

花蓮縣第 66 屆國民中小學科學展覽會

作品說明書



(照片由作者自攝)

科 別：生活與應用科學科（一）

組 別：國中 A 組

作品名稱：KNSB 固態火箭燃料的研究與製作

關 鍵 詞：固推火箭、山梨糖醇、硝酸鉀

編 號：

目 錄

1. 壹、前言.....	2
2. 貳、研究設備及器材.....	3
3. 參、研究過程及方法.....	5
4. 肆、研究結果.....	9
5. 伍、討論.....	1 5
6. 陸、結論.....	1 7
7. 柒、未來展望.....	1 7
8. 捌、參考資料.....	1 8

KNSB 固態燃料火箭的研究與製作

摘要

本研究以硝酸鉀 (KNO_3) 與山梨糖醇 (Sorbitol) 為主要成分，加入氧化鐵 (Fe_2O_3) 作為催化劑，製作 KNSB 固態火箭燃料。研究共分三個實驗：（一）藥柱製作與成型；（二）以自製推力測台量測不同孔徑藥柱的實際性能；（三）整合最佳化燃料，設計並發射固態火箭。

實驗結果顯示，A 藥柱（孔徑 12 mm）峰值推力 158 N，燃燒時間 1.36 秒，總衝量約 214.9 N·s；B 藥柱（孔徑 13.8 mm）峰值推力 159.8 N，燃燒時間 1.31 秒，總衝量約 209.3 N·s。火箭實際飛行最高點 364 m、最高速 84 m/s，分別比 OpenRocket 模擬預測高 10%與接近預期，驗證了 KNSB 燃料設計與模擬的有效性。

壹、前言

一、研究動機

本研究的靈感來源於電影《十月的天空》（October Sky），該片改編自美國 NASA 航太工程師侯麥·希坎姆（Homer Hickam）的真實故事。電影描述一位煤礦小鎮少年，在有限資源與環境阻礙下，與朋友自製火箭、追逐航太夢想的歷程。這部電影引發了研究組員對固態火箭製作的濃厚興趣，並促使本研究探討 KNSB 燃料的製作工藝與性能最佳化。

二、研究目的

- （一）探討不同孔徑的 KNSB 固態火箭藥柱在燃燒時的推力特性與性能差異。
- （二）以自製推力測台量測固態火箭的實際推力曲線，取得客觀飛行性能數據。
- （三）整合最佳化燃料配方與引擎設計，實作火箭發射與回收，驗證模擬與實測的吻合程度。

三、文獻回顧

KNSB（Potassium Nitrate / Sorbitol）是業餘固態火箭推進劑領域中最廣泛使用的配方之一，由火箭愛好者社群及 Richard Nakka 等人的實驗火箭研究網站加以推廣。標準配方中， KNO_3 與 Sorbitol 質量比約為 65:35， KNO_3 擔任氧化劑，提供燃燒所需氧氣；Sorbitol 為碳氫燃料兼黏結劑，主要燃燒產物為 CO_2 、 H_2O 、 K_2CO_3 及 N_2 。加入適量氧化鐵 (Fe_2O_3) 催化劑可有效提升燃燒速率，縮短燃燒時間。文獻指出，催化劑比例約佔主燃料總質量的 10%時，效果最為顯著（Wickman, 1992；Sutton & Biblarz, 2017）。

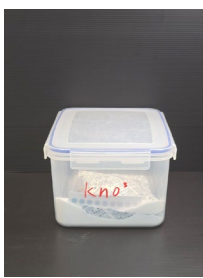
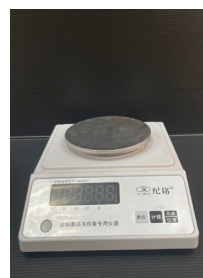
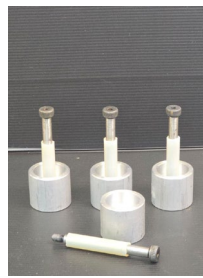
貳、研究設備及器材

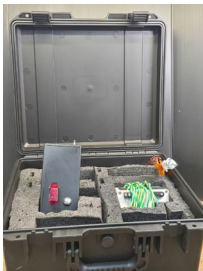
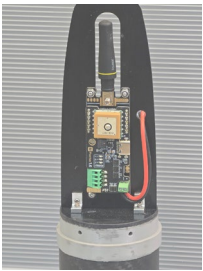
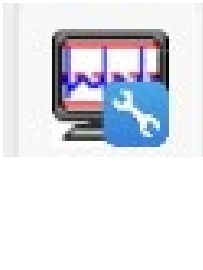
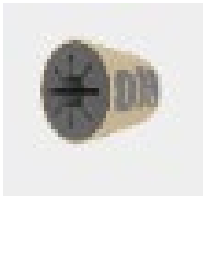
本研究使用之主要設備及器材如下表所示：

(表一、實驗設備及器材)(來源：由作者統計)

類別	器材名稱
化學材料(圖1)	硝酸鉀(KNO_3)、山梨糖醇(Sorbitol)、氧化鐵(Fe_2O_3)、甘油
製作工具(圖2)	鑄鐵鍋、恆溫爐、電子秤、鍋鏟、研磨機、游標尺
成型材料(圖3)	藥柱模具、模具漏斗、油質離型劑、PVC 隔熱層、成型棒
保護器材(圖4)	隔熱手套、乾燥劑、鋁箔紙
量測設備(圖5)	荷重元(Load Cell)、變送器、DataQ 數據收集器、自製推力測台
發射設備(圖6)	發射架、點火器、固態火箭引擎、降落傘
火箭本體(圖7)	鼻錐、箭身(上/下段)、尾翼、引擎組塊、中心環、配重(鉛球)
飛行電腦(圖8)	Fluctus 飛行電腦(GPS 定位、頂點開傘)
模擬軟體(圖9)	OpenRocket、OpenMotor、WinDaQ、Fluctus 控制中心

(表二、實驗設備及器材)(實驗設備及器材皆為作者自攝)

					
硝酸鉀 (圖1-1)	山梨糖醇 (圖1-2)	氧化鐵 (圖1-3)	甘油 (圖1-4)	恆溫爐 (圖2-1)	電子秤 (圖2-2)
					
鍋鏟 (圖2-3)	鑄鐵鍋 (圖2-4)	油質離型劑 (圖3-1)	藥柱模具 (圖3-2)	模具漏斗 (圖3-3)	藥柱(單顆) (圖3-4)

					
隔熱手套 (圖 4-1)	鋁箔紙 (圖 4-2)	乾燥劑 (圖 4-3)	DataQ (圖 5-1)	推力測台 (圖 5-2)	變送器 (圖 5-3)
					
