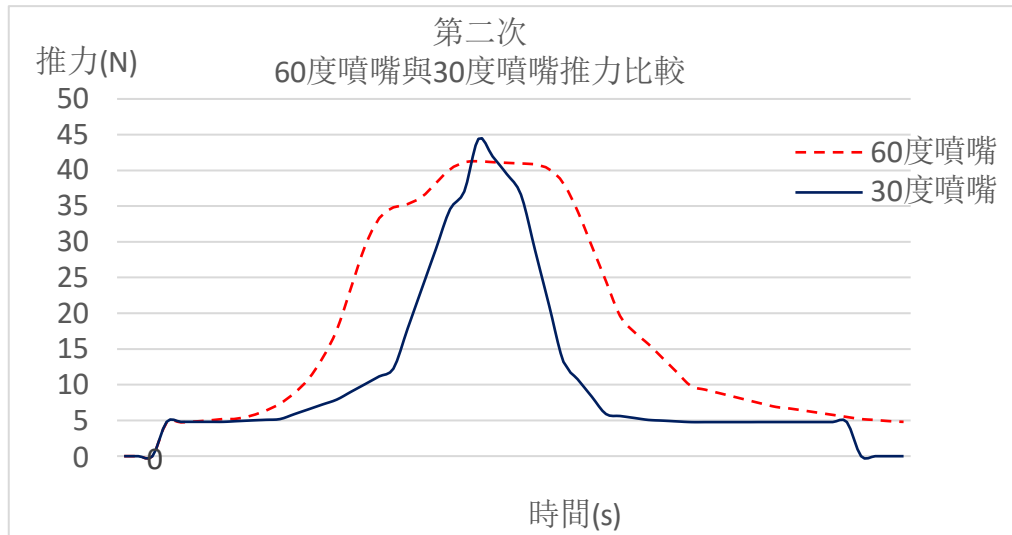
問題 1：在燃料管中塞入一層薄紙，當瞬間高溫將白紙碳化後，碳化層隔絕燃料及燃料管使鋁管不直接被燃燒。

問題 2：將測量台改成垂直於地面，引擎垂直向上噴射，可改善測量台水平方向固定不良，且須注意測完數據得在加上推力測量台重量才為火箭推力。

第二次測量結果：點火位置皆控制在後端

60度噴嘴燃燒6秒後達到最大推力41.2(N)，總共燃燒15秒，30度噴嘴燃燒第6秒後達到最大推力44.4(N)，總共燃燒15秒。

本次測量引擎皆順利燃燒，且推力明顯30度噴嘴大於60度噴嘴，將採用30度噴嘴進行研究二的實驗，推力對時間如圖(24)。



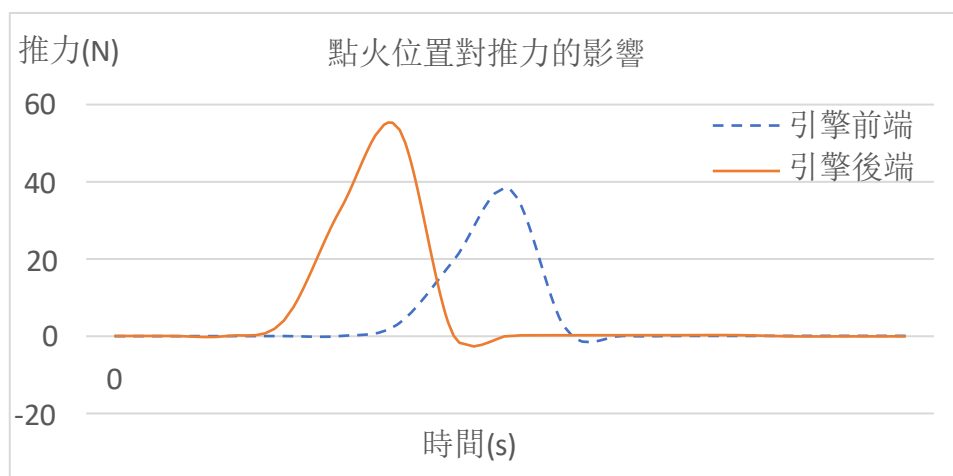
圖(24) (作者自行製作)

二、研究二：點火位置對於推力的影響

測量結果：採用30度噴嘴測量

點火位置為後端在第5秒時達到最大推力54.4(N)，總燃燒時間14秒。

點火位置為前端在第7秒時達到最大推力38.1(N)，總燃燒時間11秒。推力對時間作圖如下圖(25)。



圖(25) (作者自行製作)

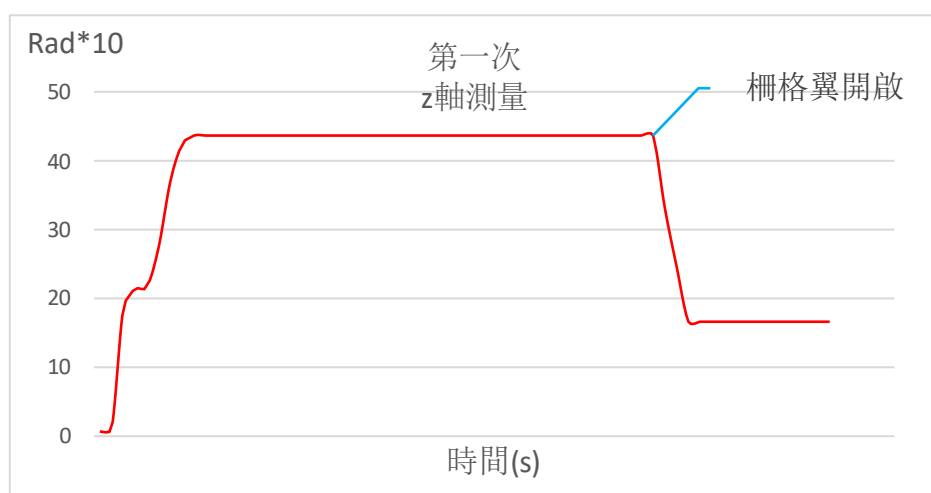
三、研究三：柵格翼對火箭三軸的影響

(一) 第一次測量：

風速：8(m/s)

1. z 軸：

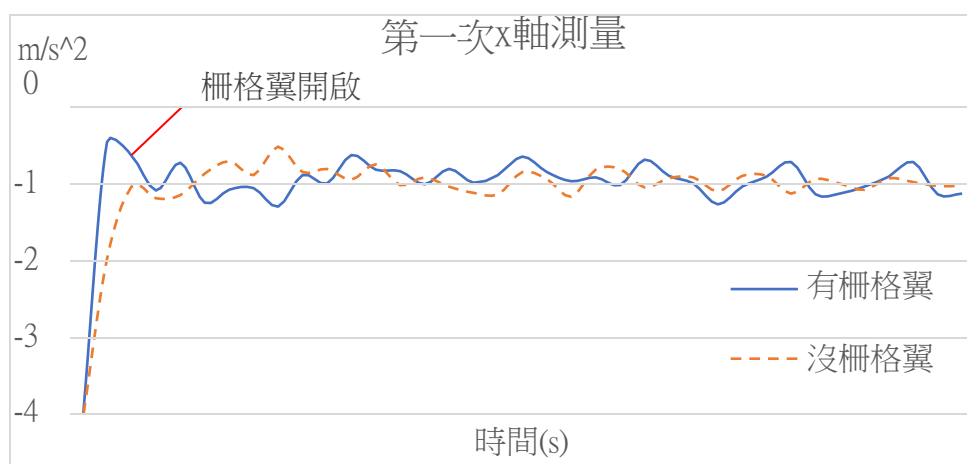
柵格翼打開前火箭固定以角速度 4.3(rad/s)旋轉，柵格翼打開後，經一秒角速度降為 1.6(rad/s)且固定速度旋轉，角速度對時間作圖如下圖(26)。



