

2022 年臺灣國際科學展覽會 優勝作品專輯

- 作品編號** 100023
- 參展科別** 工程學
- 作品名稱** 10 公斤級聚甲基丙烯酸甲酯—氣態氧混合式
火箭引擎混和效率提升之初步探討
- 得獎獎項** 二等獎
美國ISEF正選代表
- 就讀學校** 臺北市立建國高級中學
- 指導教師** 賴奕帆、吳宗信
- 作者姓名** 王昱昇、陳冠宇
- 關鍵詞** 混合式火箭、聚甲基丙烯酸甲酯、幾何渦漩係數

作者簡介



大家好，我們是新課網第一屆的高三生王昱昇、陳冠宇，很幸運能利用自主學習課程進行火箭引擎的專題研究，並參與 2022 年臺灣國際科展。

全新的太空時代已經來臨，雖然疫情打亂了日程，專題仍能繼續進行，要感謝教授、老師和實驗室學長的用心指導及家人的支持，讓我們能在有限的時間內克服困難完成研究。

摘要

本研究首先設計一5公斤級之聚甲基丙烯酸甲酯—氣態氧混合式火箭引擎，搭載軸向注入器(axial injector)進行水平推力測試，控制氧化劑流量，改變燃燒時間，量測氧化劑截面通量與燃料耗蝕率，探討其燃燒特性、推力、比衝值與各項引擎參數，並評估該引擎作為混合式火箭推進系統之可行性。引擎成功研製後，本研究設計兩種渦漩注入器(swirling injector)，幾何渦漩係數(SNg)分別為3、5，將推力目標提升至10公斤，並進行地面推力測試，探討幾何渦漩係數改變對於混合式火箭混和效率與引擎表現之影響。經實驗後證實渦漩注入器能有效提高引擎推力，且引擎推力及燃料耗蝕率會隨幾何渦漩係數提高而上升。未來希望能以本引擎為基礎，將推進系統放大後，將其裝載於小型火箭之上，進行探空及技術驗證之任務。

Abstract

This study focuses on developing a PMMA-GOX hybrid rocket engine. The engine with an injector was equipped. First, we controlled the mass flow rate and the chamber pressure, measuring the average mass flux of the oxidizer and the fuel regression rate, using those data to discuss the thrust, specific impulse (Isp), and combustion property of the 5kgf hybrid rocket engine.

After the 5kgf axial-injection engine was successfully prepared, we turned to develop a 10kgf swirl-injection hybrid rocket engine, using a swirling injector to apply swirl to the oxidizer flow in order to improve the poor combustion property of the hybrid rocket engine. About the design, there were three geometry swirling numbers of swirling injectors, 0, 3 and 5. Proved by experiment, the thrust, thrust coefficient, characteristic velocity, fuel mass flow rate and fuel regression rate were proportional to geometry swirling number.

We hope that after enlarging the size of the swirl-injection PMMA-GOX engine, it can serve as the propulsion system in small-scale rockets, implementing sounding missions.

符號說明

I_{sp}	比衝(specific impulse) (s)
F	推力(thrust) (kgf or N)
M	質量(mass) (kg or g)
\dot{m}	質量流率(mass flow rate) (kg/s or g/s)
$\dot{m}_{oxidizer}$	氧化劑質量流率(oxidizer mass flow rate) (kg/s or g/s)
\dot{m}_{fuel}	燃料質量流率(fuel mass flow rate) (kg/s or g/s)
g	重力加速度 (gravitational acceleration) (m/s^2)
$I_{SP_{real}}$	實際比衝值
$I_{SP_{ideal}}$	理論比衝值
η_{Isp}	引擎效率
C^*	特徵排放速度 (characteristic velocity) (m/s)
C^*_{real}	實際特徵排放速度
C^*_{ideal}	理論特徵排放速度
η_{C^*}	特徵排放速度之效率(C^* efficiency)
C_f	推力係數(thrust coefficient)
P	壓力(pressure) (bar or Pa)
P_c	引擎燃燒艙壓力(chamber inner pressure) (bar or Pa)
A_t	噴嘴喉部截面積(nozzle throat area) (m^2)
A_e	噴嘴出口面積(nozzle outlet area) (m^2)
G_{ox}	氧化劑截面通量(oxidizer mass flux) (kg/m^2s)
ρ	密度(density) (g/cm^3)
SN	渦漩係數(swirling number)
v_θ	切線速度
v_z	軸向速度

Ma	馬赫數
Ma_{θ}	切線馬赫數
Ma_z	軸向馬赫數
SNg	幾何渦流係數(geometry swirling number)
n	注入口個數
R_{ϕ}	注入器注入口半徑
R_x	注入器出口半徑
δ	燃燒艙壁厚
D	燃燒艙外徑
σ	材料抗拉強度
S	安全係數
\dot{r}	燃料耗蝕率(regression rate) (mm/s)
a	材料性質參數(overall regression rate law constant)
n	截面通量指數常數(mass flux exponent constant)
r_i	燃料內孔初始半徑
r_f	燃料內孔最終半徑
Np	燃料內孔個數
h_{fuel}	燃料內孔長度
Acc	燃料內孔面積
ΔR	燃料內孔直徑變化量

壹、前言

一、研究動機

太空經濟的發展已是全球的趨勢，台灣是一座科技島，太空產業有完善的供應鏈，若能集結相關產業，應可完成更低成本的火箭系統。

火箭推進系統可分為化學火箭推進、核能火箭推進、電力火箭推進、化學火箭推進主要以燃料、氧化劑混和，藉由分解氧化劑產生氧氣，燃燒燃料後產生大量氣體，將氣體排出引擎、產生推力。核能火箭則以核反應後的高速粒子作為介質，將粒子射出引擎。而電力火箭利用電漿，對其施加電場或磁場，達到推進之功能，推進方式與核能火箭相似。化學火箭推進之優點為推力極大，但因其需要大量的推進劑，使引擎重量遠超其他兩者，故多用於第一節火箭。而核能、電力火箭雖然推力小，但因引擎排出之粒子質量極小、速度極高，故其比衝值可達化學火箭推進系統的五倍以上，且因需攜帶之推進劑遠少於化學火箭推進系統，常應用於深空探測器，以小推力但持續性的加速作為推進方式。

化學火箭推進系統又可分為固態、液態、混合式，固態火箭因無法停機與控制推力大小，故多用於助推器。而液態火箭推力與比衝值皆為最高，但因其燃料與氧化劑皆為液態，管路系統較為複雜，且須利用氧化劑冷卻引擎，增加系統的複雜度。混合式火箭則是結合上述兩者之優點，通常氧化劑為氣態或液態，燃料為固態，因只需控制氧化劑之流量，相較於液態火箭，管路系統簡單許多。與固態火箭比較，除了比衝值高於固態火箭，混合式火箭推力可控，且能停機後重新啟動，但因氧化劑與燃料為混相，故混和效率較差。

高推力固態火箭之推進劑製作與存放較危險，而液態火箭之管路系統相當複雜。故本研究以混合式火箭為題，探討聚甲基丙烯酸甲酯—氣態氧引擎之燃料耗蝕率以及燃燒特性，未來希望可應用在科學研究、投放緊急救災物品等用途。

二、研究目的

- (一) 研製10公斤級混合式火箭引擎
- (二) 量測聚甲基丙烯酸甲酯之燃燒特性
- (三) 探討幾何渦流係數差異對燃料耗蝕率之影響
- (四) 探討幾何渦流係數差異對引擎表現之影響

貳、研究方法或過程

一、研究架構



圖2-1、研究架構

二、文獻回顧

(一) 固態、液態、混合式火箭差異

Surmacz & Rarata (2009) 指出，自從1930年代初期，即有混合式火箭的相關研究，但直到1960年代才發展出用於混合式火箭的設計公式。因固態、液態火箭已發展成熟，導致混合式火箭未受重視。至1980年代才重獲青睞。

三種火箭最大的差異為燃料與氧化劑的相態、氧化劑供應與燃料儲存方式。固態火箭中，燃料與氧化劑會以固態儲存，製作時會將氧化劑與燃料以最佳比例混和而成，在燃燒時會產生大量高溫氣體，而在藥柱中間設計一稱為內孔的空間，以增加燃燒表面積。固態火箭在點火時較方便，且兩者能以最佳的燃氧比燃燒，但其缺點為無法控制燃燒時間與推力大小。(張皓閔，2015)[2]

而在液態火箭之燃料與氧化劑皆為液態，且分別儲存於兩個儲存槽，在反應時會將氧化劑與燃料注入燃燒室，氧化劑為氟、氧或氯之化合物，而燃料通常為液化氫、甲烷、煤油等。在液態火箭中，因其氧化劑與燃料為液態，所以其必須耐低溫，但在燃燒時，其燃燒艙又需承受高壓與高溫，故液態火箭在設計上相對於其他兩種火箭複雜。但液態火箭可控制燃燒時間，且燃料與氧化劑皆為液態，所以其混和與燃燒效率皆較高。(張皓閔，2015; V.M. Polyayev and V.A. Burkaltsev, n.d.)[2][12]

混合式火箭結合液態火箭與固態火箭，大多以固態燃料與液態氧化劑為主，在反應時將液態氧化劑注入燃燒室內。混合式火箭擁有液態火箭可操控的優點，比液態火箭更安全，但因其燃料與氧化劑為不同相態，混和效率不彰。(張皓閔，2015)[2]

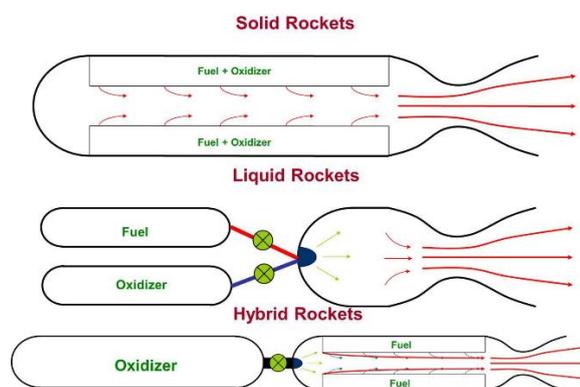


圖2-2、火箭系統示意圖（周子豪，2015）[1]

（二）燃料、氧化劑差異

在混合式火箭中，許多聚合物可作為推進劑的燃料，像是石蠟(paraffin)、壓克力(PMMA)等。石蠟無毒、低成本且可重複使用。但石蠟有明顯的缺點，當製造大直徑的燃料時，石蠟在固化過程中會發生約15%到25%的收縮，造成燃料變形，產生裂口或其他缺陷，且因熔點較低，燃燒時會造成軟化。(F. Piscitelli et al.，2017)[3]

聚丁二烯聚合物，通常稱為 HTPB，被認為是混合動力推進系統中效率最高的燃料之一。其優點為低成本、易處理及與氧化劑反應燃燒時所產生的高熱量。

聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA, Polymethyl methacrylate), 又稱為壓克力。PMMA 作為燃料時, 燃料燒蝕率較其他燃料低, 因此不常實際運用於火箭飛行中, 但因 PMMA 在固相時透明無色, 方便觀察內部燃燒狀況, 在技術驗證中常做為燃料。

氧化劑在選擇上十分多元, 使用最廣泛的是液態氧, 原因為與其他氧化劑相較穩定, 且成本較低。而一氧化二氮(N_2O)為無毒且具有高化學能的物質, 具有操作安全性高和低成本等優點。另一種高性能氧化劑為過氧化氫(H_2O_2), 過氧化物通過催化劑時會放熱分解, 使其達到足以點燃燃料的溫度, 輸入氧化劑時亦可點燃燃料, 不須使用額外的點火裝置。(Mariana C.T. and Loreto P., 2019)[7]