發射架 (圖 6-1)	點火器 (圖 6-2)	固態火箭引擎 (圖 6-3)	降落傘 (圖 6-4)	火箭本體 (圖 7-1)	Fluctus (圖 8-1)
					
Fluctus 底座 (圖 8-2)	游標尺 (圖 2-5)	Win DaQ (圖 9-1)	Open rocket (圖 9-2)	Open moter (圖 9-3)	Fluctus 控制中 心 (圖 9-4)

(應用程式圖示來源：由作者擷取自網路)

參、研究過程及方法

一、實驗一：KNSB 固態火箭藥柱製作

（一）燃料配方

本研究採用的 KNSB 燃料配方如下表所示。硝酸鉀擔任氧化劑，山梨糖醇為燃料兼黏結劑，氧化鐵為燃燒速率催化劑，甘油增加熔融態的流動性。KNO₃與 Sorbitol 質量比約為 65.1:34.9，接近文獻標準 KNSB 配方（65:35）。

項次	成分	化學式	用量 (g)	質量百分比 (%)
1	硝酸鉀 (氧化劑)	KNO ₃	241.85	58.6%
2	山梨糖醇 (燃料)	C ₆ H ₁₄ O ₆	129.85	31.5%
3	氧化鐵 (催化劑)	Fe ₂ O ₃	37.10	9.0%
4	甘油 (增流劑)	C ₃ H ₈ O ₃	1.00	0.2%
5	PVC 隔熱層	—	50.50	(外加)
合計 (KNSB)			409.80	100%

(表三、燃料配方用量) (來源：由作者製作)

（二）製作工序與安全規範

1. 嚴禁使用明火或無溫控加熱設備；全程採用恆溫爐控制溫度於 160°C。
2. 使用研磨機將硝酸鉀磨成細粉，研磨時間不超過 10 秒，避免靜電積聚，勿與山梨糖醇共同研磨。
3. 備料時額外準備 10%的份量，以彌補製作過程的損耗（實測損耗約 5 – 10%）。
4. 加入 10%的氧化鐵（催化劑）於塑膠罐內搖至均勻後，分批加入已預熱至 160°C 的鍋中，持續攪拌直至融化呈紅褐色。
5. 加入 1g 甘油提高流動性，以鍋鏟傾倒入模具，敲模排氣泡後，插入成型棒，塗抹油質離型劑。
6. 靜置冷卻 24 小時以上，一週內拆模；全程保持乾燥環境，避免硝酸鉀潮解影響藥柱均質性。

二、實驗二：自製推力測台量測固態火箭性能

（一）推力測台設計

測台由荷重元 (Load Cell)、3D 列印結構件及鋁擠型材料組成，搭配變送器將力訊號轉

換為 0 – 10 V 電壓，透過 DataQ 以 1,000 samples/sec 的採樣頻率記錄推力數據，量化範圍設定 0 – 3,920 N (0 – 400 kgf)。

(二) 測試安全程序

實驗依據制定之「火箭推進器測試程序檢查表」進行，主要步驟如下：

1. DataQ 設定：電壓 0 – 10 V、量化單位 0 – 3920 N、取樣頻率 1000 samples/sec。
2. 固推引擎上架並固定、安裝點火器、變送器歸零、點火系統測試。
3. 倒數 30 秒，周邊人員離場並準備滅火器與錄影設備，倒數 3 秒開保險，點火。
4. 燃燒完畢後資料收集建檔，記錄燃燒後總重。

(三) A 藥柱實驗 (孔徑 12 mm)

參數	數值	備註
孔徑	12 mm	藥柱燃燒面通孔直徑
引擎總重 (含 KNSB)	493.28 g	發射前實測
引擎空重	288.39 g	金屬殼體重量
PVC 隔熱層重	47.00 g	內壁防燒蝕層
KNSB 計算藥量	147.70 g	理論計算值
KNSB 實際藥量	157.89 g	實際裝填量 (+6.9%)
燃燒後總重	356.69 g	燃燒完成後實測
已燃推進劑質量	136.59 g	493.28 – 356.69 g
推進劑燃燒率	86.5%	136.59 / 157.89
峰值推力	158 N (≈ 16.1 kgf)	DataQ 實測峰值
燃燒時間	1.36 秒	有效燃燒持續時間
估算總衝量	≈ 214.9 N·s	峰推力×燃燒時間 (上限估算)
估算比衝量 (Isp)	≈ 160 s	$I_{total} / (m_{fuel} \times g)$

(表四、A 藥柱實驗數據) (來源：由作者實驗測量)

(四) B 藥柱實驗 (孔徑 13.8 mm)

參數	數值	備註
孔徑	13.8 mm	藥柱燃燒面通孔直徑
引擎總重 (含 KNSB)	485.19 g	發射前實測
引擎空重	288.39 g	與 A 藥柱相同殼體
PVC 隔熱層重	47.00 g	與 A 藥柱相同
KNSB 計算藥量	137.00 g	理論計算值
KNSB 實際藥量	149.80 g	實際裝填量 (+9.3%)

參數	數值	備註
燃燒後總重	351.90 g	燃燒完成後實測
已燃推進劑質量	133.29 g	485.19 – 351.90 g
推進劑燃燒率	89.0%	133.29 / 149.80
峰值推力	159.8 N (≈16.3 kgf)	DataQ 實測峰值
燃燒時間	1.31 秒	有效燃燒持續時間
估算總衝量	≈ 209.3 N·s	峰推力×燃燒時間（上限估算）
估算比衝量 (Isp)	≈ 142 s	$I_{total} / (m_{fuel} \times g)$

(表五、B 藥柱實驗數據) (來源：由作者實驗測量)



(圖 1 0 自製推力測台)



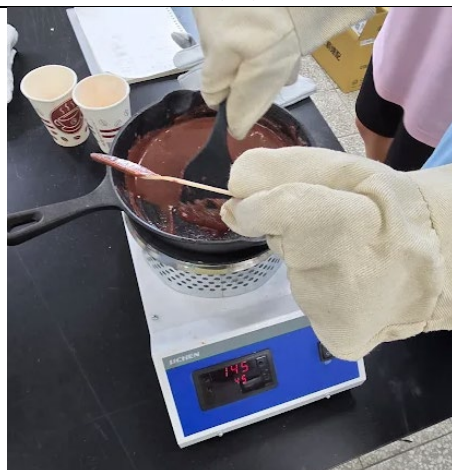
(圖 1 1 藥柱模型製作)