圖(26) (作者自行製作)

2. x 軸：

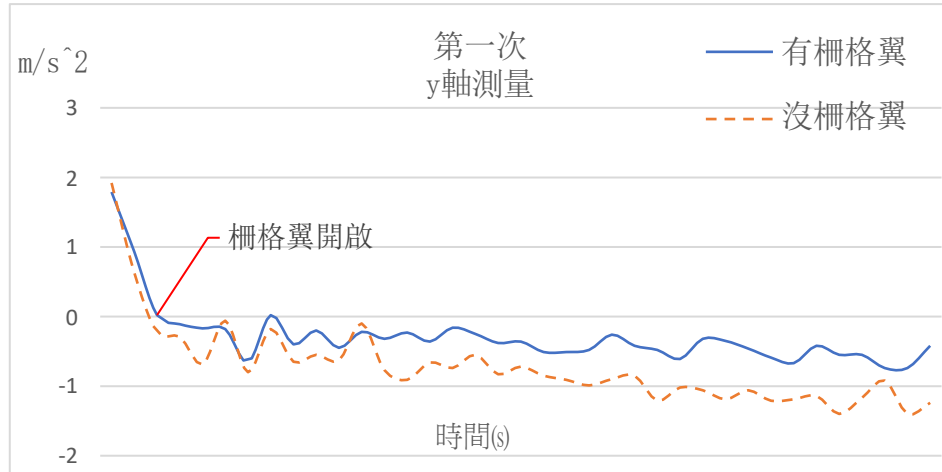
沒開柵格翼時 x 軸晃動幅度有規律且穩定，開啟柵格翼後 x 軸晃動變化幅度增加，柵格翼產生的力讓晃動更不規律，加速度對時間作圖如下圖(27)。



圖(27) (作者自行製作)

3. y 軸：

沒開柵格翼時 y 軸晃動幅度大，開啟柵格翼後 y 軸晃動變化幅度減小，傾斜幅度開啟柵格翼小於沒開啟柵格翼，加速度對時間作圖如下圖(28)。



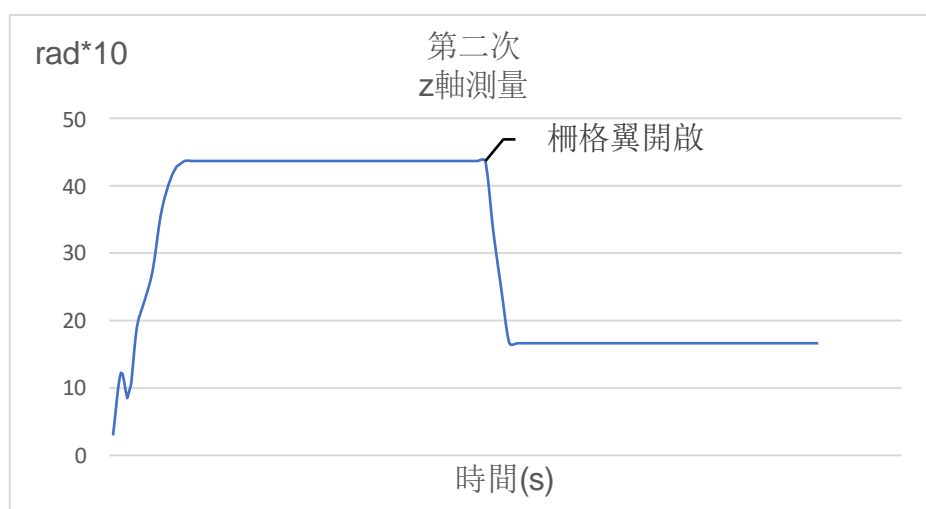
圖(28) (作者自行製作)

(二) 第二次測量：

風速：8(m/s)

1. z 軸：

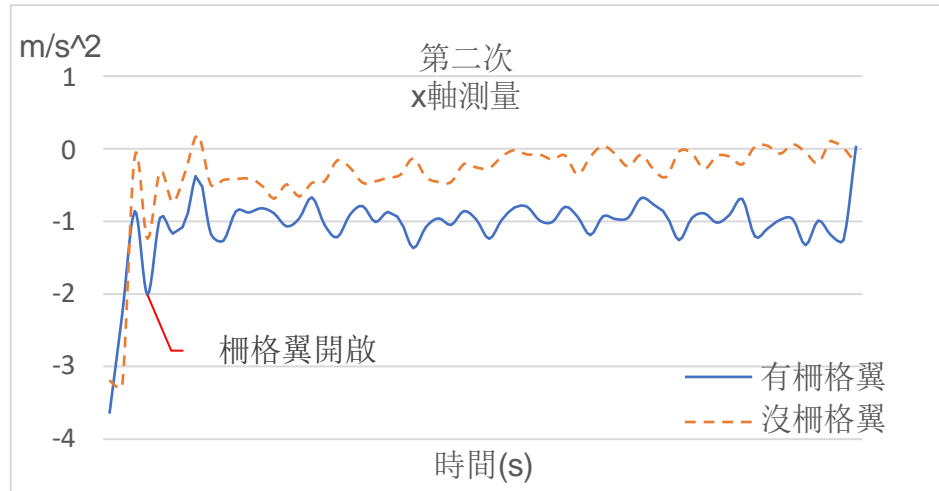
柵格翼打開前與第一次測量相同，火箭固定以角速度 4.3(rad/s)旋轉，柵格翼打開後，經一秒角速度降為 1.6(rad/s)且固定速度旋轉，角速度對時間作圖如下圖(29)



圖(29) (作者自行製作)

2. x 軸：

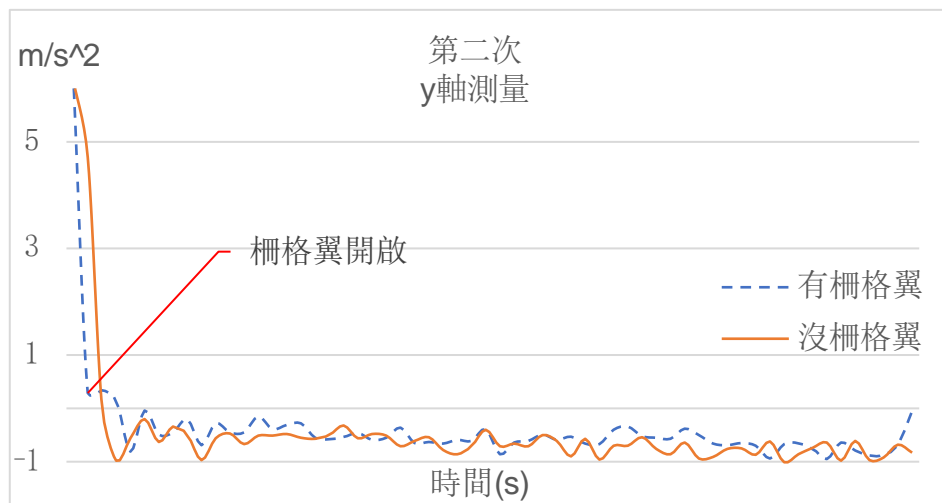
沒開柵格翼時 x 軸晃動幅度有規律且穩定，開啟柵格翼後 x 軸晃動變化幅度增加，柵格翼產生的力讓晃動更不規律，加速度對時間作圖如下圖(30)。



圖(30) (作者自行製作)