(三) 火箭性能參數介紹

評估火箭性能時, 通常會以比衝值(Isp)做比較, 其意指在單位時間內單位燃料所產生的推力, 而引擎效率亦可表示為實際 Isp(Isp_{real})與理想 Isp(Isp_{ideal})之比值。

$$Isp = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (1)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{ox} \quad (2)$$

$$\eta_{Isp} = \frac{Isp_{real}}{Isp_{ideal}} \quad (3)$$

\dot{m} 為總質量流率, 指單位時間通過引擎某截面積的流體總質量, 為燃料質量流率(\dot{m}_{fuel})與氧化劑質量流率(\dot{m}_{ox})之和, 而兩者之比值稱為燃氧比(O/F ratio)。g 為地表之重力加速度, 數值約為 $9.80665m/s^2$ 。而 Isp 值愈高代表每單位質量的燃料所提供的推力愈大, 故 Isp 值愈高, 表示該引擎推進效率愈高。其又可表示為特徵排放速度(C^*)以及推力係數(C_f)之乘積, 公式如下:

$$Isp \times g = C^* \times C_f \quad (4)$$

特徵排放速度(C^*)決定了火箭引擎的燃燒性能, 其性質不受火箭噴嘴性能的影響, 主要取決於燃料燃燒特性, 通常相同燃料會有相同的特徵排放速度, 但根據實際狀況會介於某區間之內, 定義如式(5):

$$C^* = \frac{P_c \times A_t}{\dot{m}} \quad (5)$$

然而特徵排放速度需要質量流率才可計算，但質量流率在燃燒過程中無法直接量測，故在計算質量流率時會將引擎燃燒前後的質量改變除以測試時間，而艙壓可透過壓力計測量，得到瞬時壓力值。在得知燃燒室中的質量變化及壓力變化後，可將等式改寫成公式(6)，而實驗後亦可計算特徵排放速度之效率，如式(7)：

$$C^* = \frac{A_t \times \int P dt}{\Delta M} \quad (6)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{\text{real}}}{C^*_{\text{ideal}}} \quad (7)$$

推力係數(C_f)代表推進劑在固定艙壓和一有效噴嘴之下，引擎能產生的推力之多寡，而推力係數是衡量如何有效利用燃燒室所產生的壓力並將其轉為推力的方式，而推力係數取決於噴嘴構造、氣體性質、艙壓及外部壓力，其公式如(8)(9)：

$$C_f = \frac{F}{P_c \times A_t} \quad (8)$$

$$F = C_f \times A_t \times P_c \quad (9)$$

因軸向注入器(axial injector)在混合式火箭內會造成混和效率不彰，湯淺三郎在1990年代提出於混合式火箭中使用渦漩注入器，降低邊界層高度，提升燃燒效率的想法，經實驗後證實能大幅提升引擎表現。(Yuasa, S. et al.,1999)[10]

其評估渦流強度之參數為 SN_g （幾何渦漩係數），與渦漩係數（ SN ）成正比，而渦漩係數之定義為氧化劑通過注入器後造成的流體旋轉切線方向角動量與流體軸線方向動量的比值。因切線方向與軸線方向之氧化劑質量流率相同，其比值可簡化為切線方向流體馬赫數與軸線方向流體馬赫數的關係，如下式(10)：

$$SN \propto \frac{v_{\theta}}{v_z} = \frac{Ma_{\theta}}{Ma_z} \quad (10)$$

又氧化劑注入之速度反比於注入器截面積，故 SN_g 可由以下公式定義：

$$SN_g = \frac{(R_x - R_{\phi})R_x}{nR_{\phi}^2} \quad (11)$$

(四) 相關研究與理論

周子豪博士(2015)指出[1]，混合式火箭的優點有構造簡單、推力可控、安全性高、成本低廉、低汙染等，但在諸多優點之下仍有缺點，如：燃料耗蝕率低、燃氣比不穩定、混和效率低、燃料殘留等。在其論文中也說明燃料耗蝕率跟燃燒艙壓力、氧化劑流量、燃燒表面積等有關。

與其他推進方式相比，混合式火箭安全性較高，且性能較固態火箭推進系統優異，但因氧化劑和燃料為混相，故燃料耗蝕率較低。而提升燃料耗蝕率主要有四類方法：添加高能添加劑、增加熱交換係數、提升逸入率，或是以混和物（如石蠟與 HTPB 混和）作為燃料。(Laura, M. et al., 2009) [6]

在混合式火箭中，混和效率與燃料耗蝕率呈正相關，且燃料耗蝕率與推力有一定關係，通常燃料耗蝕率愈高，推力愈大。在混合式火箭中，氧化劑與燃料為混相，當氧化劑進入燃燒艙時，會在燃料表面形成邊界層，使氧化劑未充分與燃料反應就離開燃燒艙，造成混和效率降低。(Laura, M. et al., 2009) [6]

由上述可知，若混和效率愈高，燃料耗蝕率應愈高，使推力隨之提升，因此燃料耗蝕率可作為比衝值外評估混合式火箭性能的指標。

雖混合式火箭結合固態火箭及液態火箭之優點，但固態燃料與液(氣)態氧化劑的混合燃燒方式卻有擴散焰(diffusion flame)的特性，此性質導致其混合效率不佳，使燃燒與推進效率降低。而透過渦漩注入器，氧化劑會在燃料內管中形成渦流，其流速會大於軸向注入型混合式火箭引擎之氧化劑流速，其可降低流體邊界層，使氧化劑在燃料內管管壁上形成紊流，提升熱交換率與混和效率。又因渦流會隨燃料內管管壁旋轉，通過渦漩注入器之氧化劑在燃料內移動之路徑長遠大於通過軸向注入器之氧化劑，故燃料與氧化劑反應時間延長，使兩者充分反混合後形成預混焰(premixed flame)，提升引擎之推力與推進效率。(Susane R.G. et al., 2015)[8]

三、研究設備

(一) 供流系統架構

第一代供流系統中，壓力計用以監測管路、燃燒艙之壓力，並以一電磁閥作為主閥，控制氧化劑流通。而針閥可調節氧化劑之流量，在地面水平推力測試前，會進行冷流體測試(cold flow)，以調壓閥調整燃燒艙壓力，以針閥調整氧化劑流量。

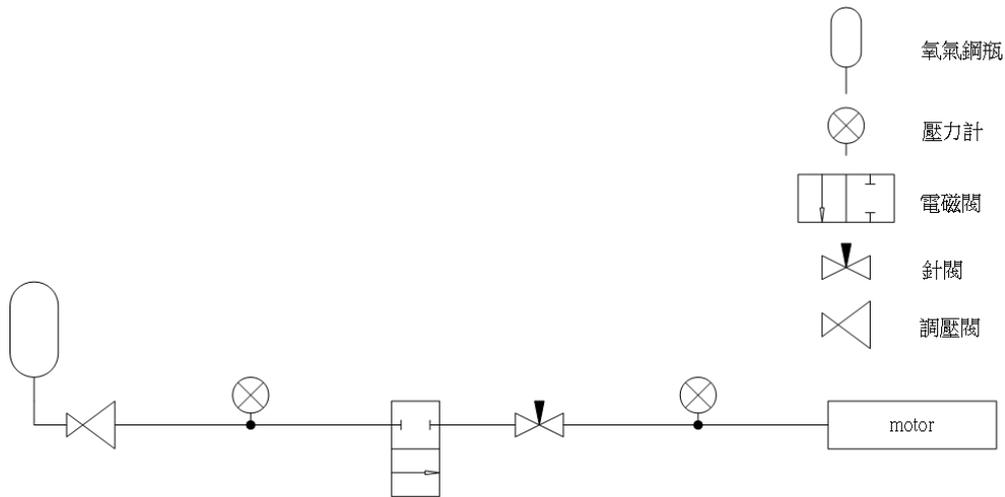


圖2-3、第一代供流系統管路圖

因第一代供流系統只有單一流道，使氧化劑流速過高，令電子引信在燃料點燃前熄滅。為解決此問題，第二代供流系統將供應電子引信之氧化劑流道(bypass)獨立於主要流道外。故本研究主要以第二代供流系統作為第二代引擎之供流系統。並在鋼瓶下游處新增壓力計，可在測試中監測鋼瓶壓力。

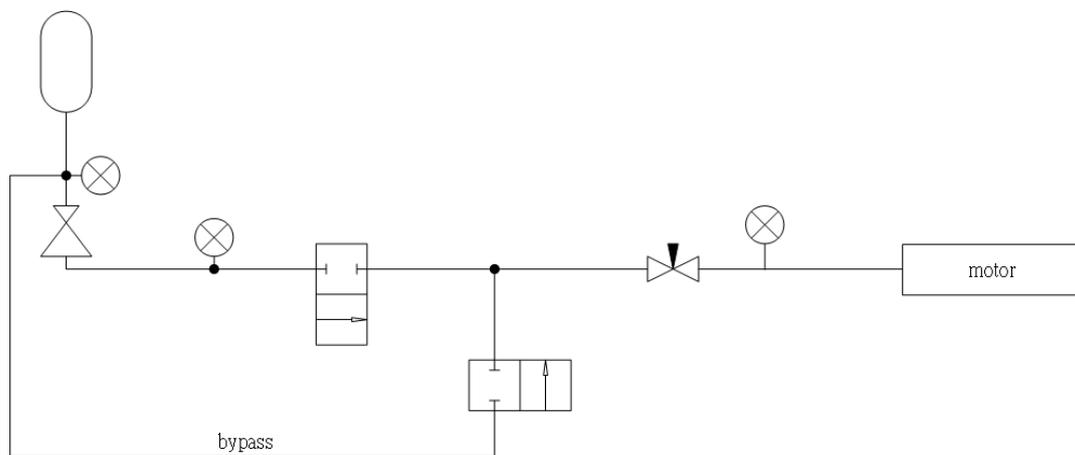


圖2-4、第二代供流系統管路圖

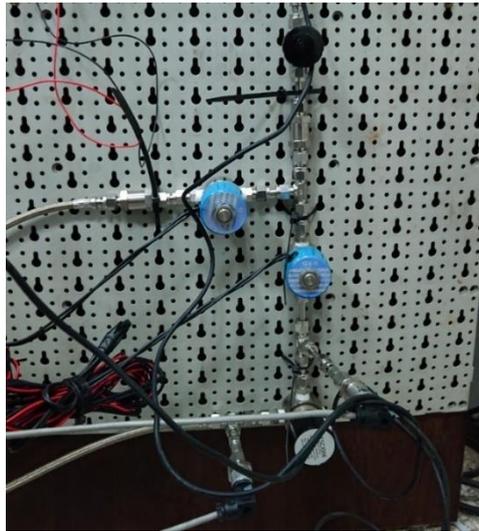


圖2-5、第二代供流系統

但因第三代引擎之渦漩注入器具較大壓損，但二分管可通過之流量過小。為使引擎艙壓與氧化劑流量皆能達到預定目標，故在第三代供流系統中，bypass 與主要流道之電磁閥前皆新增一調壓閥，使流量增加，上游壓力需求降低。