(圖 1 2 藥柱模型製作)



(圖 1 3 材料秤量)



(圖 1 4 藥柱煮製)



(圖 1 5 藥柱裝填)

(表六、實驗製作過程) (圖片來源：皆由作者實驗自攝)

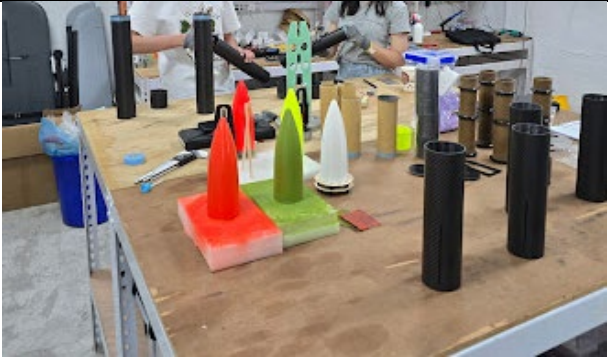
三、實驗三：整合最佳化燃料實作火箭升空

(一) 火箭結構設計

使用 OpenRocket 進行火箭氣動外形設計與飛行模擬，火箭主要尺寸規格如下：

項次	部位	尺寸	項次	部位	尺寸
1	鼻錐長	200 mm	12	尾翼翼根弦長	100 mm
2	鼻錐寬	63 mm	13	尾翼翼尖弦長	50 mm
3	配重（鉛球）	210 g	14	尾翼高	60 mm
4	箭身長（上）	350 mm	15	尾翼後掠長度	39 mm
5	箭身長（下）	230 mm	16	尾翼後掠角度	33°
6	箭身寬	63 mm	17	降落傘面積	0.715 m ²
7	引擎組塊長	220 mm	18	中心環外徑	60 mm
8	引擎組塊寬	60 mm	19	中心環內徑	43.6 mm
9	箭身連接管長	60 mm	20	火箭總重（無引擎，預計）	896 g
10	中心環厚	2 mm	21	火箭總重（無引擎，實際）	909.78 g
11	隔板厚度	2 mm	22	火箭總重（含引擎，實際）	1,385 g

（表七、火箭配件尺寸）（來源：由作者測量製作）

	
（圖 1 6 火箭部位組裝）	（圖 1 7 火箭發射架組裝）
	
（圖 1 8 無引擎總重）	（圖 1 9 含引擎總重）

（表八 火箭組裝及秤重）（圖片來源：皆由作者自攝）

（二）發射準備程序

發射前依「火箭發射程序表」確認以下項目：Fluctus 飛行電腦設定（清除黑盒子、設定頂點開傘模式）、GPS 定位確認、回收傘電路上電、鼻錐固定。發射倒數 30 秒周邊人員離場，無人機升空記錄，倒數 3 秒開保險後點火。

肆、研究結果

一、A、B 藥柱性能比較

比較項目	A 藥柱 (12 mm)	B 藥柱 (13.8 mm)	差異
孔徑	12 mm	13.8 mm	+15%
實際藥量	157.89 g	149.80 g	-5.1%
峰值推力	158.0 N	159.8 N	+1.1%
燃燒時間	1.36 s	1.31 s	-3.7%
推進劑燃燒率	86.5%	89.0%	+2.5%
估算總衝量	$\approx 214.9 \text{ N}\cdot\text{s}$	$\approx 209.3 \text{ N}\cdot\text{s}$	-2.6%
估算比衝量 (Isp)	$\approx 160 \text{ s}$	$\approx 142 \text{ s}$	—

(表九、A B 藥柱性能比較) (來源：由作者實際測量實驗製作)

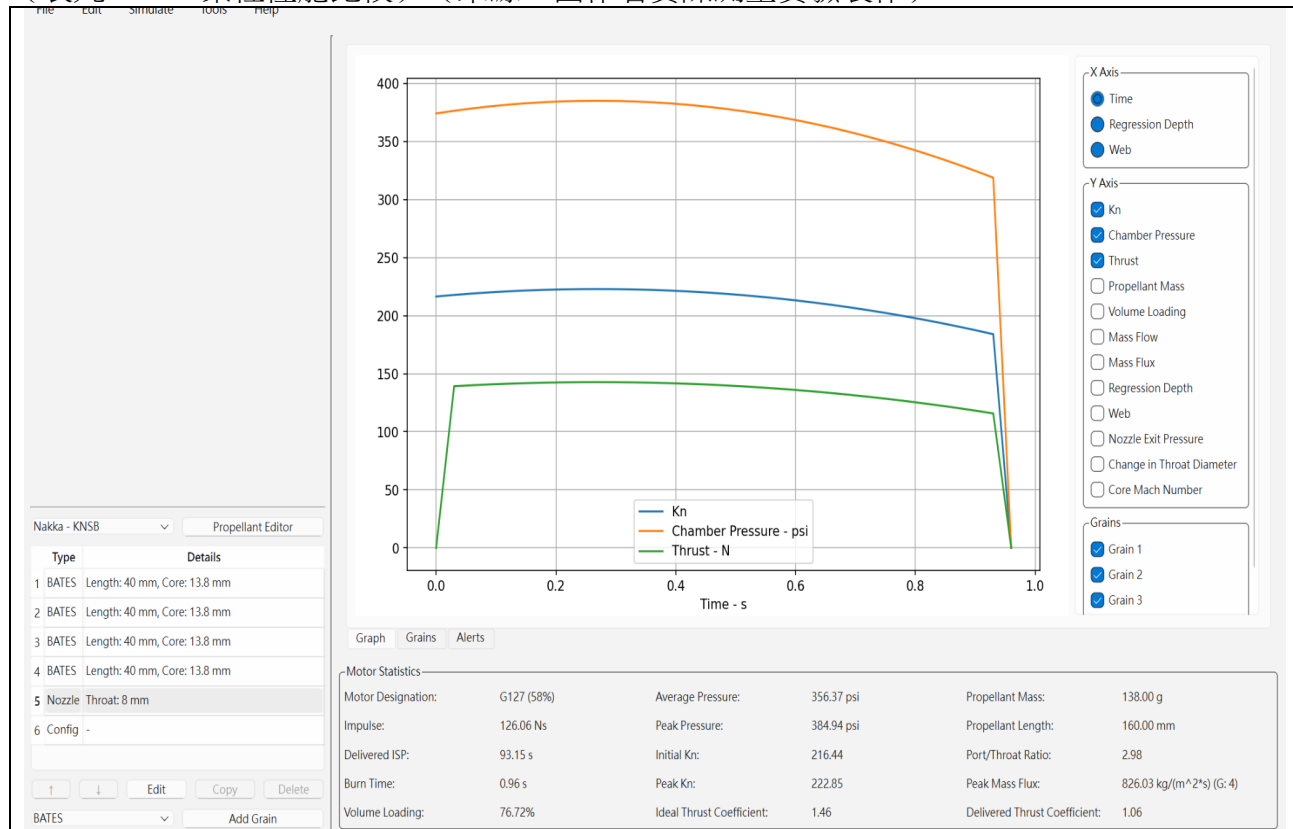


圖 2 0 、A 藥柱 12mm open rocket 推力模擬 (由作者擷取自 open rocket)