3. y 軸：

沒開柵格翼時 y 軸晃動規律，開啟柵格翼後 y 軸晃動穩定效果較未開啟柵格翼佳，傾斜幅度開啟柵格翼小於沒開啟柵格翼，加速度對時間作圖如下圖(31)。



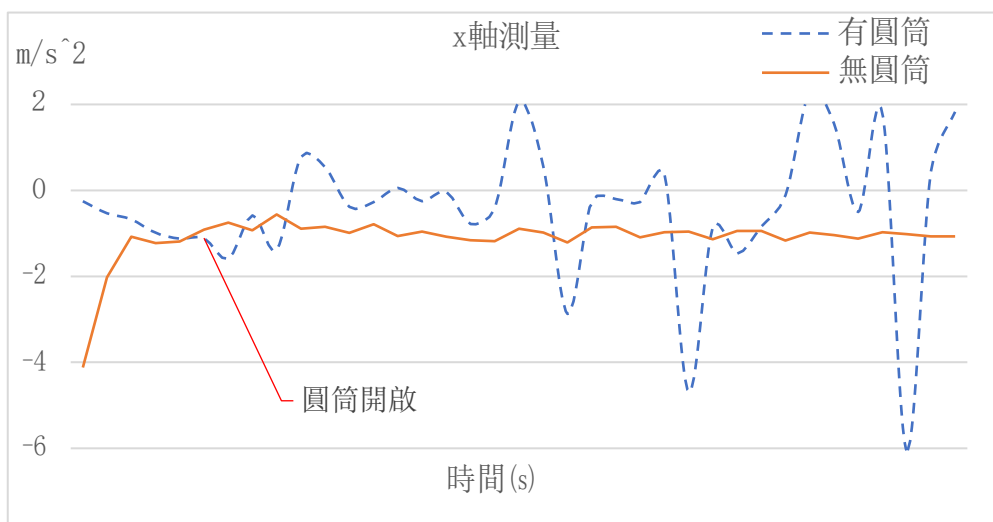
圖(31) (作者自行製作)

四、研究四：自製圓筒對火箭三軸的影響

(一) x 軸：

沒啟動圓筒時 x 軸晃動幅度明顯較穩定，開啟圓筒後 4 秒 x 軸晃動變化

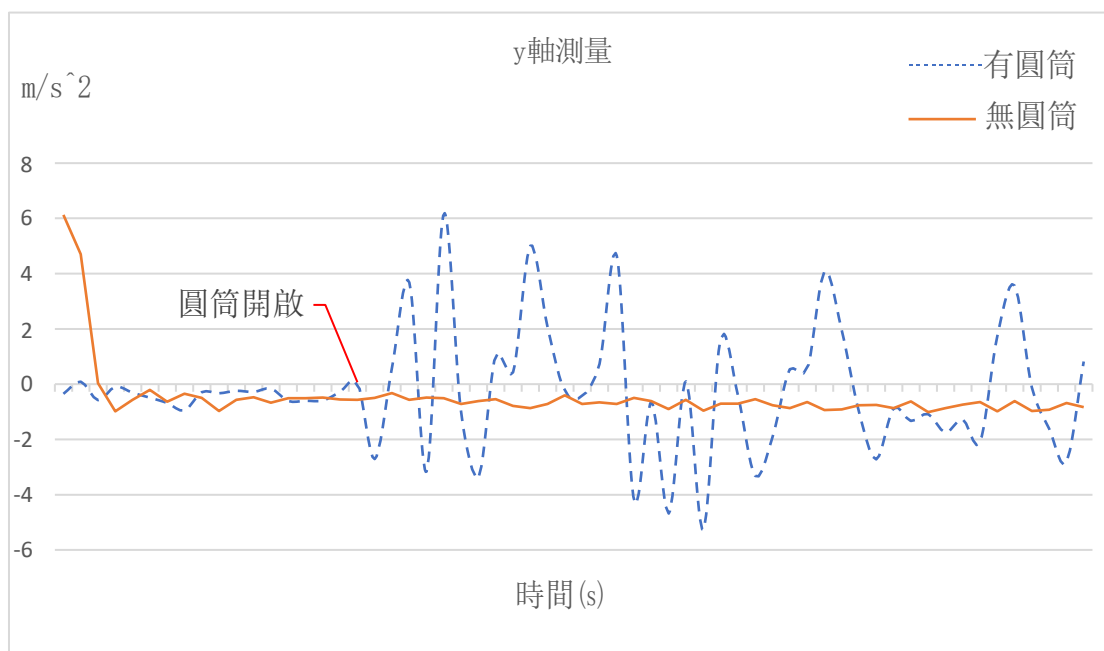
幅度增加且較未開啟明顯，圓筒旋轉產生的氣壓差間接產生的力讓晃動更不規律，加速度對時間作圖如下圖(32)。



圖(32) (作者自行製作)

(二) y 軸：

沒啟動圓筒時 y 軸晃動幅度明顯較穩定，開啟圓筒後 4 秒 y 軸晃動變化幅度增加且較未開啟明顯，圓筒旋轉產生的氣壓差用火箭產生劇烈晃動，加速度對時間作圖如下圖(33)。

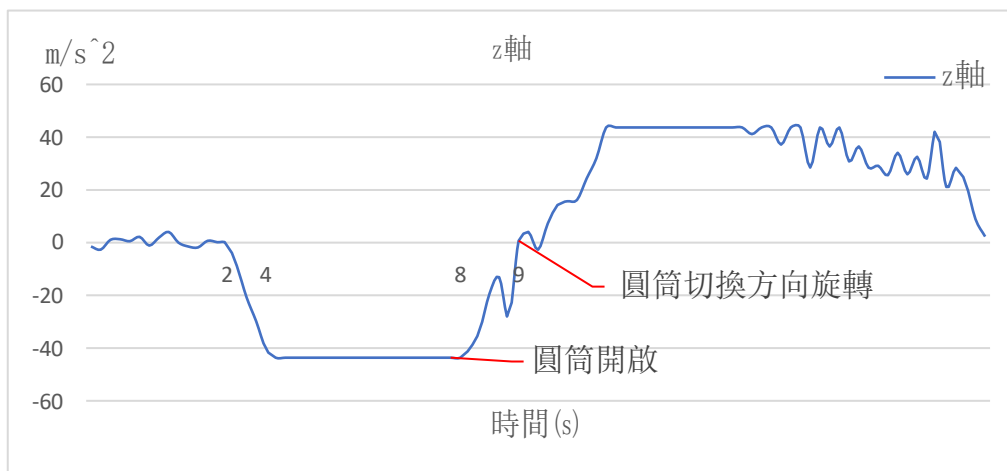


圖(33) (作者自行製作)

(三) z 軸：

圓筒尚未開啟時火箭，火箭以角速度-4.36(rad/s)且固定速度旋轉，圓筒

啟動後，經1秒角速度降為0(rad/s)，即火箭停止旋轉，又經2秒，火箭旋轉速度換方向為4.36(rad/s)旋轉，角速度對時間作圖如下圖(34)。



圖(34) (作者自行製作)

五、技術整合發射：

發射時因引擎溫度過高，將引擎以及火箭外殼固定處黏膠融化，使得引擎達到最大推力時與火箭脫離，目前暫無找到解決方法，發射照片如下圖(35)。



圖(35)：引擎與火箭脫離(作者自行拍攝)

伍、討論

一、研究一：30 度噴嘴推力大於 60 度噴嘴

1. 我們推測 30 度噴嘴推力大於 60 度噴嘴是因為收縮段 60 度噴嘴收縮段相對 30 度噴嘴短，大部分氣體無法順利通過喉部，而將大部分推力集中於噴嘴本身，且因氣體噴射阻礙大，部分氣體為了平壓壓力而將部分推力分散於燃料管內壁，可能造成燃料管膨脹，噴嘴脫落。

2. 因 30 度噴嘴推力較大，進而可以得知 30 度噴嘴單位時間產生氣體量大於 60 度噴嘴，進而造成燃燒時間較短，故推力可明顯看出 30 度噴嘴燃燒時間小於 60 度噴嘴