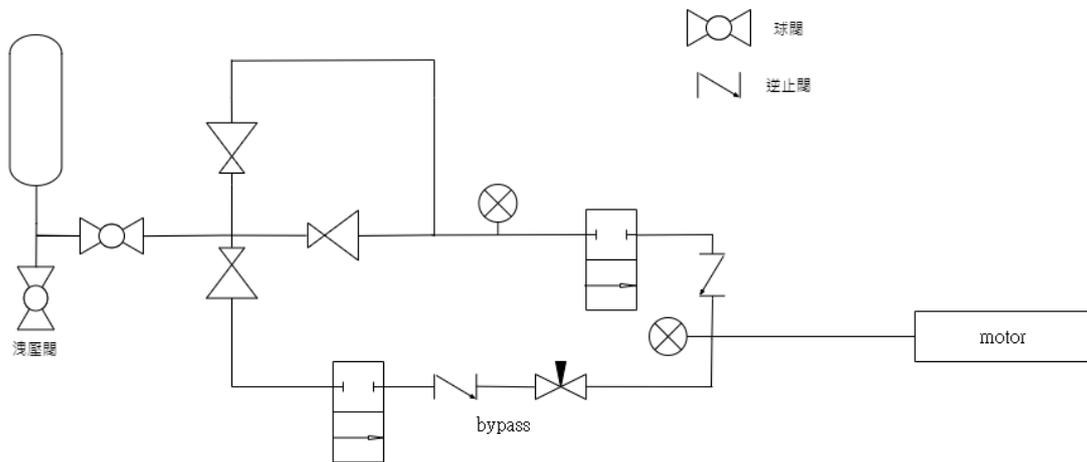


圖2-6、第三代供流系統管路圖



圖2-7、第三代供流系統

(二) 感測器與閥件

1. 力規(load cell)

本研究使用之力規為煜昕科技有限公司生產之 LM-10力規，其為一帶應變片的彈性體，在受力下產生會定量的形變，外力離開後力規回到初始位置，而應變片可擷取形變量的變化，經運算後輸出電壓。力規在測量前須進行校正，受力與輸出之電壓應為線性關係，得關係式後便可將電壓帶入求得外力。



圖2-8、力規(load cell)

2. 壓力感測器

本研究使用之壓力感測器為 Gems Sensors & Controls 生產之3100/3200系列壓力感測器，感測器內部有一薄膜，當外力使膜片變形產生壓阻效應時，其電阻會改變，進而使感測器輸出之電壓有所改變，且電壓變化與壓力變化成正比。



圖2-9、壓力感測器

3. 電磁閥

本研究使用之電磁閥為高商工業股份有限公司生產之 FA 系列2/2電磁閥，其為常閉型電磁閥，通電後線圈產生磁力，將閥件內部之密封件拉起，使流體流動。在測試中，電磁閥做為引擎主閥與 bypass 之控制閥，以電腦控制其開關。



圖2-10、2/2電磁閥

(三) 資料擷取系統(DAQ)

資料擷取系統(Data acquisition system (DAQ))，由 National Instruments Company 所提供之軟體 LabVIEW 及感測器組成。LabVIEW 不同於傳統程式語言，該軟體以圖形化介面呈現並編寫程式，編寫完成後程式為一流程圖，且可以動畫方式觀察程式運作流程，因此廣泛應用於系統開發及實驗資料擷取中。

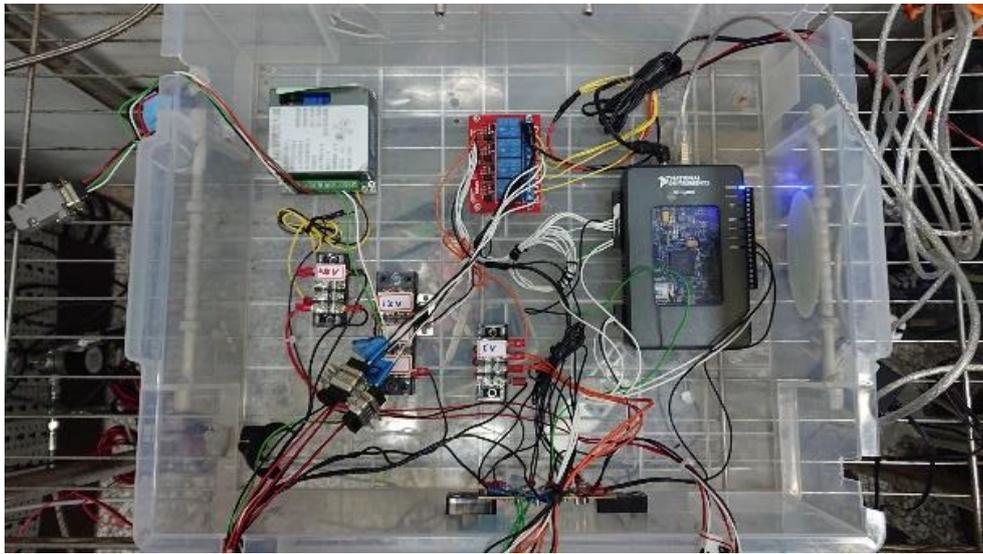


圖2-11、資料擷取系統

(四) 相關模擬軟體

1. ProPEP

ProPEP 是一套能計算化學反應式並求出火箭性能的軟體。在1980年代僅能在 DOS 上執行，1990年代被開發成圖形化介面，取名為 GUIPEP。在2012年NASA以 GUIPEP 當成基礎，開發目前最新的 ProPEP 版本，命名為 ProPEP 3。(張皓閔，2015) [2]

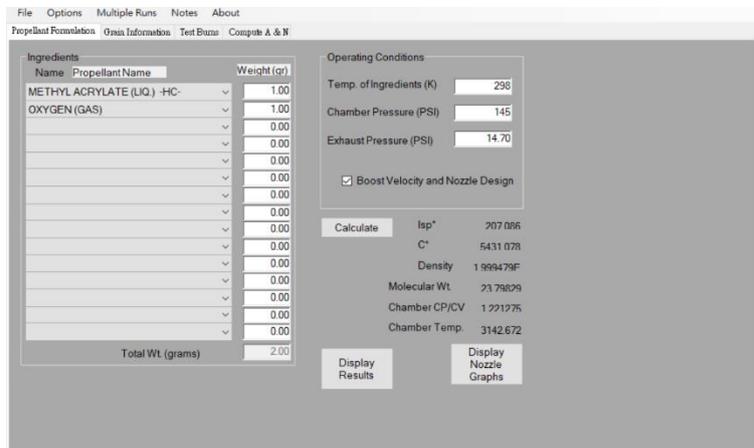


圖2-12、ProPEP 3 操作介面

2. Ansys AIM

Ansys AIM 為 Ansys 公司所開發之多重物理耦合分析平台。此平台將多重物理耦合分析的過程流程化及簡單化，相較於 Ansys Workbench，可以更簡便的模擬真實的物理現象。本研究利用其中流體耦合分析之功能，模擬渦流注入器之壓力損失以及內部流體運動速度。

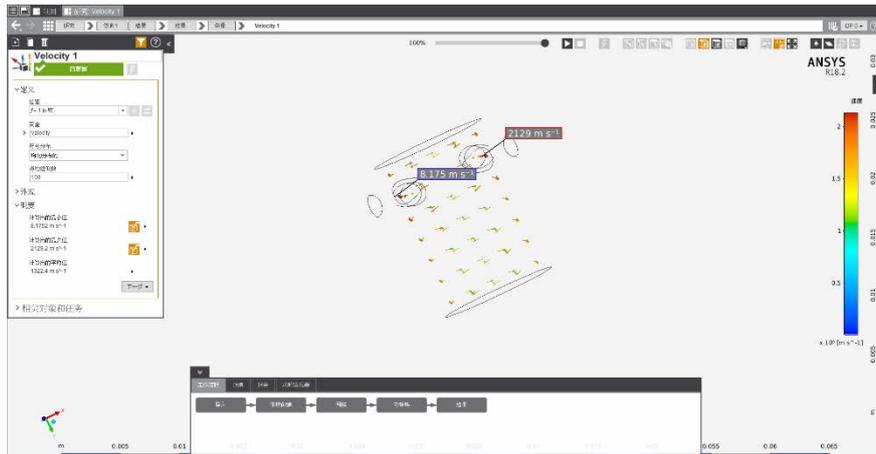


圖2-13、Ansys AIM 操作介面

四、實驗設計

(一) 推進系統設計

1. 5公斤級混合式火箭引擎

混合式火箭推進系統主要分為氧化劑儲存槽、燃料、燃燒艙、噴嘴，其管路與操作系統複雜程度較低，故本研究最初規劃以5公斤級混合式火箭引擎進行地面測試，量測燃料為壓克力，氧化劑為氣態氧時引擎的燃料耗蝕率與燃燒特性。故第一代引擎之燃料為仿製文獻(Jason R. et al., 2018)[5]所設計，燃料長度與內孔直徑沿用文獻之規格，注入器為軸向注入器(axial injector)，預定艙壓為10bar。本研究利用 ProPEP 3計算引擎之 C^* 、 I_{sp} 、噴嘴擴張比(nozzle expansion ratio, Exp ratio)、引擎燃氧比(O/F ratio)，再以計算結果推導其餘設計參數，計算過程如下：

經由 ProPEP 計算後，已知 $C^* = 1655.27(m/s)$ 、 $I_{sp} = 214.6(s)$ ，由圖2-14、圖2-16可知，當噴嘴擴張比為2、O/F ratio 為1時比衝值最高，故本研究之噴嘴擴張比為2，引擎燃氧比為1。

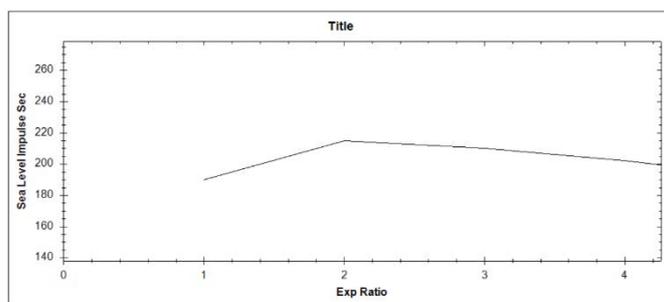


圖 2-14、比衝值與噴嘴擴張比關係圖

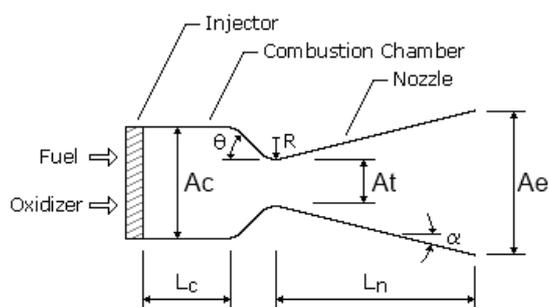


圖2-15、噴嘴構造說明

(取自：<http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>)

註：噴嘴擴張比為 $\frac{A_e}{A_t}$ ，且 A_c 、 A_t 、 A_e 皆為面積

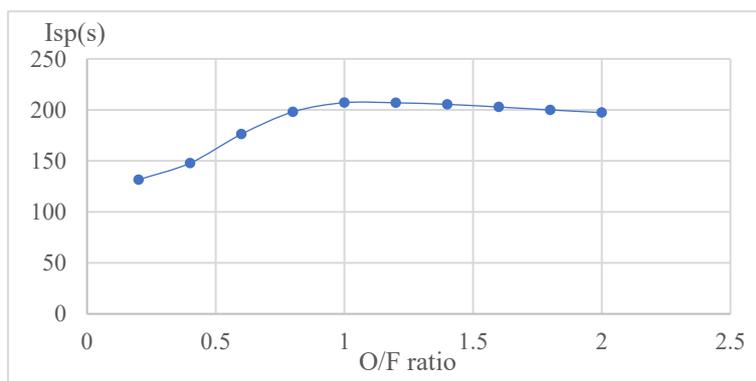


圖2-16、比衝值與燃氧比關係圖

再將 $I_{sp} = 214.6(s)$ 、 $F \approx 50(N)$ 、 $g \approx 9.80665(m/s^2)$ 帶入式(1)，可得