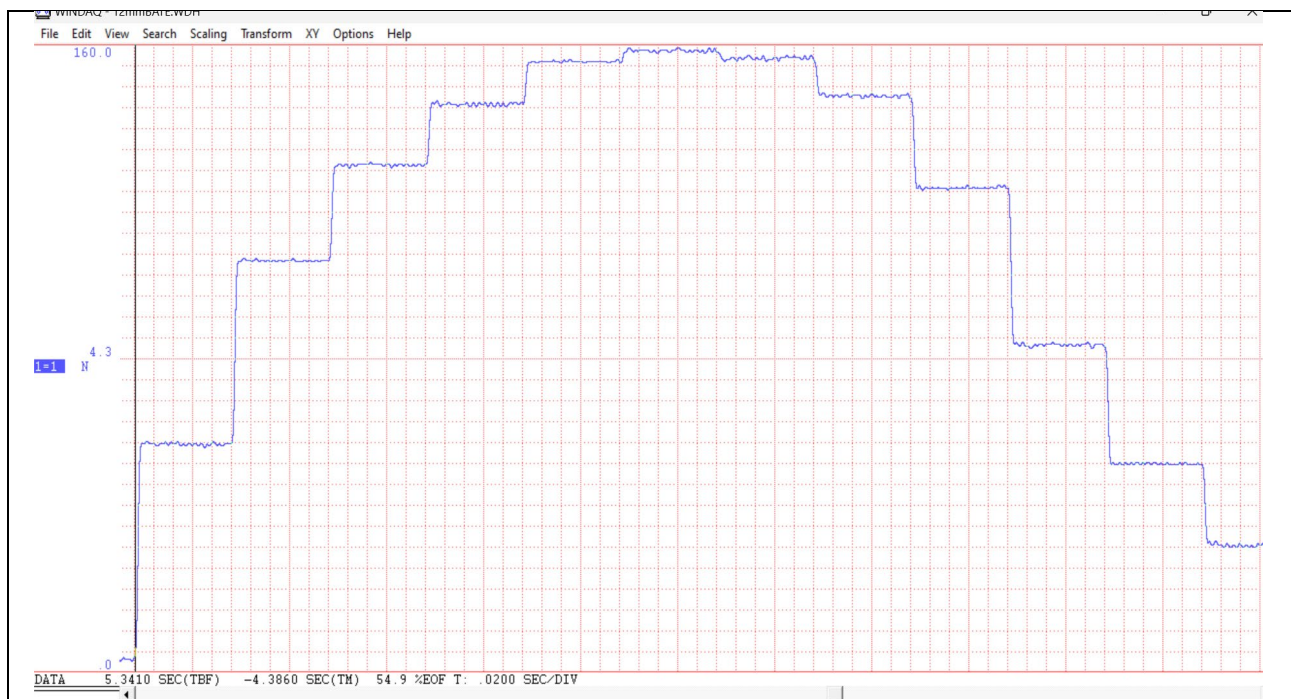
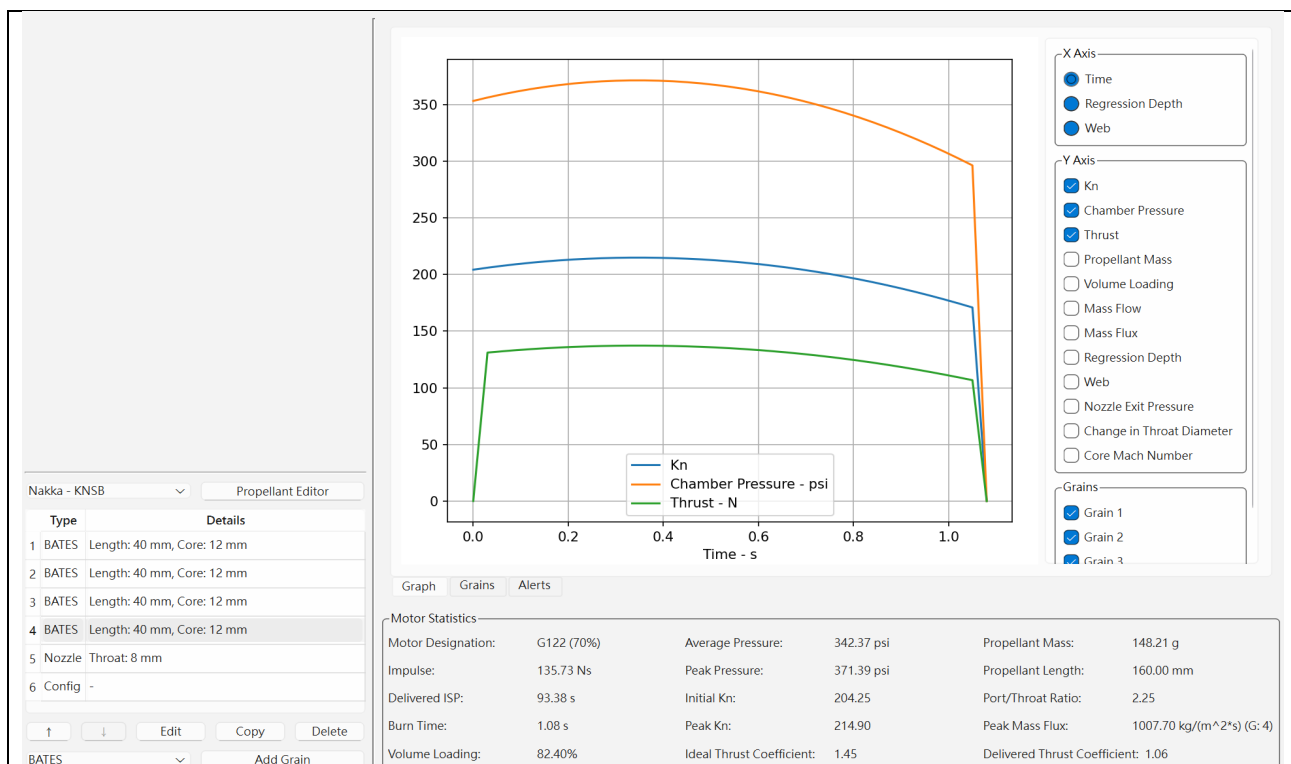