二、研究二：點火後端推力大於燃點火前端，採用 30 度噴嘴進行實驗

1. 點火後端時燃燒氣體及火焰噴射時會經過前端尚未燃燒的燃料，進而將它們快速點燃，增加總體燃燒速度，所以單位時間產生推力較大，進而可推論出燃燒時間更短。

2. 我們推測如果需要燃燒時間持續久，且推力可達到足夠大的值，可以增加燃料管長度，意即增加燃料量，也可將點火位置置於中間部分，可部分增加燃燒速度，但又不讓燃料瞬間燃燒完。

三、研究三：柵格翼對火箭三軸的影響

1. 柵格翼開啟時 x 或 y 軸變化會大於或小於沒開啟柵格翼，因重心位置關係，我們原先預測開啟柵格翼後姿態變化會較沒開啟柵格翼時大，而數據顯示有時變化會比較大有時不會，我們推測變化較小是因為電量不足或供電不穩，導致 MPU6050 控制帶有延遲，用得火箭傾向另一方向，而馬達卻還持續執行控制相反方向的程式，使數據得變化降低。

2. z 軸控制雖然有顯著的效果，卻不能讓火箭穩定不產生旋轉，可以在啟用剩下兩片柵格翼參與 z 軸控制，使得阻力足夠大讓火箭旋轉停止。

四、研究四：自製圓筒對火箭三軸的影響

1. 圓筒開啟時，變化幅度明顯非常大，變化幅度大於事先預測，因高速旋轉使得圓筒兩側壓力不同進而產生力，四顆馬達高速旋轉使得火箭 x 及 y 軸變化大，可以由程式碼降低馬達旋轉速度或者新增齒輪組降低馬達轉速，以取得平衡。

2. z 軸控制時也因馬達轉速過高使得當火箭旋轉停止時，馬上換另一方向繼續轉，可以將馬達轉速降低，或者減少延遲時間使得馬達反應迅速，但必須使用供電能力更強更穩的供電模組才行。

五、研究五：技術整合

我們尚未解決引擎脫離問題，我們推測使螺絲固定可改善狀況，且需嚴謹固定火箭重心位置以及風壓中心位置，才能使飛行穩定。

陸、結論

本研究將火箭分成各部分進行研究，使用低成本材料製作與整合柵格翼以及自製圓筒比較對於火箭姿態的影響，結合 MPU6050 以及 Arduino 進行動態控制，以及研究引擎推力並自製噴嘴比較差異。從器材到測量工具皆自行製作。

一、姿態控制效果：

柵格翼控制效果達到我們預期效果，但還是有需改進之處，未來可透過調整程式碼結合各種天氣因素測得出更佳的參數值，進而讓火箭姿態更穩定且可控性更高。

圓筒控制效果遠超我們預期，高速旋轉下的馬達使得三軸控制效果比柵格翼顯著，但一樣存在著平衡問題，未來可透過調整程式碼等方式增加整體平衡。經過實驗，因馬達需要短時間內達到高速轉動效果，且短時間內變換旋轉方向，可改用更穩定的供電電容提供四顆馬達電力。

圓筒若實際運用到真實火箭，需考量到體積過大，重量大等問題，且因體積過大，產生的空氣阻力更大，需設計結構強度更強的材料，要用體積大的圓筒旋轉，也需要足夠強大的動力系統驅動圓筒。

二、引擎製作：

經過實驗，得出不同噴嘴所產生的推力對時間作圖的不同，進而可以分析不同發射用途用哪種引擎較為適合，原先遇到燃料管遭融化問題，用一張紙在高溫下碳化所形成的隔熱層起到很大的效果。最後測出的推力也遠超我們所預期。

三、技術整合與發射：

雖然發射失敗，但也對實際發射情況有了更清楚的了解，未來對於發射火箭能更精準的減少問題與困難，使得發射更為順利。

四、未來展望：

團隊成員秉持著對於火箭技術的熱愛及追求，評估未來可針對以下幾個方向進行改進並研究：

1. 採用更加堅固的材料，兼具重量輕、好加工、耐高溫以及耐撞擊的材料來打造火箭。

2. 之後可進行更加精密的優化動態控制的系統，考量更多外在因素用得控制更為及時準確，例如風速、溼度等，提升穩定度。

3. 更加完善測試模型，更仔細且精確模擬實際運作狀況，並對發射進行更準確的評估

隨著科技進步，未來一定會出現更加節省成本、迅速、安全的宇宙開發相關技術，我們未來研究會著重在更加貼近現實數據以及節省成本和提升安全性所作作出的火箭，期待最終結果實現，並實際運用宇宙開發。

柒、參考文獻資料

1. 重复使用运载火箭栅格舵选型设计与工艺方案研究：
<https://jdse.bit.edu.cn/sktxb/cn/article/pdf/preview/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20200018.pdf>
2. ANALYSIS OF GRID FINS AS EFFICIENT CONTROL SURFACE IN COMPARISON TO CONVENTIONAL PLANAR FINS
： https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2010/PAPERS/261.PDF

3. SelfBalancingRobotwithArduinoUno,L298N, MPU6050 and HC05Uno,L298N, MPU6050 and HC05 :
<https://europel.discourse-cdn.com/arduino/original/4X/5/4/2/5424dff8785dbcf351fd89382c8ec21aae574f2.jpeg>
4. 維基百科-火箭 :
<https://zh.wikipedia.org/zh-tw/%E7%81%AB%E7%AE%AD>
5. 維基百科-德拉瓦噴嘴 : <https://zh.wikipedia.org/zh-tw/%E6%8B%89%E4%BC%90%E5%B0%94%E5%96%B7%E7%AE%A1>
6. 維基百科-Grid fins:
https://en.wikipedia.org/wiki/Grid_fin
7. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site : https://www.nakka-rocketry.net/?fbclid=IwAR3HW5s2RgJZnqmP0_NG3jMZEtpPqPP44Td7JRtmS2BVAfhS_YvIcEUFmVGI
8. 網購平台9v電池圖 :
https://rs.joo.com.tw/website/uploads_product/website_1225/P0122500182415_3_942028.jpg?16290
9. 網購平台MPU6050圖 :
https://m.media-amazon.com/images/I/51eWrHRzWJL._AC_UF1000,1000_QL80_.jpg
10. 網購平台麵包版圖 :
<https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcRkiCue8Gfz860aZFvOwyteCfEZPVcsTBuUeg&s>
11. 網購平台麵包版供電模組圖 :
https://www.ho-hua.com.tw/Uploads/Product/36897_403972_sqvw0qc1.jpg
12. Self Balancing Robot with Arduino Uno, L298N, MPU6050 and HC05 :
<https://forum.arduino.cc/t/done-self>
- 13.維基百科瑪格納茲效應圖 :
<https://zh.wikipedia.org/zh-tw/%E9%A9%AC%E6%A0%BC%E5%8A%AA%E6%96%AF%E6%95%88%E5%BA%94>
14. 網購平台直流馬達圖 :
<https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcQomiDwXz0HzPaF2U0XhfLvJvaIL3UZtoQpjw&s>
15. 網購平台L298n圖 : <https://m.media-amazon.com/images/I/61AIm4rThsL.jpg>
16. 網購平台Arduino NANO圖 :
https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcR4FpQn8l_KHJmRk-yT6Nz5Ao3MbcPmCIp8FQ&s
- 17.網購平台Micro SD模組圖 :
<https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcTFKb9WU3-GmMd0AgGS8QoedPjhPtboiJ-CA&s>
- 18.網購平台記憶卡圖 : <https://shop.sandisk.com/content/dam/store/en-us/assets/products/memory-cards/extreme-uhs-i-microsd/extreme-uhs-i-microsd-32gb.png>
- 19.網購平台18650電池圖 : https://cdn2.botland.store/120667-pdt_540/18650-li-ion-inr18650-flhr-2600mah.jpg

【評語】 052304

1. 作品嘗試自製可回收火箭，把整個系統分推進系統、姿態校正及測量、降落系統等三部分進行研發，已有初步成果，值得鼓勵。
2. 建議未來可評估火箭結構設計的耐熱性與機械強度，並進行模擬推力下的結構穩定性測試，以提升發射階段的成功率。
3. 可進一步說明推力測試平台之整體架構設計及推力如何量測。