$\dot{m} \approx 0.023 kg/s$ ，又因本引擎之 O/F ratio 設定為 1，故氧化劑質量流率 (\dot{m}_{ox}) 為

$0.0115 kg/s = 11.5 g/s$ 。

求得質量流率後，將預定艙壓、總質量流率、 C^* 帶入公式(5)，便可進一步計算噴

嘴喉部截面積 (A_t)。已知 $C^* = 1655.27(m/s)$ 、 P_c 為 10bar ($10^6 Pa$)、 \dot{m} 為 $0.023 kg/s$ ，透

過式(5)可求得 $A_t \approx 3.8 \times 10^{-5} (m^2)$ ，又噴嘴喉部面積為 π 與噴嘴喉部半徑平方之乘積，可知噴嘴喉部半徑約為0.0035m，故噴嘴喉部直徑為7mm。

但在研究過程中，實驗室恰有喉部直徑為14mm之石墨噴嘴，加上有文獻使用長度為150mm之聚甲基丙烯酸甲酯作為燃料(Yuasa, S. et al., 2001)[11]，故將引擎設計修改至第二代。第二代引擎之規格如表2-1，而引擎燃氧比(O/F ratio)仍為1。且由圖2-17、圖2-18可知，兩代之噴嘴構型有極大差異，第一代噴嘴外型為圓柱狀，故底蓋內部之預留一空間置入噴嘴，頂端之金屬可起固定噴嘴之功能。第二代引擎為配合喉部為14mm之噴嘴，故將燃料頂端加工為錐面，貼合噴嘴收縮段之角度。因第一代底蓋設計有使氧化劑從噴嘴與底蓋縫隙間竄出之虞，第二代引擎為改善此問題，底蓋前方設計一錐面金屬，在底蓋放入噴嘴後仍有空間，在實驗前會灌入隔熱材，避免底蓋溫度過高，也可阻絕氧化劑沿接縫處漏出。

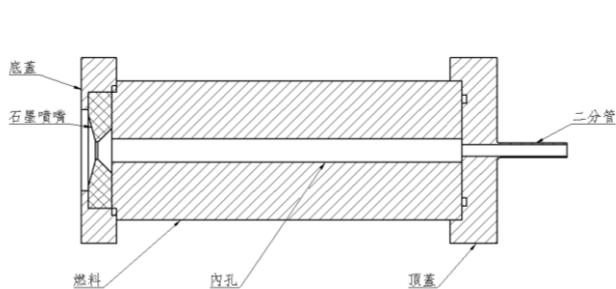


圖2-17、第一代引擎剖面圖

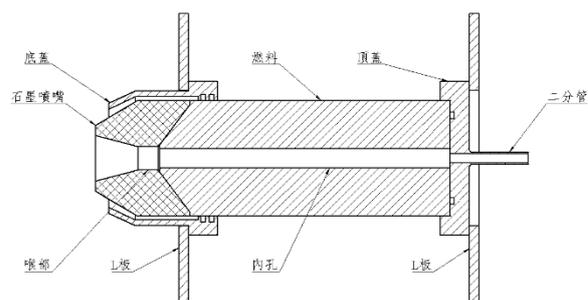


圖2-18、第二代引擎剖面圖



圖2-19、第二代引擎

在本實驗中，因無實際飛行需求，氧化劑儲存槽不需進行輕量化設計，遂以鋼瓶作為儲存槽，並以軟管接至引擎的二分管上提供氧化劑。在本研究中，燃料為壓克力

(PMMA)、氧化劑為高純度氣態氧。相較於混合式火箭較常使用的 HTPB，PMMA 為透明狀，可方便觀察內部燃燒狀況，也因材料內部鍵結強度不高，故以電子引信即可點燃，且其抗拉強度於60~70 Mpa 間，若有一定厚度，便可耐受高壓作為燃燒艙，故本研究以 PMMA 作為燃料。而本研究氧化劑選擇氣態氧之原因如下：一、相較於液態氧或高純度過氧化氫，其製備與存放成本較低。二、高純度過氧化氫有高腐蝕性，且注入燃燒艙前須經過觸媒分解，操作難度較大。三、笑氣因有安全疑慮，取得較為不易。

因燃料同時為燃燒艙，故需計算燃料耐壓壓力，避免燃燒艙因艙壓過大而破裂，而計算燃燒艙艙壁耐壓之公式如下：

$$\delta = \frac{P \times D}{\frac{2\sigma}{S}} \quad (12)$$

δ 為燃燒艙壁厚、 P 為艙壓、 D 為燃燒艙外徑、 σ 為材料抗拉強度、 S 為安全係數。因本研究之引擎置於室內測試房進行地面推力測試，故安全係數訂為10較為妥當，而壓克力之抗拉強度為60~70MPa，本研究以60MPa 估計之。經由計算後得知，燃燒時本引擎壁厚應超過5mm。

2. 10公斤級混合式火箭引擎

因第二代引擎之推力表現不如預期，且同時考量到後續有飛行測試之可能，故本研究著手設計第三代引擎，將預訂推力提升至10公斤，並搭載軸向注入器(axial injector)與 SNg 分別為3和5之渦流注入器(swirling injector)，使氧化劑在燃料內孔產生渦流，提升混和效率，以探討幾何渦流係數差異對燃料耗蝕率之影響。

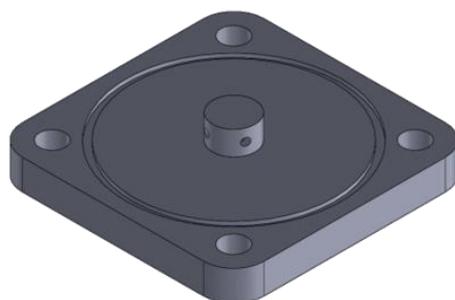


圖2-20、渦流注入器(swirling injector)

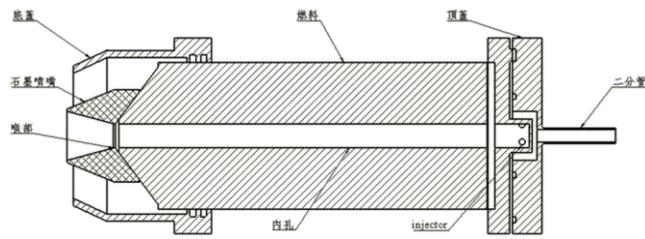


圖2-21、第三代引擎剖面圖

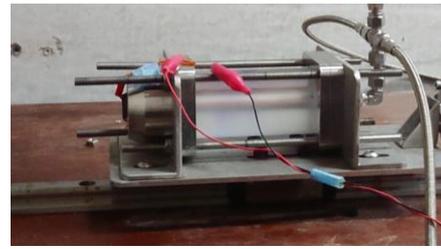


圖2-22、第三代引擎

因燃料與氧化劑仍為壓克力與氣態氧，故第三代引擎之 C^* 、 I_{sp} 、 $Exp\ ratio$ 、 $O/F\ ratio$ 仍與第一二代引擎相同，其餘設計參數之計算過程如下：

已知 $C^* = 1655.27$ 、 $I_{sp} = 214.6$ 、 $O/F\ ratio = 1$ ，將 $I_{sp} = 214.6(s)$ 、 $F \approx 100(N)$ 、

$g \approx 9.80665(m/s^2)$ 帶入計算 I_{sp} 之式(1)，可得 $\dot{m} \approx 0.047\ kg/s$ 。又因第三代引擎之 O/F

$ratio$ 為1，故氧化劑質量流率(\dot{m}_{ox})為 $0.0235\ kg/s = 23.5\ g/s$ 。

求得質量流率後，將預定艙壓、總質量流率、 C^* 帶入式(5)，可進一步計算噴嘴喉部截面積(A_t)。已知 $C^* = 1655.27(m/s)$ 、 P_c 為10bar($10^6\ Pa$)、 \dot{m} 為 $0.047\ kg/s$ ，透過式(5)可求得 $A_t \approx 7.78 \times 10^{-5}(m^2)$ ，又噴嘴喉部面積為 π 與噴嘴喉部半徑平方之乘積，可知噴嘴喉部半徑約為 $0.0049m$ ，故第三代引擎噴嘴喉部直徑設計為10mm。

表 2-1、引擎規格表

項目	長度(mm)	直徑(mm)	內孔直徑(mm)	喉部直徑(mm)	艙壓(bar)
第一代	170	42	10	7	10
第二代	150	60	10	14	10
第三代	150	60	10	10	10
項目	燃氧比	$\dot{m}_{ox}(g/s)$	注入器形式	幾何渦流系數(SNg)	燃燒時間(s)
第一代	1	11.5	軸向	無	無
第二代	1	11.5	軸向	無	5、10、15、20
第三代	1	23.5	渦流、軸向	3、5	5、10

註：第一代引擎未進行地面推力測試

在設計渦漩注入器時，因最初設計的注入器其入口未與出口之管壁相切，注入之流體會與管內渦流相互干涉，造成渦流強度減弱與較嚴重的壓損，且在多次的冷流體測試中皆無法達到預定艙壓與流量。為解決舊型注入器壓損過大之問題，本研究將注入器入口向外偏移，並透過 Ansys Aim 進行流體速度模擬與壓損分析。經模擬得知，新型注入器出口流體之流速為1401m/s，較舊型注入器之1289m/s 高，可知新型注入器之渦流強度較強，而舊型渦漩注入器之壓損為6.79bar，新型渦漩注入器之壓損為5.65bar。