圖 2 1、A 藥柱 12mm DataQ 實際推力數據（來源：由作者擷取自 DataQ）



（圖 2 2、B 藥柱 13.8mm open rocket 推力（來源：由作者擷取自模擬網頁）



圖 2 3、B 藥柱 13.8mm DataQ 實際推力數據 (來源 :由作者擷取自 DataQ)

二、火箭飛行模擬與實際結果比較

飛行參數	模擬預測值	實際量測值	差異 (%)
最高飛行高度	331 m	364 m	+10.0%
最高飛行速度	84.8 m/s	84 m/s	-0.9%
火箭總重 (無引擎)	896 g	909.78 g	+1.5%
火箭總重 (含引擎)	1,381 g	1,385 g	+0.3%
理論比衝	151.1 s	99 s (Fluctus 實測)	—
計算總衝	G127 N·s (理論)	140.58 N·s (實際)	—

(表十、火箭模擬及實際飛行結果比較) (來源 :由作者實驗測量)

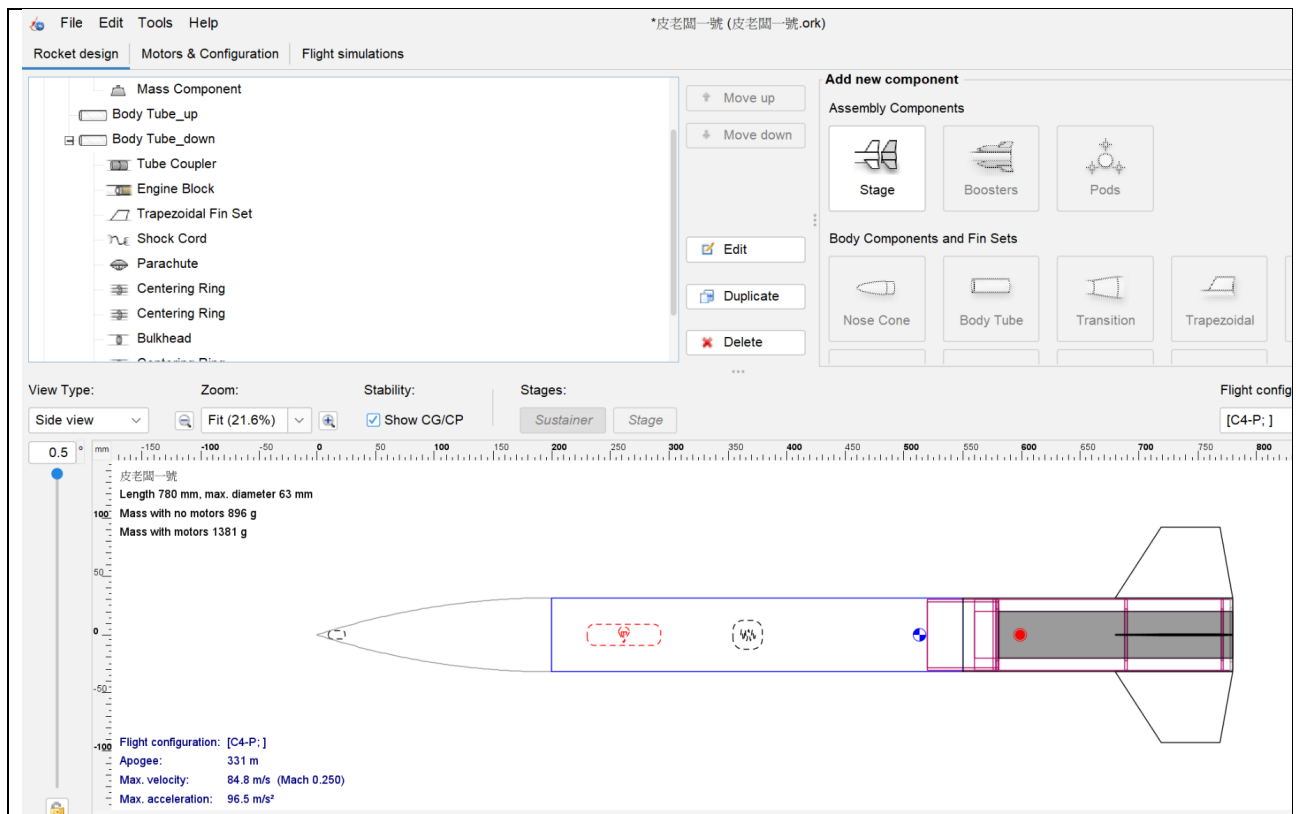


圖 2 4、Open rocket 火箭模擬數據 (由作者擷取自 Open rocket)