作品海報

飛向宇宙，浩瀚無垠

- 自主分項研發火箭技術，推進系統及姿態控制和測量之研究

摘要

本研究旨在將火箭分為：推進系統、姿態控制、姿態測量、降落系統，分項研發製作，結合Arduino，透過編寫程式使姿態控制與測量可自動控制，並設計實驗器材測試，最終技術統合及組裝。

研究動機

我們看到SpaceX第一次成功降落火箭時，非常興奮，其中幾片小小的柵格翼引起了我們的興趣，希望可以自製火箭並將火箭分項研發。在學校體育課中以及各大球類賽事中看到球轉彎的現象，其中的原理讓我們將其與火箭控制聯想，設計出圓筒控制系統，並與柵格翼比較。

研究目的

- 1. 比較收縮段30度和60度噴嘴的推力大小差別。
- 2. 比較不同點火位置對於引擎推力的影響。
- 3. 比較並測量柵格翼對火箭三軸的穩定性。
- 4. 比較並測量圓筒對火箭三軸的穩定性。
- 5. 將以上四個部分經由合適的設計進行技術整合組裝。

研究設備與器材

1. 金屬自製噴嘴：



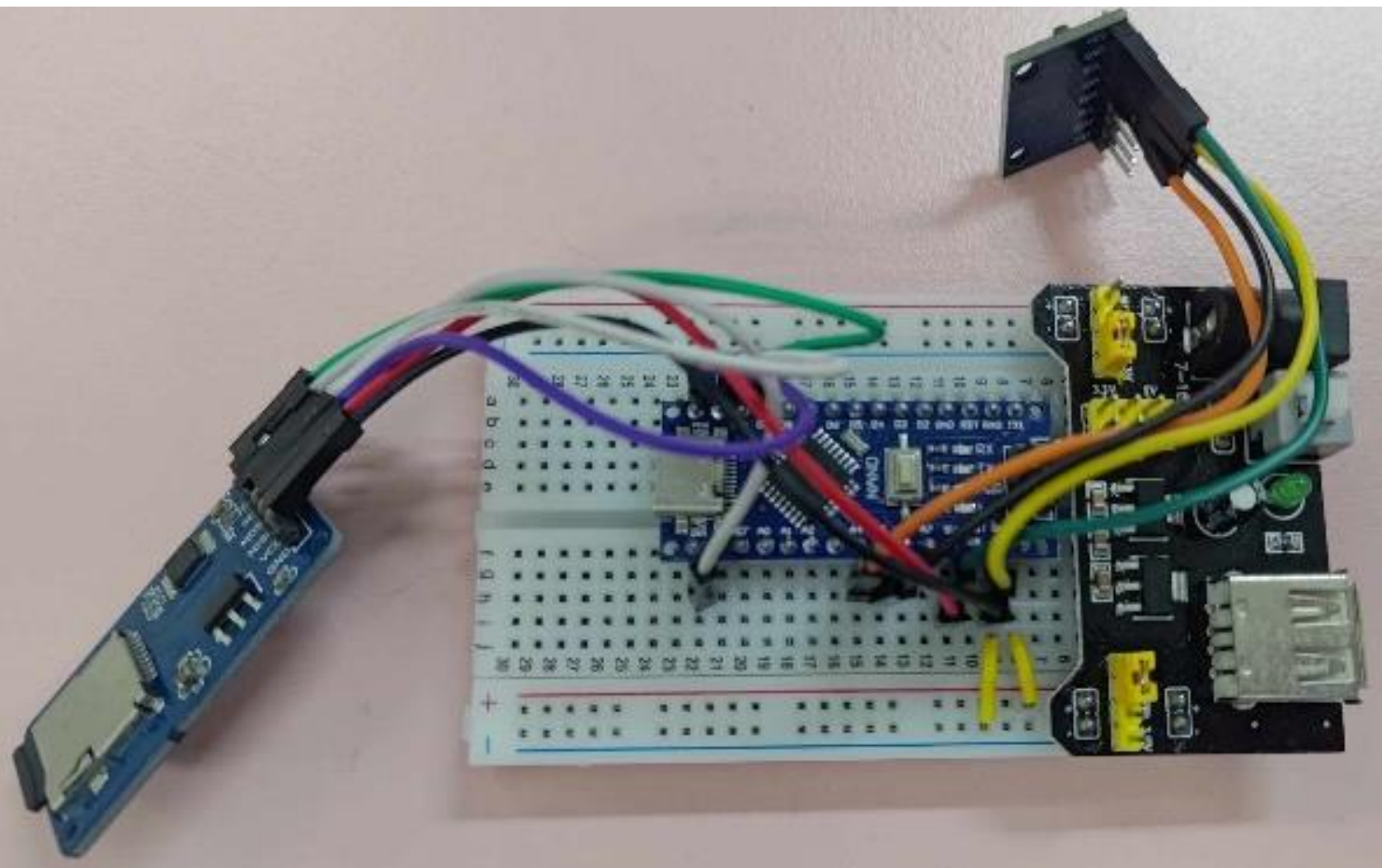
照片為作者自行拍攝

2. 燃料管：



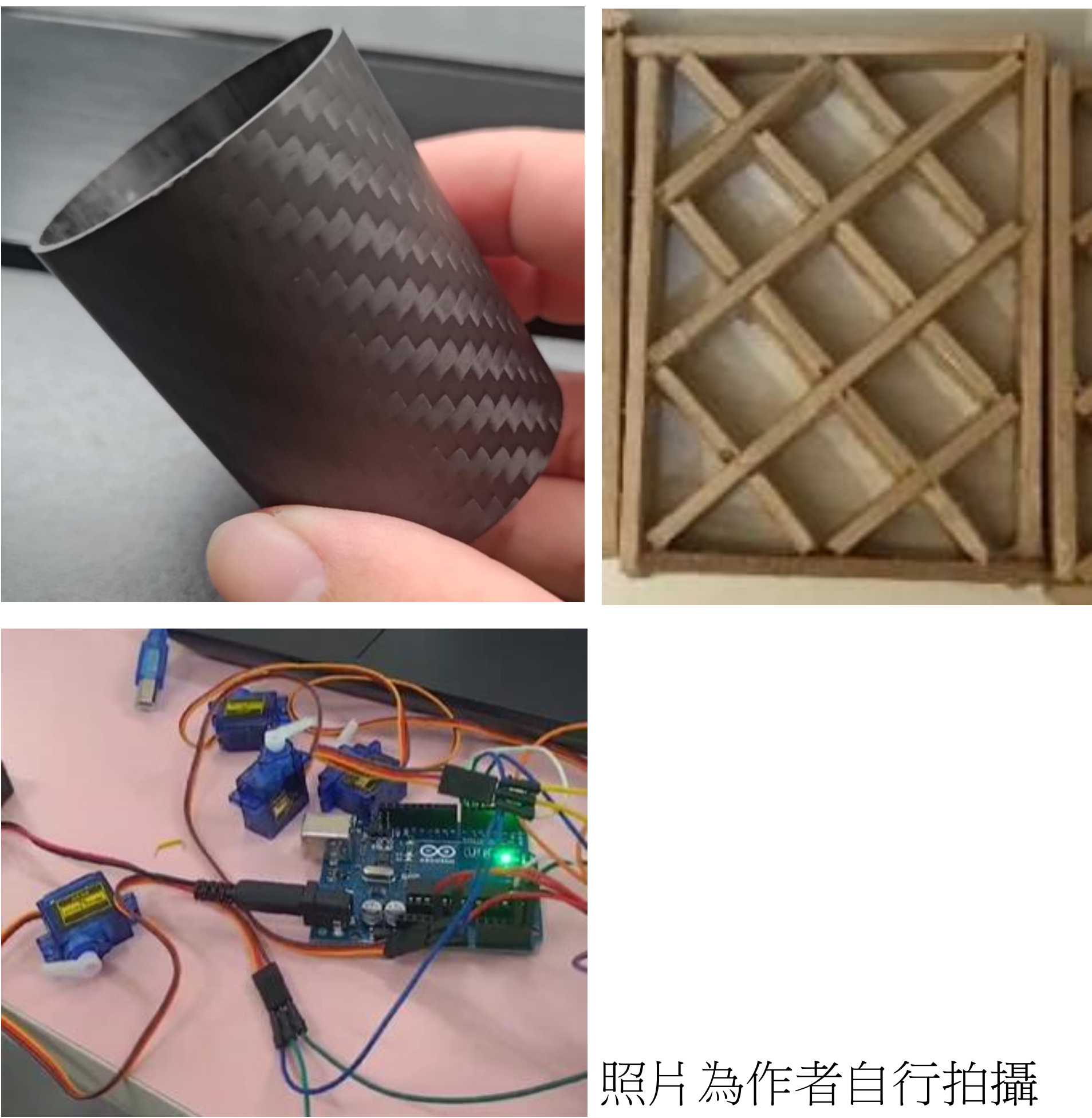
照片為作者自行拍攝

3. 姿態測量設備：



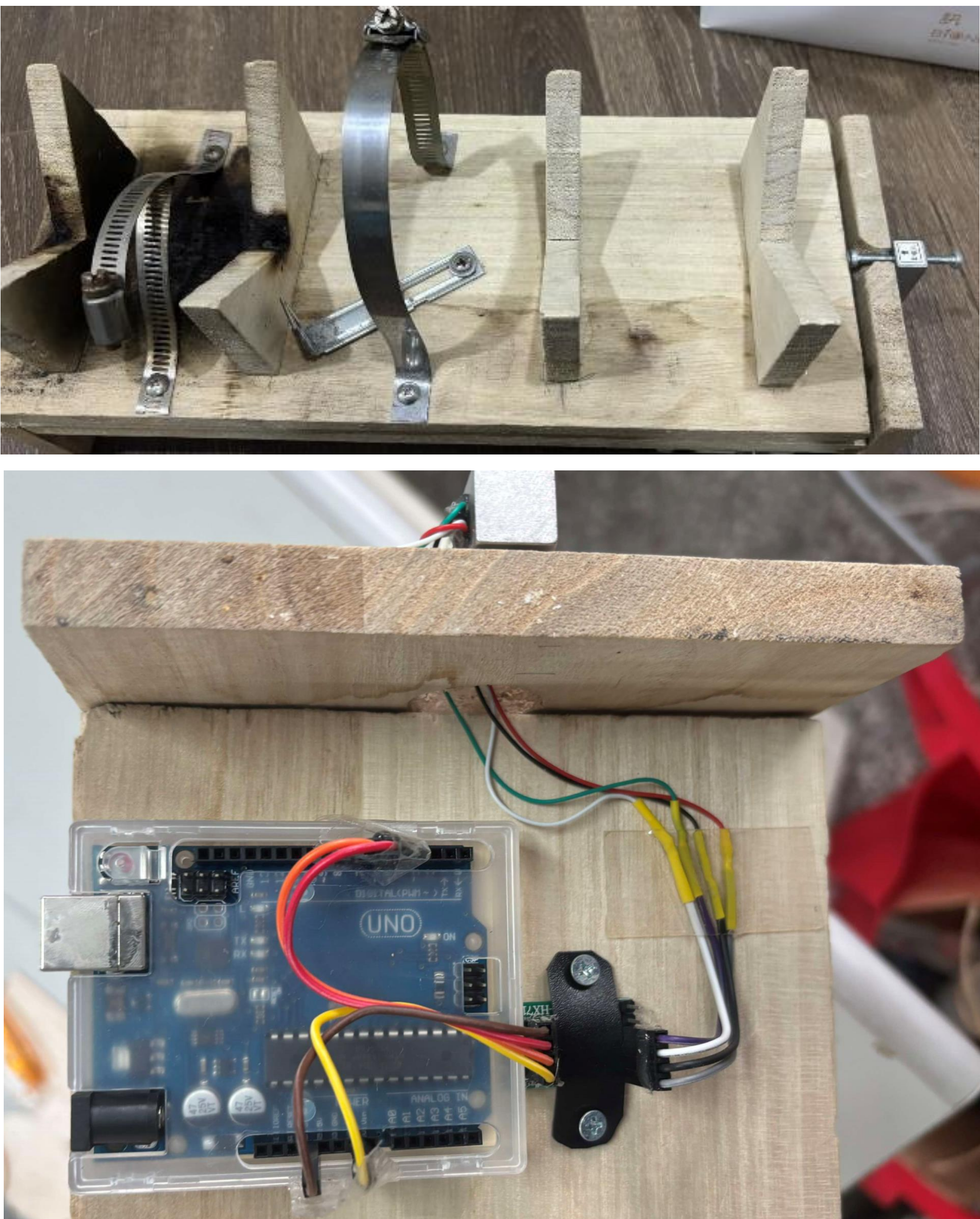
照片為作者自行拍攝

4. 圓筒與柵格翼及控制系統：



照片為作者自行拍攝

5. 推力測量台：



照片為作者自行拍攝

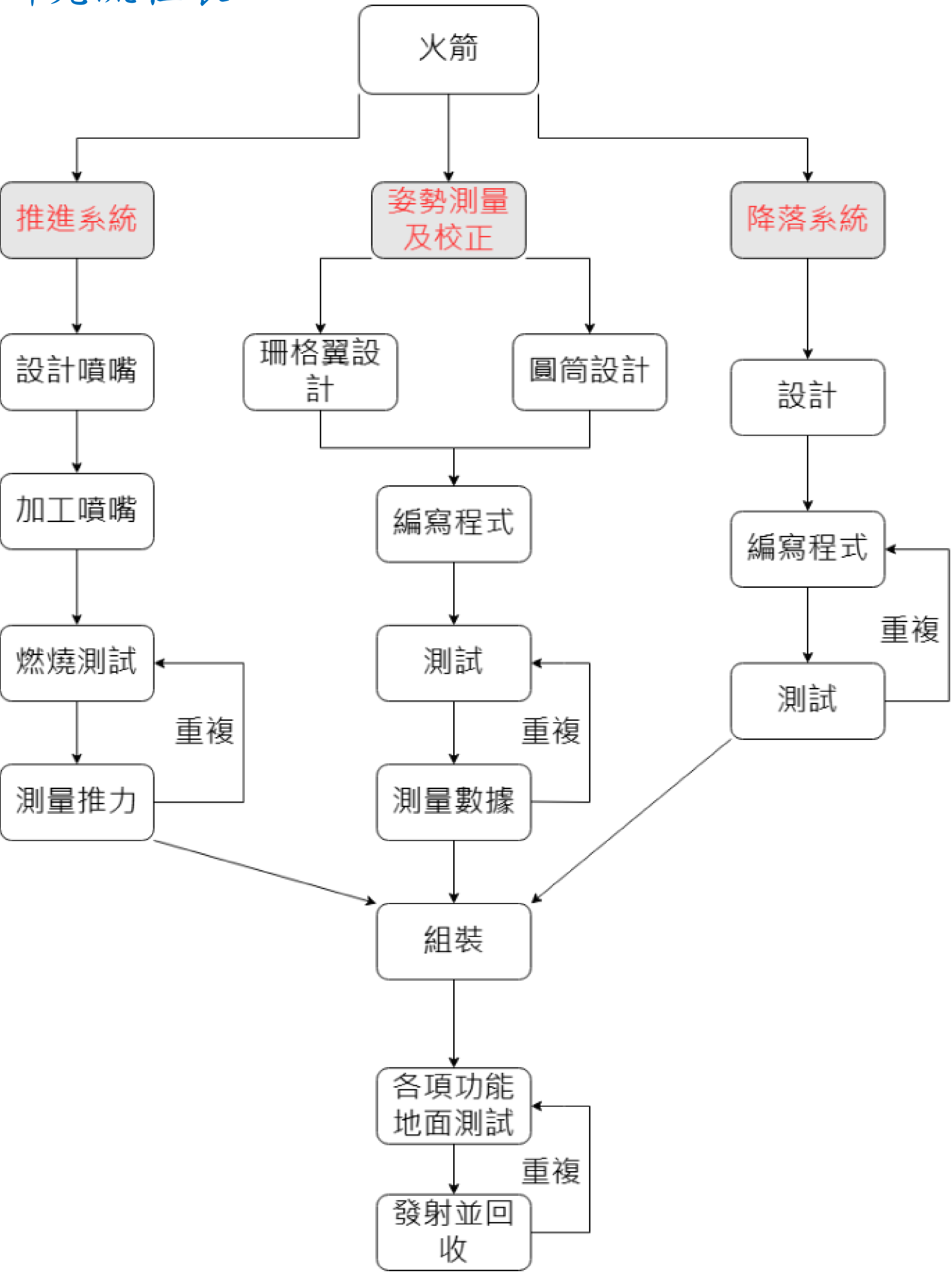
研究過程與方法

文獻探討：

- 1. 柵格翼(Grid Fins)：早期於導彈上可見柵格翼，因其對於空氣動力學控制方面較傳統平板翼更穩定，以及具有重量更輕的優點，其在超音速及跨音速時效果更好。