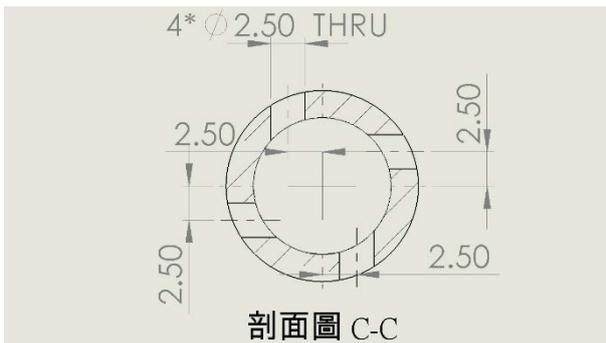


圖2-23、舊型渦漩注入器之工程圖

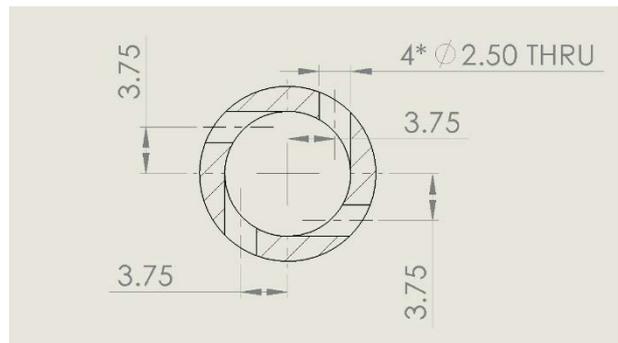


圖2-24、新型渦漩注入器之工程圖

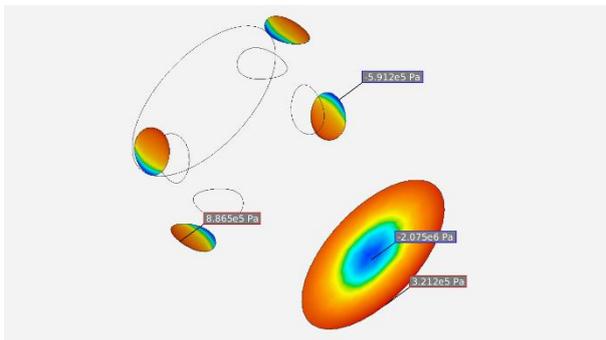


圖2-25、舊型渦漩注入器之壓損分析

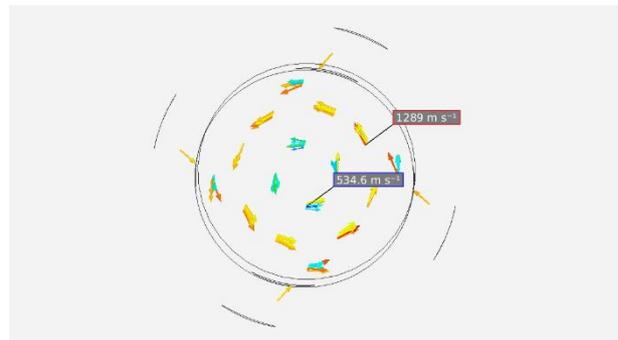


圖2-26、舊型渦漩注入器之流體速度分析

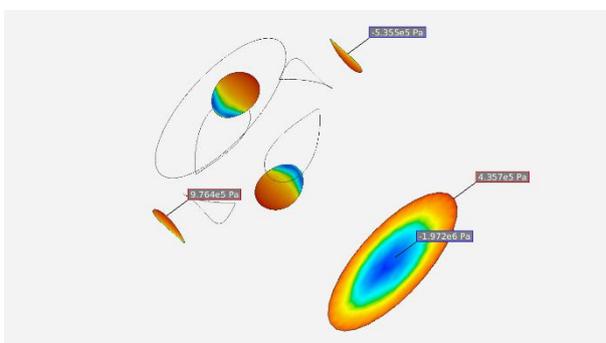


圖2-27、新型渦漩注入器之壓損分析

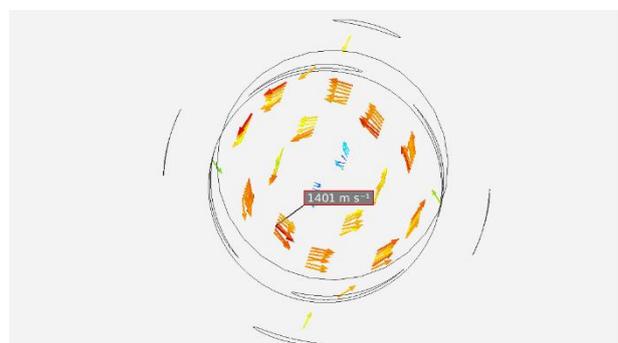


圖2-28、新型渦漩注入器之流體速度分析

五、實驗方法

(一) 冷流體測試(cold flow test)

在地面推力測試前，引擎常以冷流體測試(cold flow test)進行技術驗證與調整，如：調整氧化劑流量、確認艙壓等。

在本研究之冷流體測試中，流體採地面推力測試中作為氧化劑的高純度氣態氧，並透過供流系統中的調壓閥調整壓力，使艙壓到達作業需求。同時利用供流系統末端的針閥，調整氧化劑流量，使引擎之燃氧比符合設計之數值。

(二) 地面推力測試(hot fire test)

本研究利用 PMMA 為燃料，氣態氧為氧化劑，艙壓10bar 進行實驗，因燃料耗蝕率隨時間而改變，因此第二代引擎之地面推力測試時間為5秒、10秒、15秒、20秒。第三代引擎因其燃料耗蝕率較大，測試時間過長燃料恐有破裂的風險，故推力測試時間設為5秒及10秒，以分析幾何渦流系數對燃料耗蝕率及引擎效率的影響。

六、數據分析方式

(一) 氧化劑截面通量之量測

本研究使用模擬軟體，將所需的艙壓、燃料種類和燃氧比等資料輸入軟體後，將得到在實驗中的 C^* 及噴嘴喉部面積，帶入式(5)可求得總質量流率。

由模擬出的最佳燃氧比，可以確定燃料質量流率與氧化劑質量流率的比例，再利用式(2)得出本研究所需的氧化劑質量流率。

依上述氧化劑質量流率取得之方法，再將氧化劑質量流率除以燃料內管截面積，可以得到本實驗所需之氧化劑截面通量。

(二) 燃料耗蝕率量測

燃料耗蝕率(regression rate)，又稱燃料退縮率，是指燃料表面在燃燒過程中耗蝕的速度。此數值與引擎的效能有一定相關性，許多碳氫燃料在相同的氧化劑下比衝值相近，與低耗蝕率的引擎相比，高耗蝕率的引擎，燃燒室設計較短且直徑較大。為比較推進劑之差異、預測混合式火箭引擎效能、避免管壁燒穿，準確估算燃料耗蝕率相當重要。(G. G. Zilliac et al., 2006)[4]

燃料耗蝕率可評估混合式火箭燃料與氧化劑混和的效率，混和效率愈佳則燃料耗蝕率愈高，其公式如下：

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (13)$$

其中 a 、 n 為實驗值， a 值為材料性質參數，其值越大代表燃料在相同的氧通量下會有越高的燃料耗蝕率。 n 為截面通量指數常數(mass flux exponent constant)，是從流體方程式中推導得到的係數，若其值愈接近0.5，表示燃燒反應愈接近熱力學之預測，且與氧化劑截面通量愈不相關。(Susane R. G. et al., 2015)[8]

而 G_{ox} 為氧化劑截面通量，其公式如式(14)：

$$G_{ox} = \frac{4\dot{m}_{oxidizer}}{\pi(r_{pi}+r_{pf})^2 N_p} \quad (14)$$

為得到燃料耗蝕率，須將燃燒後的燃料秤重，再利用密度求得體積，假想改變的體積平均從中心向外擴張，透過下列公式可求得平均擴張長度：

$$\Delta r = \sqrt{\frac{\frac{\Delta M}{\rho \cdot h_{fuel}} + A_{cc}}{\pi}} - r_i \quad (15)$$

ΔM 為燃料之質量變化量， ρ 為燃料密度， h_{fuel} 為燃料內孔長度， A_{cc} 為燃料內孔面積， r_i 為燃料內孔初始半徑。再將平均擴張長度除以時間，可得到燃料耗蝕率。

$$\dot{r} = \frac{2(r_f - r_i)}{\Delta t} = \frac{\Delta R}{\Delta t} \quad (16)$$

參、研究結果與討論

一、研究結果

(一) 第二代引擎實驗結果

表 3-1、第二代引擎測試各項指標

測試名稱	推力(N)	C*	η_c^*	Cf	Isp	引擎效率
10s-1	lost	4092.809	247%	lost	lost	lost
3s	lost	lost	lost	lost	lost	lost
15s-2	1.226	3220.535	194%	0.011	6.073	2.2%
5s-2	0.339	4910.052	296%	0.005	1.488	0.5%
5s-3	1.382	9156.258	553%	0.013	7.097	2.6%
10s-2	1.173	5933.033	358%	0.010	7.055	2.6%
20s-1	1.278	2670.563	161%	0.011	6.665	2.4%

註：3s 為點火流道(bypass)之測試

表 3-2、第二代引擎燃料耗蝕率與氧化劑截面通量

測試名稱	燃料耗蝕率(mm/s)	氧化劑截面通量(g/s*cm ²)
10s-1	0.07	3.931
3s	無	1.184
15s-2	0.06	5.179
5s-2	0.07	6.652
5s-3	0.06	5.746
10s-2	0.04	4.750
20s-1	0.05	4.908

註：3s 為點火流道(bypass)之測試

由圖3-1可知，引擎燃燒5秒時，艙壓維持於7bar，推力約在150gf至200gf間。在五秒之測試前有3秒之壓力為2.3bar，為 bypass 開啟所造成之壓力