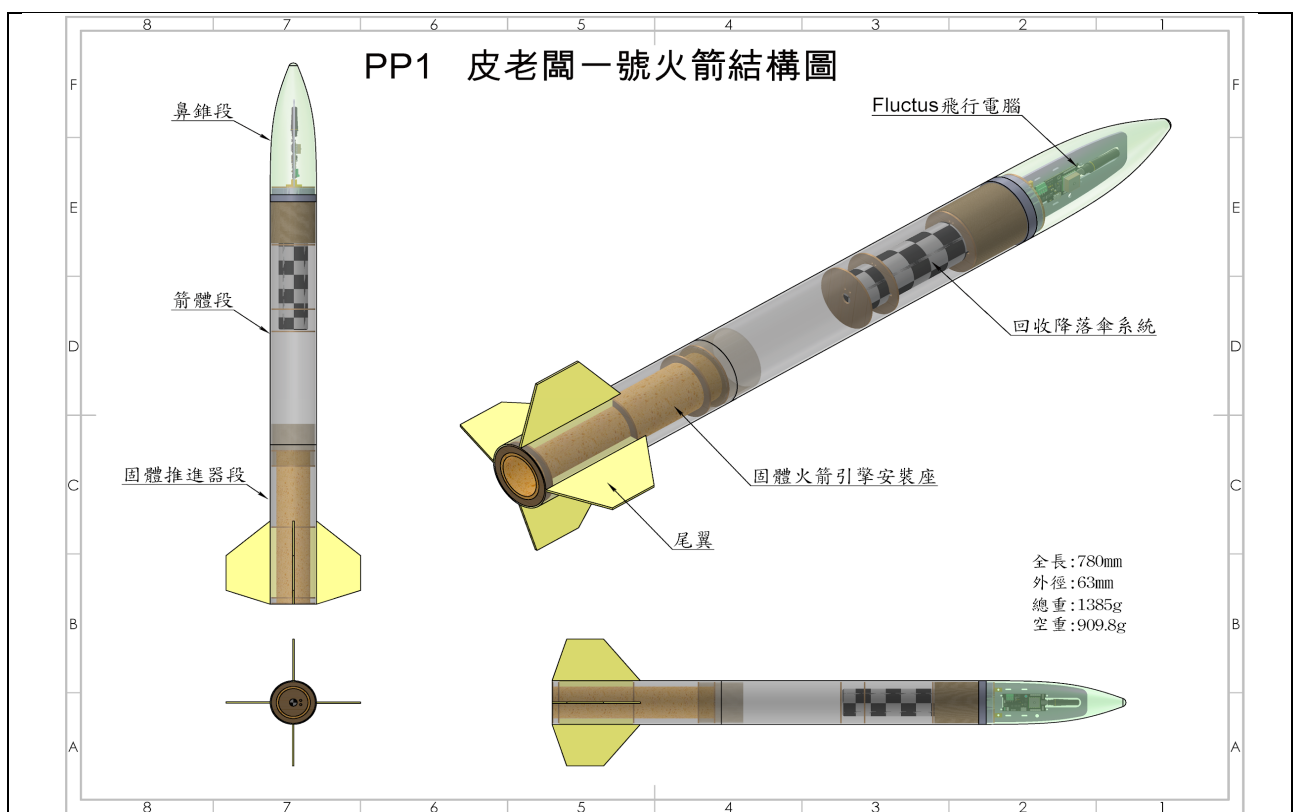


圖 2 5、火箭結構設計圖(來源：由指導老師繪製工程圖)

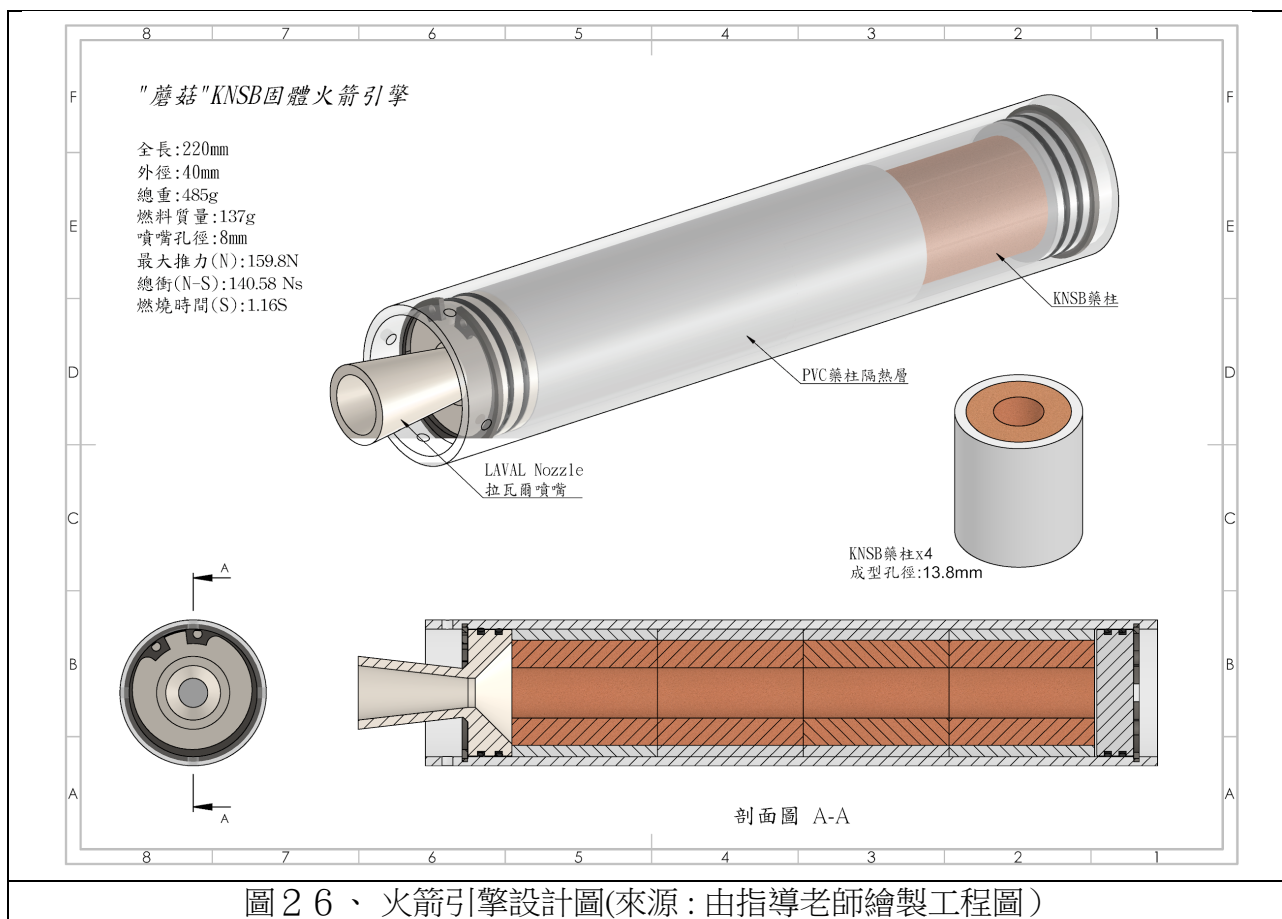


圖 2 6 、 火箭引擎設計圖(來源：由指導老師繪製工程圖)