- 2. 馬格納茲效應：當物體於流體中運動時高速旋轉使兩側造成壓力差，所產生的力使物體偏離原先運動方向常見在各種球類運動中。根據白努力定律可推導出旋轉物體於流體中所受的力：

$$L = 2\pi\rho R^2\omega U$$

研究流程表：



推力：

以Arduino自製測量台搭配重量感測器測量推力。大致程式碼如下：

```
Serial.print("time:");
Serial.print(time);
Serial.print("  pressure:");
Serial.println(scale.get_units(5), 0);
time=time+1;
scale.power_down();
delay(500);
scale.power_up();
```



照片為作者自行拍攝

柵格翼：

使用MPU6050、Arduino搭配SG90馬達控制柵格翼，大致程式碼如下：

```
servo1Value = map(yAccel, -10, 10, 25, 155);
servo1.write(servo1Value);
```

圓筒：

使用MPU6050、Arduino及l298n驅動模組控制直流馬達，大致程式碼如下：

```
float gz = g.gyro.z;
int motor_speed = (int)(gz * 10);
digitalWrite(motor1_in1, HIGH);
digitalWrite(motor1_in2, LOW);
```

柵格翼及圓筒實驗方法：將細繩固定於組裝好的火箭上方，並使其自然垂於空中，電風扇由下往上吹模擬火箭落回地面時所受風向。由上到下為：細繩-火箭(柵格翼或圓筒)-電風扇。