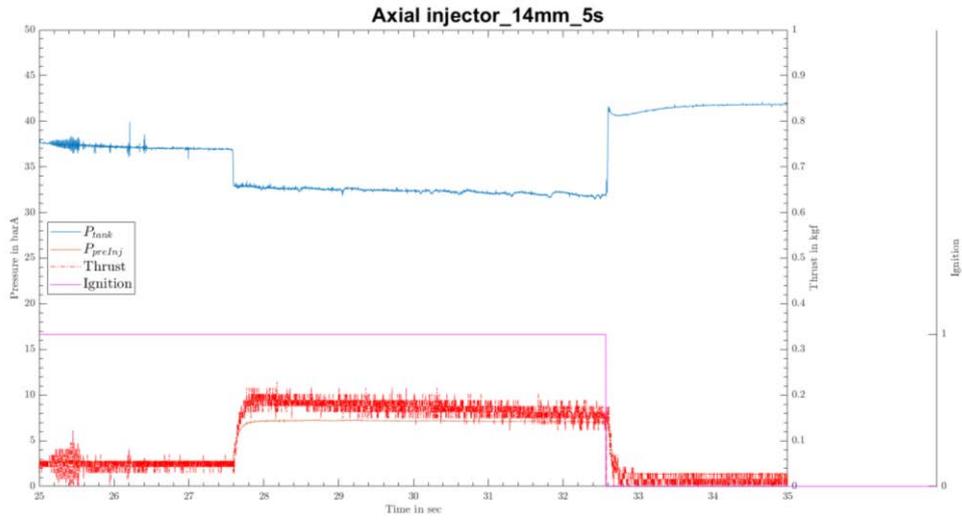


圖 3-1、第二代引擎 5s-3 地面推力測試結果

由圖3-2可見，測試時艙壓仍維持7bar，推力則介於100gf至150gf間。

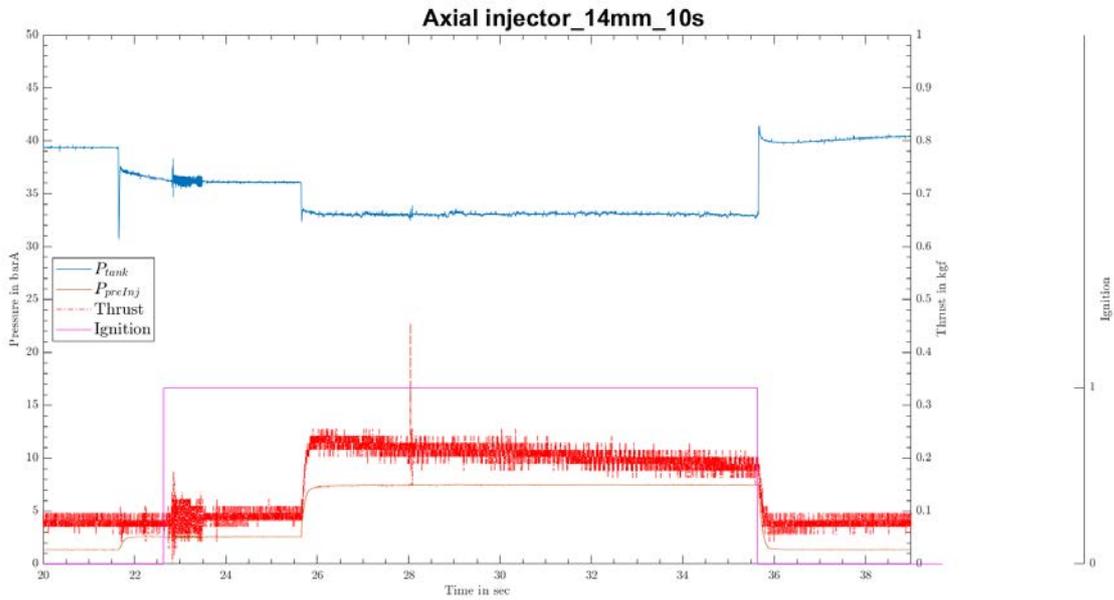


圖 3-2、第二代引擎 10s-2 地面推力測試結果

在實驗20s-1中，艙壓仍為7bar，但在本次測試中，力規初始受力約為100gf，故推力約處於100gf至200gf間。

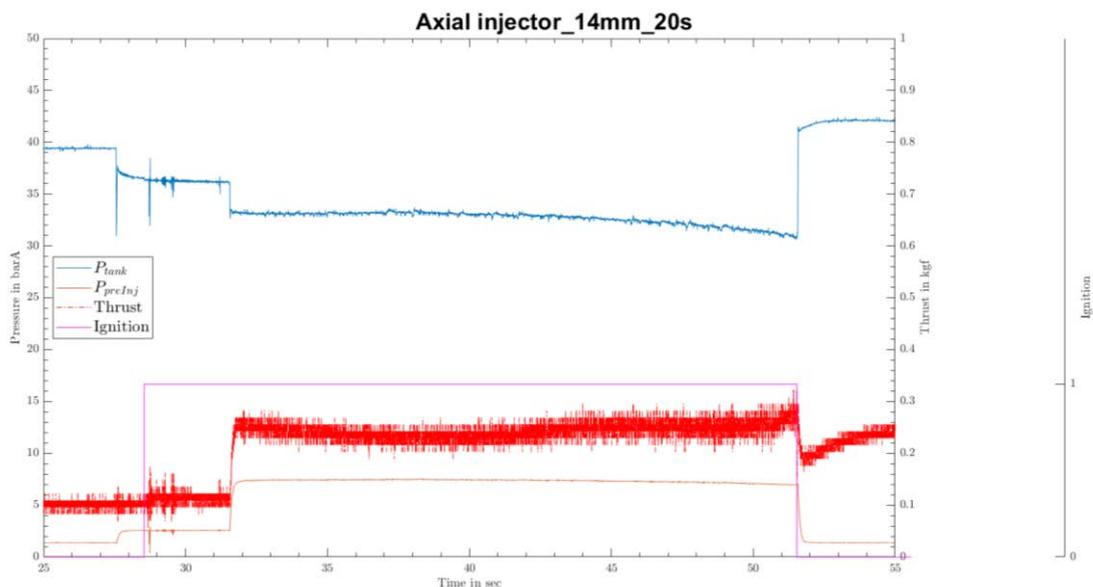


圖 3-3、第二代引擎 20s-1 地面推力測試結果

(二) 第三代引擎實驗結果

表 3-3、第三代引擎測試各項指標

測試名稱	推力(N)	C*	η_c^*	Cf	Isp	燃料耗蝕率(mm/s)	引擎效率
SNg3-5s	42.12	2569.18	155%	0.54	142.57	1.69	66%
SNg5-5s test1	34.692	2685.38	162%	0.43	142.45	0.53	66%
SNg5-5s test2	53.4089	2352.29	142%	0.61	147.21	2.11	68%
SNg3-10s test1	lost	2533.71	153%	lost	lost	1.48	lost
SNg3-10s test2	44.7093	2688.37	162%	0.53	146.08	1.47	68%
SNg5-10s	45.05629	2546.37	162%	0.56	146.60	1.50	68%
axial-10s	19.84976	2353.45	142%	0.23	56.35	0.95	26%

由表一可見，具渦漩注入器(swirling injector)之引擎推力大於搭載軸向注入器(axial injector)之混合式火箭引擎，而三種注入方式在 C* 的數值差異不大，但皆超過理論值。而 Isp 明顯較無渦漩注入器之引擎其高。且在五秒的推力測試中，SNg 為5之引擎其燃料耗蝕率的數值大於 SNg 為3之引擎，但在十秒的測試中兩者燃料耗蝕率差異較不明顯。

圖3-4為具 SNg5之渦漩注入器之第三代引擎5秒地面推力測試結果，在此測試中氧化劑流量為24g/s，從圖中可見，在實驗初期推力約有3.2kgf到3.4kgf，而在0.5秒後推力驟降，趨近於零，而到實驗的第三秒後推力才慢慢回升至3.4kgf，艙壓部分表現穩定，維持在10bar 上下。

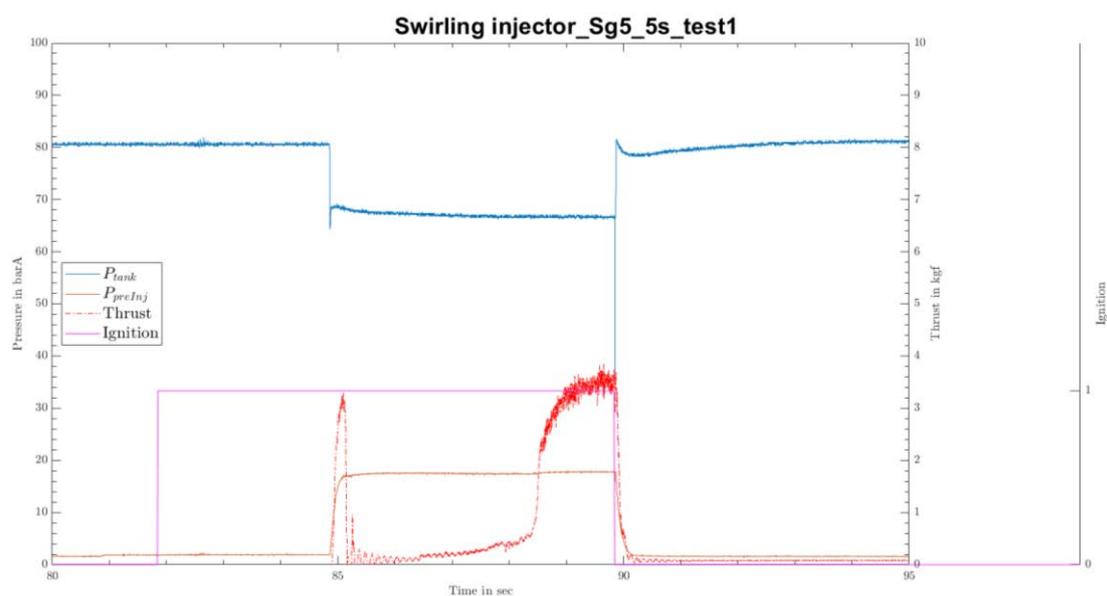


圖 3-4、具 SNg5 之渦漩注入器之第三代引擎 5 秒地面推力測試結果

由圖3-5可見，具 SNg5之渦漩注入器之第三代引擎之推力在測試初期有略微上升，從5.1kgf增加到5.5kgf，至三分之二處後整體趨勢接近平穩，平均推力約在 5.44kgf。而平均艙壓約是11.09bar。