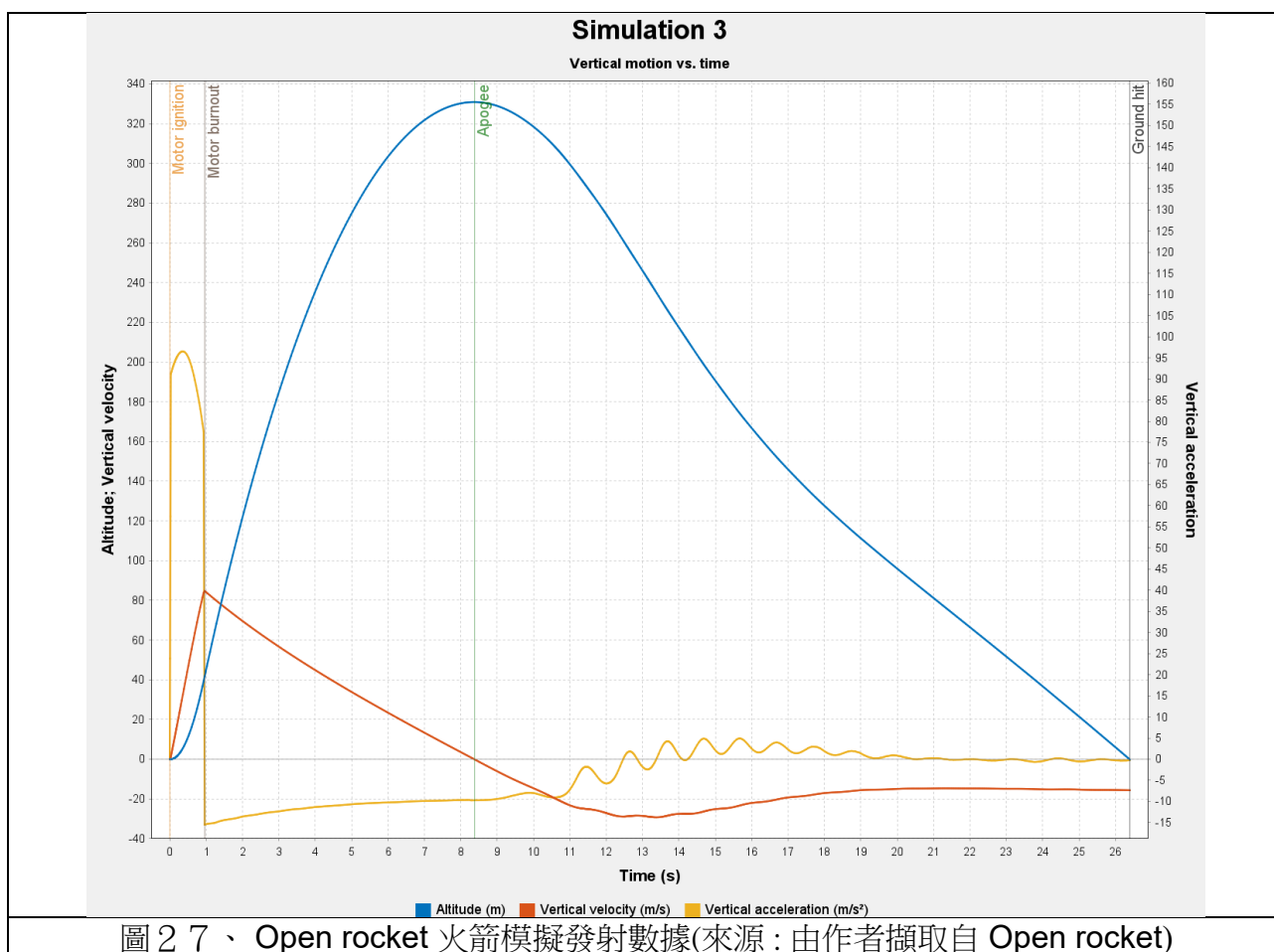


圖 2 7 、 Open rocket 火箭模擬發射數據(來源：由作者擷取自 Open rocket)

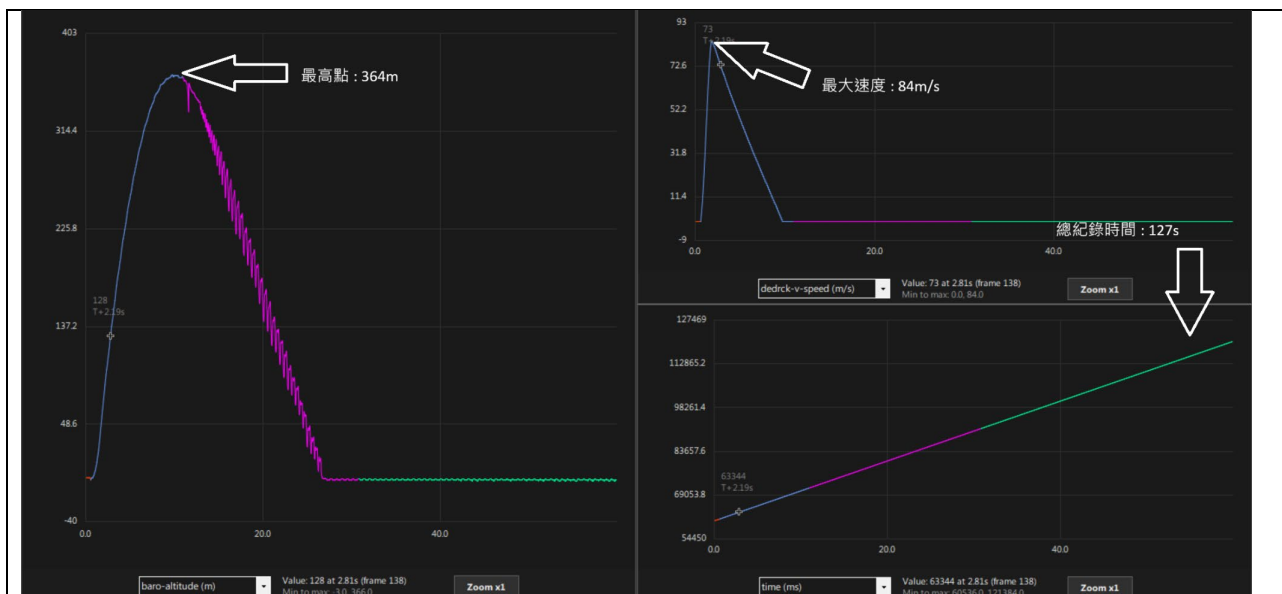


圖 2 8、火箭實際發射數據（來源：作者擷取自實際發射頁面）



圖 2 9、火箭實際飛行軌跡

（來源：作者擷取自 Fluctus 連線 GPS 和 Google 地圖取得 3D 實際飛行軌跡）。

伍、討論

一、燃料配方與燃燒特性分析

- (一) 本研究採用 KNO_3 與 Sorbitol 質量比 65:35，符合航太愛好者社群廣泛使用的標準 KNSB 配方。以化學反應觀點，硝酸鉀提供燃燒所需氧氣，山梨糖醇作為碳氫燃料，主要反應產物為 CO_2 、 H_2O 、 K_2CO_3 及 N_2 。
- (二) 催化劑 Fe_2O_3 加入量約佔 KNO_3 +Sorbitol 總質量的 10%，其作用機理為降低燃料活化能、加速燃燒反應，從而提高燃燒速率並縮短燃燒時間。A、B 兩藥柱數據印證：在相近推力下，B 藥柱（孔徑較大）燃燒時間較短，符合預期。甘油添加量僅 1 g (<0.3%)，主要功能為提高熔融藥料的流動性，對燃燒性能影響極小。