照片為作者自行拍攝

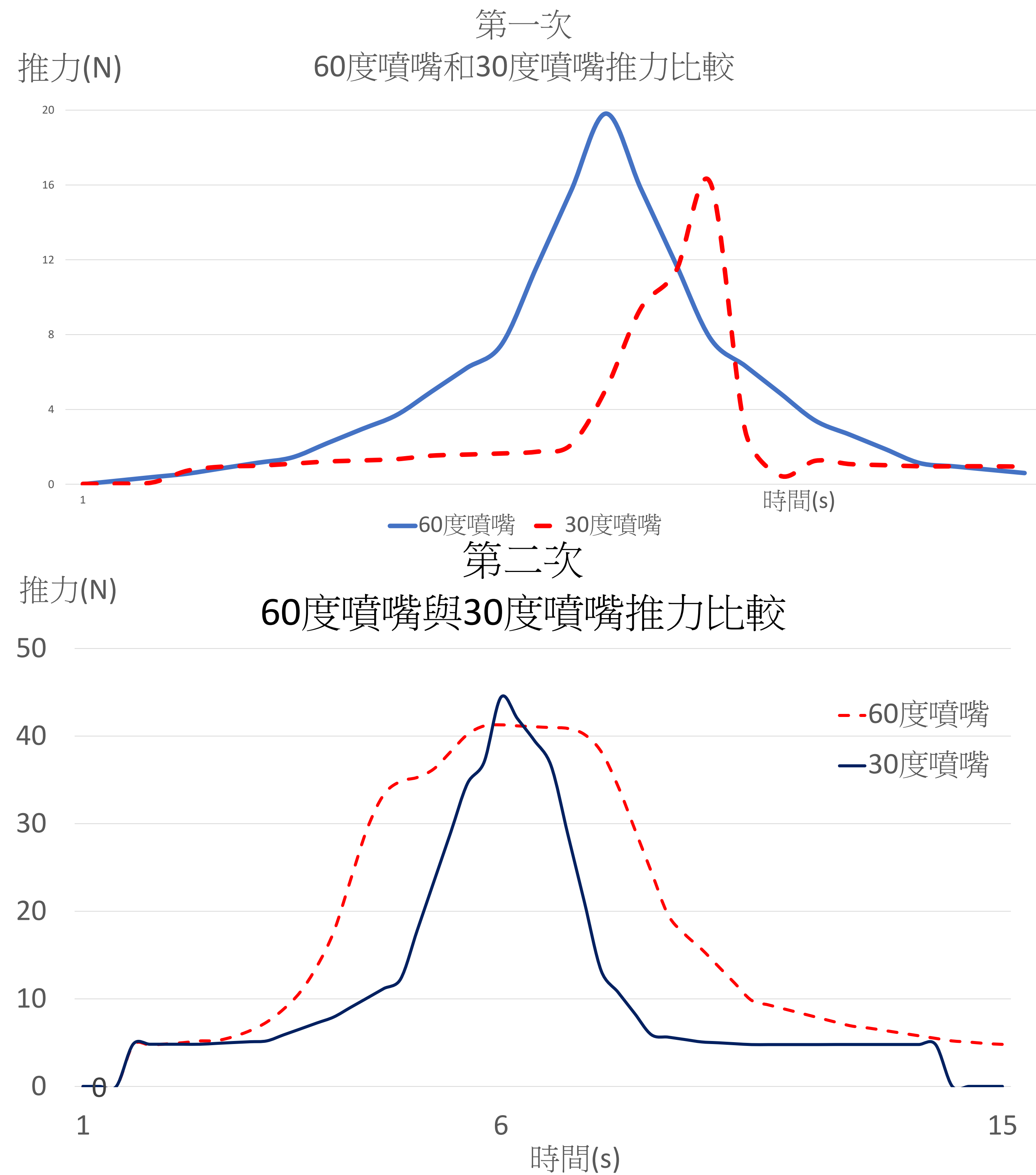
姿態測量：

使用MPU6050、Arduino並以SD卡紀錄數據，實現自動記錄及時數據，大致程式碼如下：

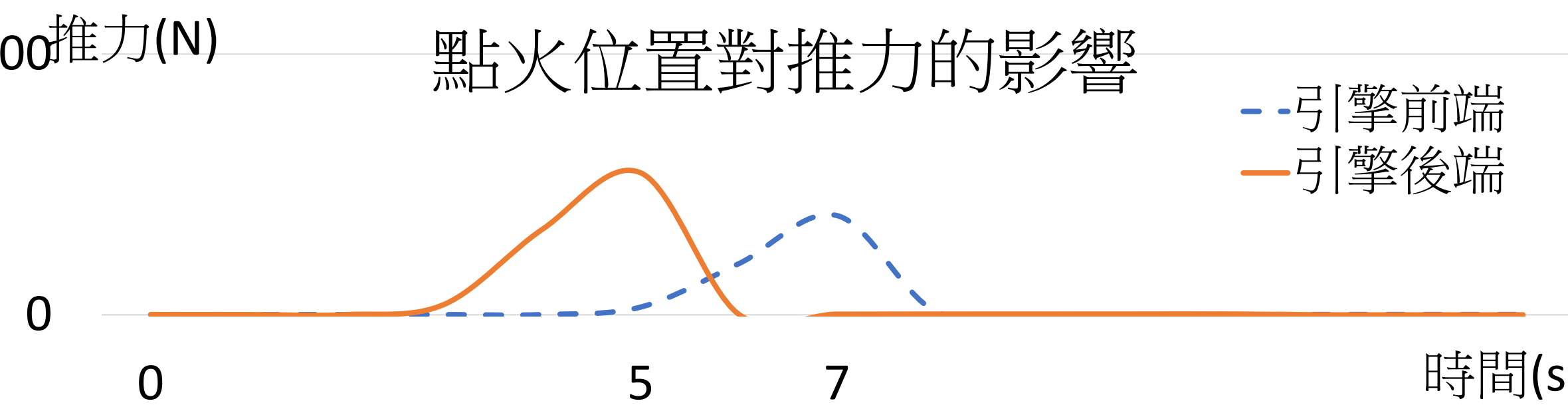
```
float accX = a.acceleration.x;
dataFile.print("x: ");
dataFile.print(accX);
```

研究結果

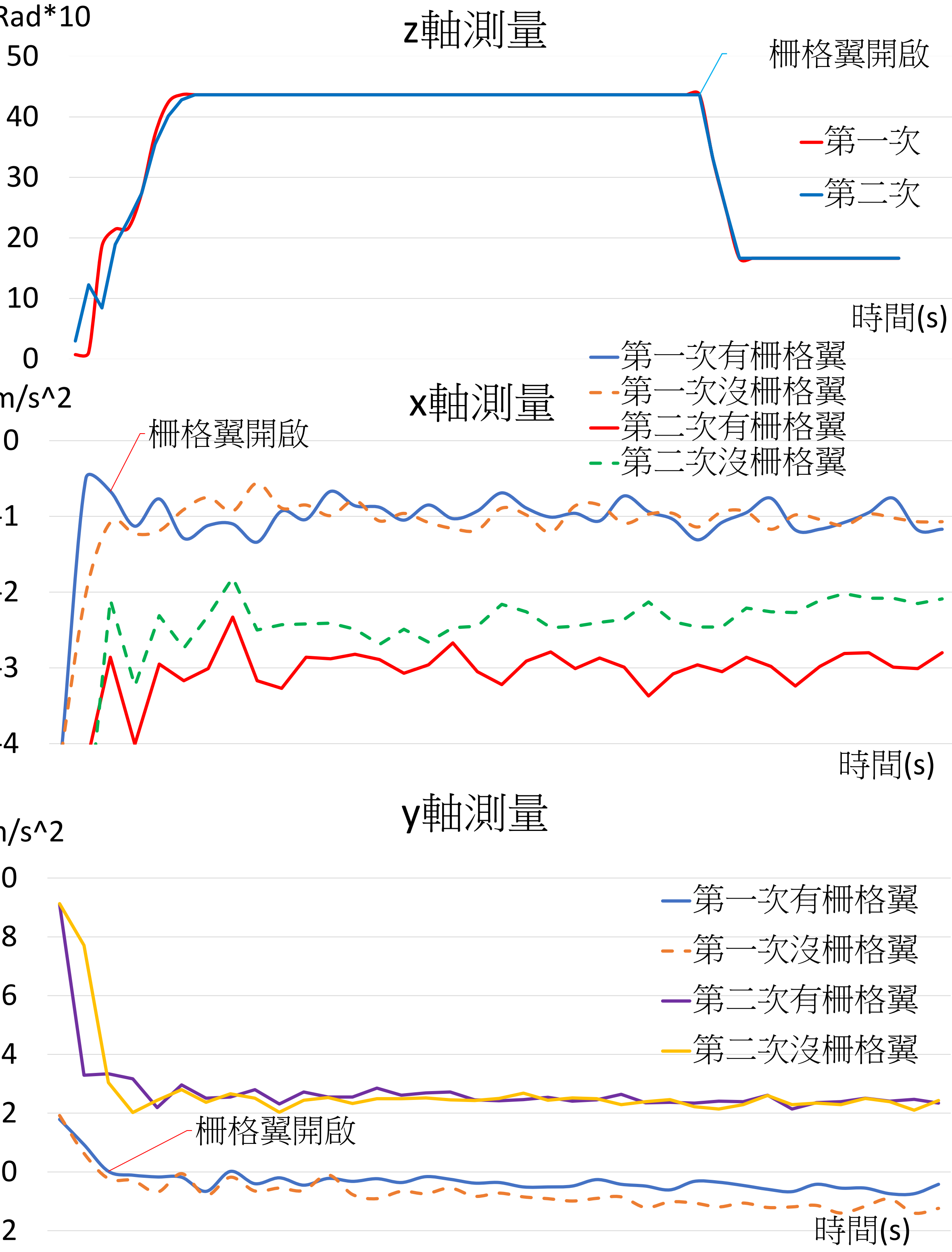
研究一：60度噴嘴第一次測量最大推力19.8N 30度噴嘴最大推力16.0N，60度噴嘴第二次測量最大推力41.2N，30度噴嘴最大推力44.4N。



研究二：點火位置於後端時最大推力54.4N，點火位置於前端時最大推力38.1N



研究三：第一次測量當柵格翼開啟時z軸旋轉有明顯的減速，x軸晃動較沒開啟穩定，y軸晃動明顯比未開啟柵格翼穩定。第二次測量z軸旋轉與第一次相同，有柵格翼時x軸晃動較沒柵格翼大，y軸晃動較沒柵格翼小。



研究四：圓筒開啟時，z軸旋轉速度顯著下降，並且在降為0後變成反方向旋轉，不斷重複，x,y軸晃動幅度都較沒開圓筒時更大。



結論與討論