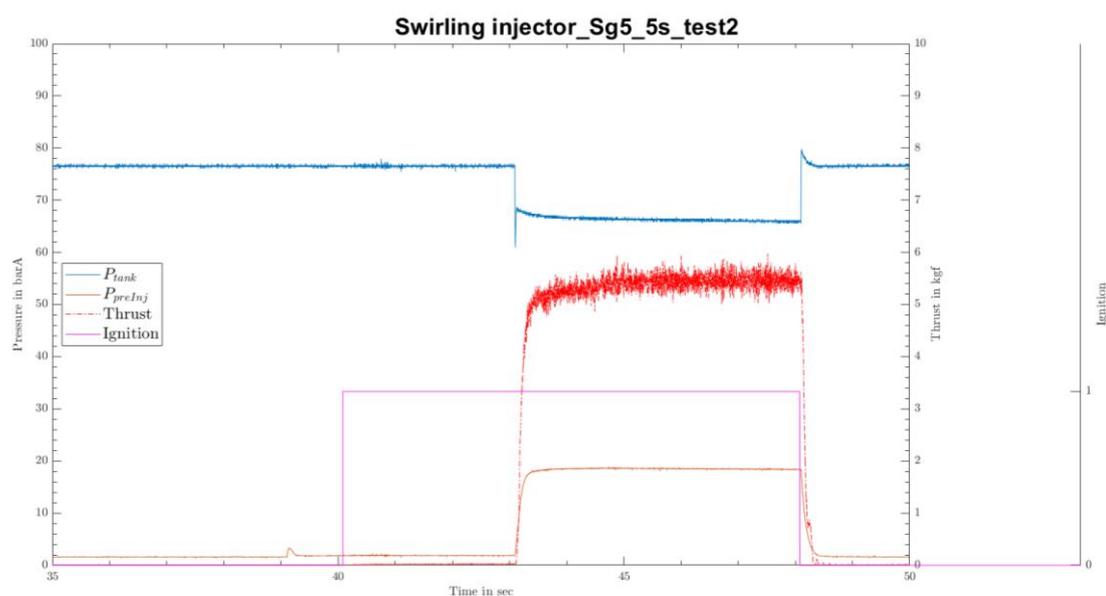


圖 3-5、具 SNg5 之渦漩注入器之第三代引擎第二次 5 秒地面推力測試結果

在圖3-6中，可見軸向注入式引擎推力有上升的趨勢，從1.8kgf上升至2.4kgf。而艙壓在實驗中維持穩定，平均艙壓約為10.77bar。

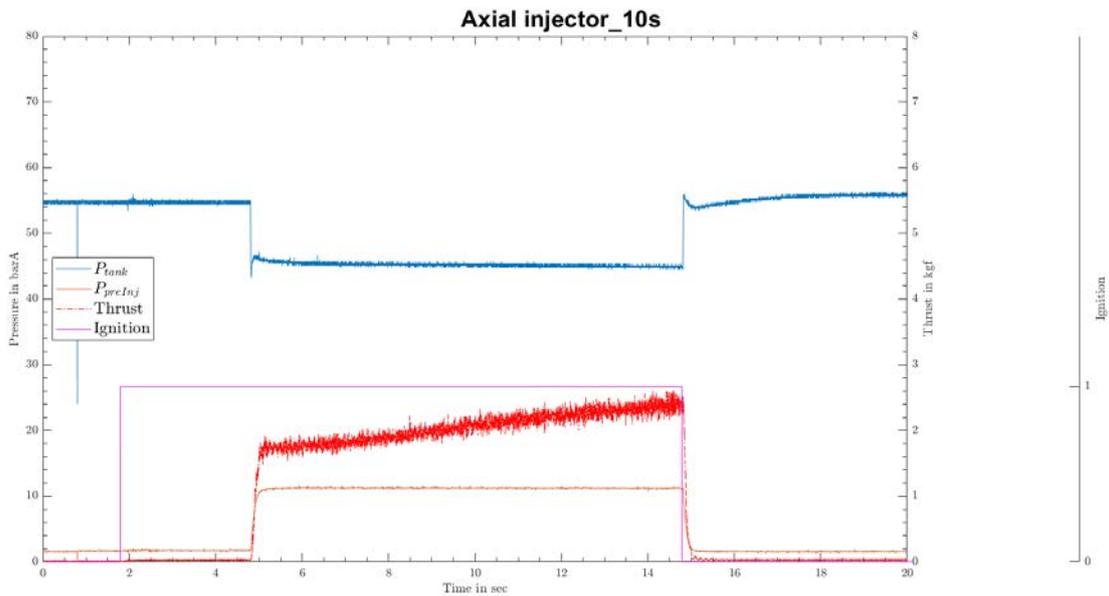


圖 3-6、具軸向注入器之第三代引擎 10 秒地面推力測試結果

幾何渦流係數為3之渦流注入式混合式火箭引擎在十秒的地面推力測試中，推力表現穩定，並未隨時間有所變化，而平均推力約為4.55kgf。

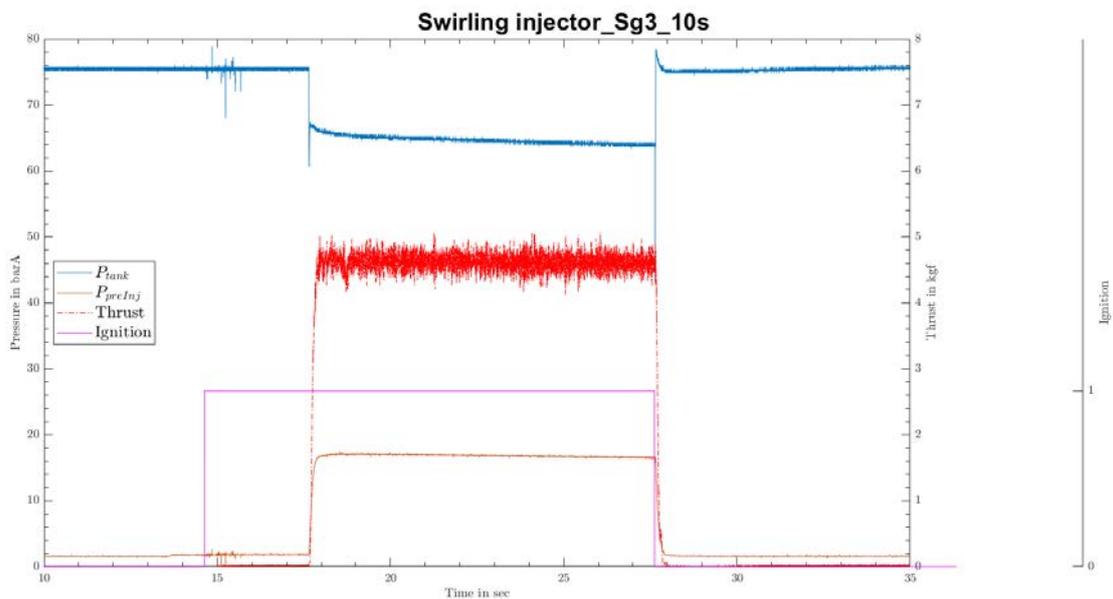


圖 3-7、具 SNg3 之渦流注入器之第三代引擎 10 秒地面推力測試結果

幾何渦流係數為5，燃燒10秒的地面推力測試結果如圖所示，可見推力由4kgf 緩慢上升到5kgf，實驗前期的推力上升幅度較大，而平均推力為4.57kgf。

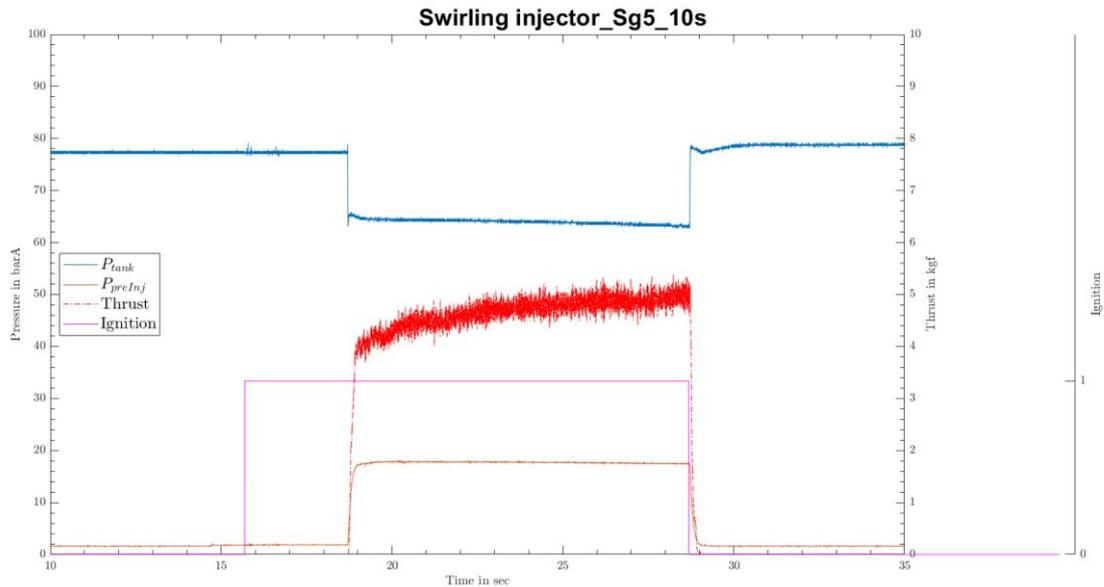


圖 3-8、具 SNg5 之渦流注入器之第三代引擎 10 秒地面推力測試結果

(三) 材料性質參數(a)、截面通量指數常數(n)

將第三代渦流注入式混合式火箭引擎之燃料耗蝕率與氧化劑截面通量進行作圖後，可由圖中的趨勢線得知，本實驗的 a 值為0.0921，n 值為0.6029。

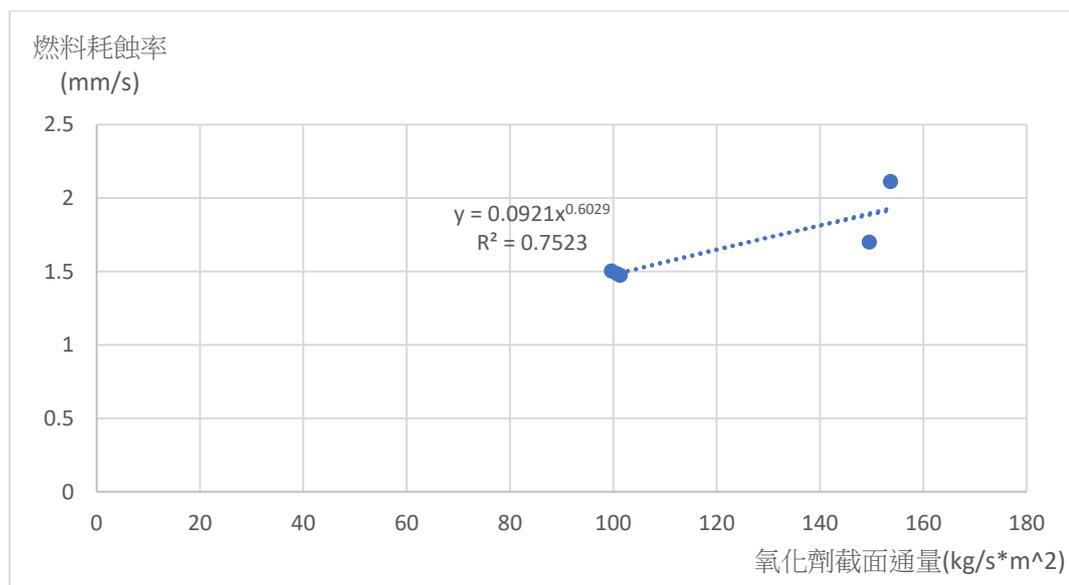


圖 3-9、燃料耗蝕率對氧化劑截面通量關係圖

表 3-4、不同幾何渦流係數下 a、n 之表現

燃料長度(mm)	幾何渦流係數(SNg)	材料性質參數(a)	截面通量指數常數(n)
150	19.4	0.0596	0.641
150	9.7	0.0562	0.587
150	0	0.0276	0.581

註：本表之數據整理自 Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H. and Kitagawa, K.(2001).

Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine.

根據文獻 (Yuasa, S. et al., 2001)[11]，其渦流注入式聚甲基丙烯酸甲酯混合式火箭引擎燃料長度與本研究相同，其幾何渦流係數為9.7時 a 值為0.0562，n 值為0.587。透過與文獻比對，可發現本研究之 n 值與文獻相近，皆為0.6左右，表示引擎燃燒反應接近熱力學之預測。但本研究 a 值為0.0921，大於文獻之0.0562，表示在幾何渦流係數接近的情況下，本研究有較高的燃料耗蝕率。

(四) 燃料耗蝕率

由圖3-10可知，以較具代表性之樣本進行分析，其燃料耗蝕率與幾何渦流係數呈正相關，當幾何渦流係數上升1，燃料耗蝕率提升約0.2mm/s。

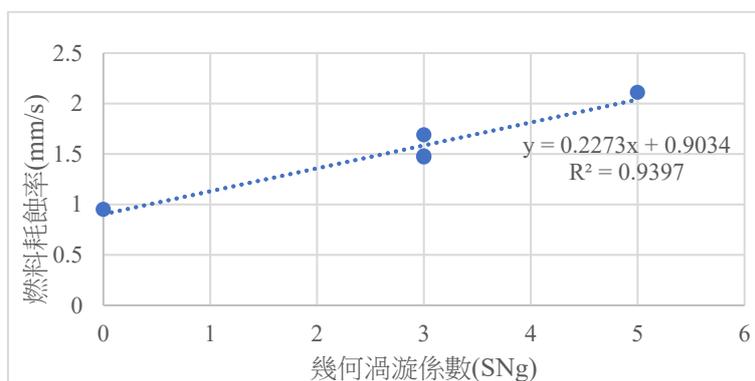


圖 3-10、幾何渦流係數與燃料耗蝕率關係圖

表 3-5、燃料耗蝕率與引擎各項參數

測試名稱	幾何渦流係數	燃料耗蝕率(mm/s)	燃料長度(mm)	$\dot{r}_{swirl}/\dot{r}_{axial}$	Isp
本研究	5	2.1	150	2.2	147
文獻	19.4	0.8	500	2.7	245

註：本表之文獻為 Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H. and Kitagawa, K.(2001).

Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine.

由上表可見，本研究開發之引擎的幾何渦流係數遠小於文獻之數值，且燃料長度僅有150mm，但 $\dot{r}_{swirl}/\dot{r}_{axial}$ 與文獻相近，燃料耗蝕率亦為文獻的2.6倍。

(五) 整體實驗結果

在噴嘴喉部直徑由14mm 調整為10mm 後，軸向注入型混合式引擎推力明顯上升，從原先的150gf 上升至2.4kgf。而由後續實驗可發現，搭載渦漩注入器之引擎推力穩定度明顯優於具軸向注入器之引擎。在引擎數值表現上，渦漩注入式引擎之推力最大為5.5kgf，優於軸向注入式引擎之2.4kgf。因 I_{sp} 受到推力影響，故其表現亦與推力相似，軸向注入式引擎略低，為56.35s，其餘測試之比衝值皆在142s 到147s 之間。更換噴嘴後，因噴嘴喉部直徑縮小，上游壓力在較低的條件下即可維持預定艙壓，故先前測試中艙壓隨時間下降的狀況獲得改善，在第三代引擎中，艙壓皆可穩定維持在10bar。而在各項參數的數值表現中，噴嘴更換後的引擎 C^* 數值相近，皆在2352至2688之間。 C_f 除軸向注入式引擎數值略低，為0.23，其餘皆落在0.53至0.61之間。從引擎效率來看，渦漩注入式引擎可接近理論值70%的效能，明顯高於軸向注入式引擎之26%。