二、孔徑對燃燒性能的影響

- (一) 峰值推力：B 略高於 A (+1.1%)，差距甚小。推力差異主要由燃燒面積決定，較大孔徑同時縮小了燃料體積，兩者互相抵消，故推力差異不顯著。
- (二) 燃燒時間：B 比 A 縮短 3.7% (1.31 s vs. 1.36 s)。孔徑越大，初始燃燒面積越大，燃料消耗率越快，導致燃燒時間縮短。
- (三) 推進劑燃燒率：B 的燃燒率 (89.0%) 優於 A (86.5%)，說明較大孔徑有助於更完全的燃燒，降低殘餘熔渣量。
- (四) 總衝量：A 略高 (214.9 vs. 209.3 N·s)，因 A 的推進劑裝藥量較多且燃燒時間較長。A 藥柱適合需要較大總衝量的任務，B 藥柱則適合需要更快速推力建立的場景。

三、計算藥量與實際藥量之差異

- (一) A 藥柱實際藥量 (157.89 g) 較計算值 (147.70 g) 多出 10.19 g (+6.9%)；B 藥柱實際藥量 (149.80 g) 較計算值 (137.00 g) 多出 12.80 g (+9.3%)。兩者均超出計算值約 7 - 10%，與研究前備料「多準備 10%」的策略吻合。
- (二) 差異來源可能包括：(1) 熔融藥料澆注時受到密度差異影響；(2) 攪拌過程中混入空氣導致體積估算誤差；(3) 殼體幾何尺寸公差；(4) 環境潮濕導致部分吸水潮解。

四、推進劑殘留問題分析

(一) A 藥柱燃燒率 86.5%，B 藥柱燃燒率 89.0%，均未達完全燃燒，剩餘 11 - 14%推進劑以熔渣形式殘留。

(二) 可能原因包括：

1. Fe_2O_3 高溫下形成金屬氧化物熔渣，覆蓋未燃燒藥料表面阻礙後續反應；
2. 裝模時排氣不完全，藥柱內部存在密度不均或細小孔隙，影響局部燃燒效率；
3. 燃燒接近尾端時腔室壓力下降，燃速降低造成熄滅。改善方向：調整 Fe_2O_3 比例、優化裝模工藝（如加壓成型）、改良孔徑設計以維持燃燒壓力。

五、火箭飛行模擬與實測吻合分析

(一) 火箭實際飛行最高點（364 m）超出 OpenRocket 模擬預測（331 m）約 10%，而最高速度（84 m/s）與模擬值（84.8 m/s）幾乎相符（差異-0.9%）。

(二) 高度超出預測的可能解釋：

1. OpenRocket 採用半經驗阻力模型，可能高估大氣阻力，導致模擬高度低估；
2. 實際推力曲線若比矩形更「飽滿」，實際總衝量可能略高於峰值推力乘以燃燒時間的估算值；
3. 發射當日環境條件（風速、氣溫、氣壓）有利於飛行，實際空氣密度低於標準值時阻力較小。火箭總重實際值與模擬值差距極小（+0.3%），顯示結構設計與製作精度良好。

六、安全性與製作規範評估

本研究全程遵循嚴格的安全操作規範：

- (一) 使用恆溫加熱設備（160°C），嚴禁明火，有效防止意外引燃；
- (二) 研磨時間限制（ ≤ 10 秒）以防止摩擦熱與靜電積聚；
- (三) 推力測台測試時依程序表設有完整倒數程序、人員撤離及消防準備；
- (四) 火箭發射配備 Fluctus 飛行電腦，於頂點自動彈出降落傘，確保安全回收。建議未來增設遠端溫度監控與排風設備，進一步提升安全冗余度。

陸、結論

本研究成功完成 KNSB 固態火箭燃料的製作、推力量測及火箭發射三項主要實驗，歸納結論如下：

- 一、燃料配方： KNO_3 ：Sorbitol $\approx$ 65:35（質量比），加入約 10% Fe_2O_3 催化劑的標準 KNSB 配方可順利熔融成型，燃燒穩定，適合業餘固態火箭研究使用。
- 二、孔徑效應：較大孔徑（13.8 mm）的 B 藥柱峰值推力略高（+1.1%）、燃燒時間略短（-3.7%）、燃燒率更高（89.0%）、總衝量略低（-2.6%）。整體而言兩種孔徑性能相近，A 藥柱更適合需要較大總衝量的任務。
- 三、推力量測：自製推力測台配合 DataQ 數據收集，成功量測到 158 – 159.8 N 的峰值推力，驗證了 KNSB 燃料的高推力特性與測台系統的可靠性。
- 四、飛行驗證：火箭實際飛行高度（364 m）超出模擬預測（331 m）10%，最高速度（84 m/s）與預測吻合，顯示 OpenRocket 在速度預測上具有高準確性，高度預測偏保守。
- 五、整體成果：本研究完整實現了「燃料配方→藥柱製作→性能量測→飛行驗證」的完整研究流程，驗證了業餘 KNSB 固態火箭的可行性與安全操作規範。

柒、未來展望

- 一、探討不同 KNO_3 ：Sorbitol 比例（60:40、70:30）對推力曲線的影響，找出燃燒效率最佳的配比。
- 二、嘗試降低 Fe_2O_3 添加量，以觀察催化劑對比衝量（Isp）與燃燒率的影響。
- 三、改善藥柱成型工藝（如加壓澆注），以提升藥柱密度均質性，改善推進劑燃燒率（目前 86 – 89%）。
- 四、設計大型固態火箭，驗證更高飛行高度與多次發射的穩定性。
- 五、建立更精確的阻力係數量測（如風洞測試或落體實驗），提升 OpenRocket 模擬的高度預測精度。

捌、參考資料

- 一、**Hickam, H. (1998).** *Rocket boys*. Delacorte Press.
- 二、**Nakka, R. (n.d.).** *KNSB propellant*. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site.
<https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html>
- 三、**OpenRocket. (n.d.).** *OpenRocket rocket simulator* (Version X.X) [Computer software].
<https://openrocket.info>
- 四、**Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2017).** *Rocket propulsion elements* (9th ed.). Wiley.
- 五、**Wickman, J. H. (1992).** In-situ combustion characteristics of KNSB propellants. *AIAA Journal of Propulsion*.