1. 30度噴嘴最大推力大於60度噴嘴，我們推測為60度噴嘴收縮段過短，導致氣流無法順利流過喉部，大部分氣體往燃料管內壁推，導致大量推力流失，且燃料管明顯膨脹。第一次測量因高溫使燃料管側邊融化，導致部分推力分散，第二次我們於燃料管內部塞入一層紙，紙燃燒所形成的碳化層起到保護內壁的效果，燃料管可正常運作。



照片為作者自行拍攝

2. 點火位置不同為後端較前端推力大，推測是因於後端點火時，燃燒氣體向前流動連帶點火前端的燃料，使得燃燒速率增加，推力也增加。
3. 柵格翼控制x, y, z軸皆有明顯對火箭姿態控制效果，不過z軸未能完全控制於0有時開柵格翼比沒開較穩定有時不穩定推測可能原因為控制系統計算不夠及時供電不穩等原因導致馬達轉動有延遲。
4. 圓筒控制x, y, z軸皆有更明顯的效果，z軸控制可以將轉速降為0，但無法完全控制於0，x, y軸控制晃動幅度皆大於沒開圓筒，馬達雖然轉速高藉由馬格納茲效應所產生的力足夠大，但須及時切換方向須消耗大量的電，若使用更好的供電方式可以使控制效果更好。
5. 火箭實際發射時引擎不斷脫落，目前嘗試使用螺絲固定以及黏貼，皆因為引擎推力過大而分離。



照片為作者自行拍攝

參考資料

- 重複使用運載火箭柵格舵造型設計與工藝方案研究
- 維基百科火箭、德拉瓦噴嘴、Grid fins
- Nakka's Experimental
- ANALYSIS OF GRID FINS AS EFFICIENT CONTROL SURFACE IN COMPARISON TO CONVENTIONAL PLANAR FINS