(六) 引擎燃燒狀況

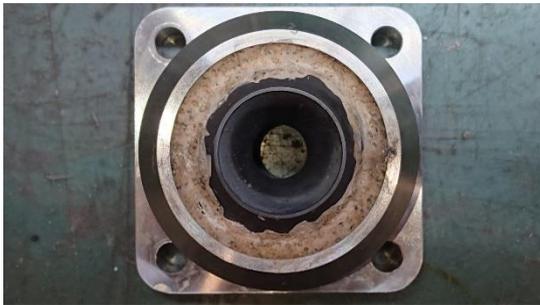


圖3-11、燒蝕後噴嘴



圖3-12、測試後燃料

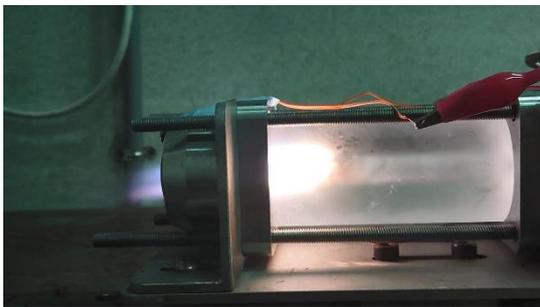


圖3-13、20s-1燃料燃燒情形

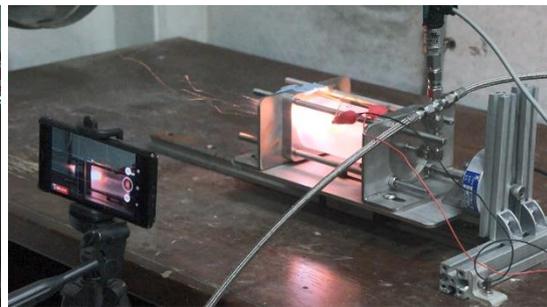


圖3-14、20s-1之推力測試

由圖3-11可見在較長時間之測試後，噴嘴喉部會出現燒蝕現象，如20s-1，此現象亦可由第二代引擎之推力測試中發現，艙壓在後期將隨時間緩慢下降。

圖3-12為測試後燃料、圖3-13為20s-1燃料燃燒情形，可由以上二圖看到燃料實際燃燒之部位為後端三分之一處，且內孔在燃燒後直徑也會增加。

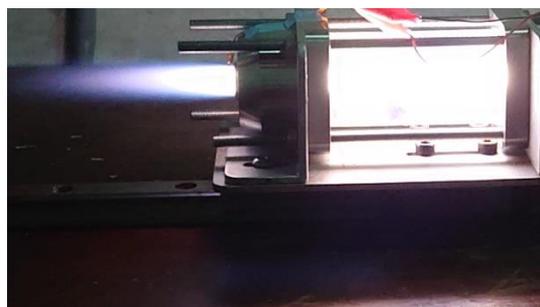


圖3-15、第二代軸向注入型引擎之噴嘴尾焰 圖3-16、第三代軸向注入型引擎之噴嘴尾焰

第二代引擎測試時噴嘴會出現兩道尾焰。此現象在各次測試中皆有發現。而軸向注入型引擎在第二代和第三代中尾焰皆無出現馬赫環。

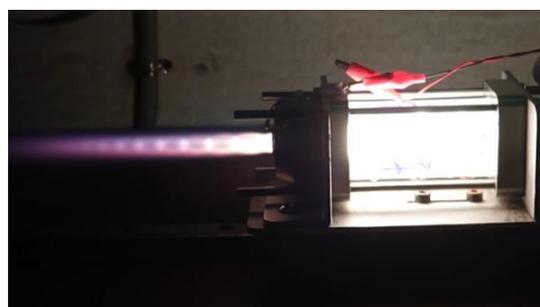
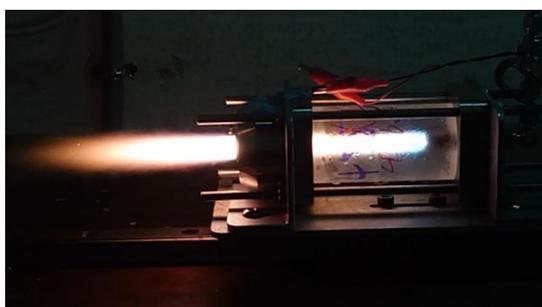


圖3-17、渦流注入型引擎噴嘴尾焰(bybass) 圖3-18、渦流注入型引擎噴嘴尾焰

由圖可知，引擎尾焰在較小流量的氧化劑通過時，其尾焰為紅色，在主閥開啟後，其尾焰會轉為藍色，並出現馬赫環。

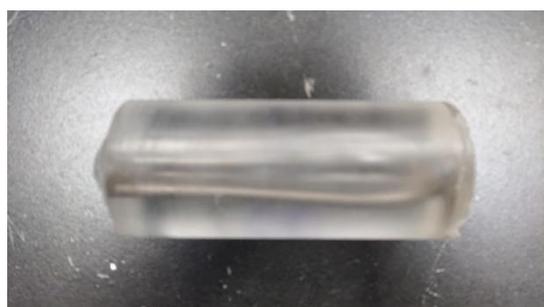


圖3-19、軸向注入型引擎測試後燃料 圖3-20、渦流注入型引擎測試後燃料

由上圖可見，軸向注入型之混合式火箭引擎其燃料耗蝕率前後段差異較大，在渦流注入式混合式火箭引擎中，其燃料耗蝕率前後段較為相近，且平均燃料耗蝕率明顯大於軸向注入型之混合式火箭引擎。

二、討論

(一) 各項引擎指標

1. 燃燒艙壓力

在第二代引擎之測試中，原先預定之操作壓力為10bar，但由數據可見，實際操作壓力僅為7bar。因理想之喉部直徑為7mm，但實際測試使用之噴嘴其喉部直徑為14mm，故可推測壓力不足之原因為噴嘴喉部過大、上游壓力不足，令管路壓損造成燃燒艙之壓力過低。

在第三代引擎中，因無法直接量測艙壓，故放置一壓力計於注入器前，透過模擬得知注入器之壓損進而推算艙壓。經由實驗可知，其燃燒艙壓力皆穩定於10bar 至11bar。

2. 推力、比衝值

第二代引擎之預定推力為5kgf，因噴嘴無適當之加工件，故暫以喉部為14mm 之噴嘴代替。原先設定之 A_t 為38.5mm²，目前測試使用之噴嘴 A_t 為153.93mm²，為理想值的四倍，故推力表現不佳。而比衝值由推力決定，表現亦不如預期。

第三代引擎中因使用渦漩注入器，使氧化劑在引擎內停留更長時間，令燃料與氧化劑充分反應，故其推力較大，最大推力達5.44kgf，比衝值為147s。

3. C^* 、 C_f

根據計算，本研究之引擎 C^* 應為1655.27、 C_f 為1.27，而第二代引擎實際實驗數據之 C^* 平均為4997.21、 C_f 為0.01。第三代引擎之 C^* 平均為2608.42、 C_f 為0.49。由文獻回顧可知， C^* 主要取決於燃料性質，通常相同燃料會有相同的特徵排放速度。而推力係數取決於噴嘴構造、氣體性質、艙壓及外部壓力，用以評估將艙壓轉為推力之效率。

由於第二代引擎使用之噴嘴喉部直徑為理想值之兩倍，又第二代引擎 C^* 的計算中，艙壓與質量流率皆為預設值，而在兩者皆為固定的狀況下， C^* 的大小取決於喉部面積的大小，故測試之 C^* 遠大於理想值， C_f 仍有提升空間。

第三代引擎之 C^* 略大於理想值，推測因氧化劑在燃料內孔中形成渦流，延長其在燃料內的停留時間，兩者能充分反應，且 ProPEP 是以軸向注入式引擎作為計算模型，

故 η_c *大於100%。而 C_f 受噴嘴構型之影響，而本研究之噴嘴雖喉部直徑與擴張比皆與理論值相符，但其氣動構型尚未最佳化，故 C_f 小於理想值。

經過量測不同 SNg 值之渦流注入式引擎的總質量流率後，取其較具代表性之樣本，可將特徵排放速度(C^*)與幾何渦流係數(SNg)繪製成散佈圖，如圖3-21。

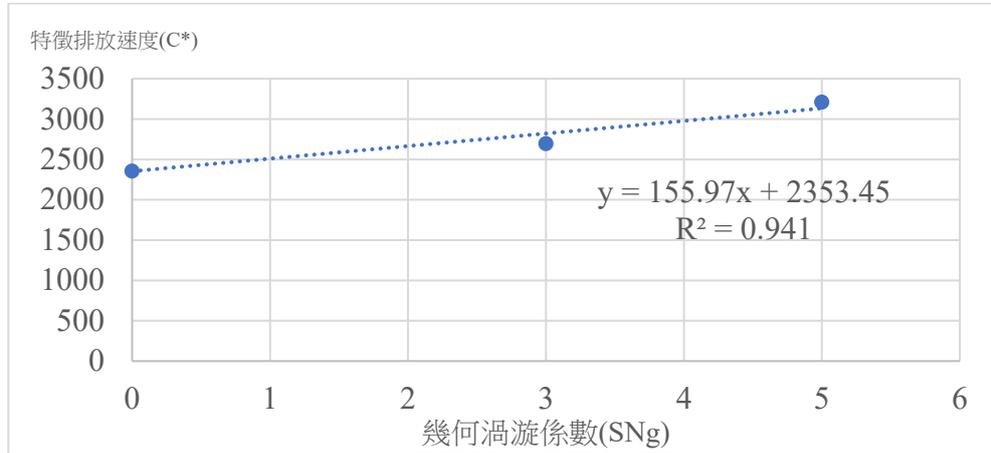


圖 3-21、特徵排放速度與幾何渦流係數之線性回歸方程式

確認其相關性為高度相關後，可得特徵排放速度(C^*)與幾何渦流係數(SNg)的關係式，其關係式如下：

$$C^* = 155.97SNg + 2353.45 \quad (17)$$

而推力參數亦與幾何渦流係數呈正相關，如圖3-22。

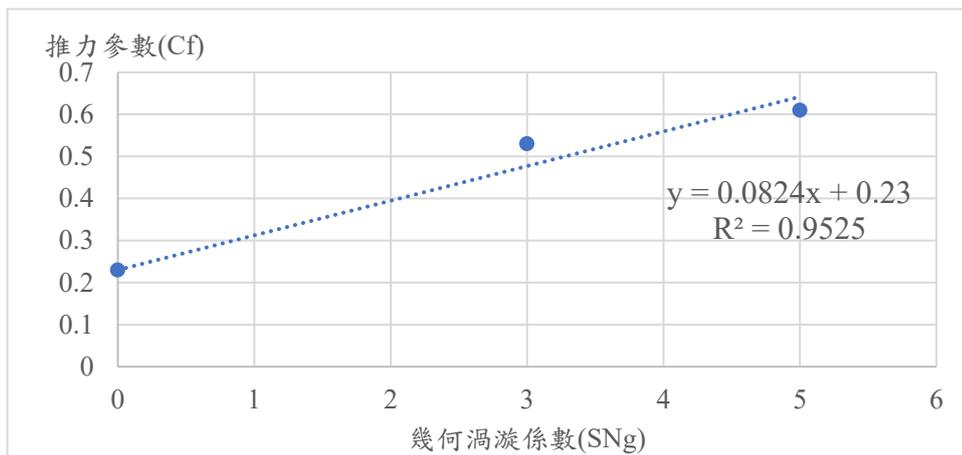


圖3-22、推力參數與幾何渦流係數之線性回歸方程式

確認其相關性為高度相關後，可得推力參數(C_f)與幾何渦漩係數(SNg)的關係式，其關係式如下：

$$C_f = 0.0824SNg + 0.23 \quad (18)$$

燃料質量流率亦與幾何渦漩係數呈正相關，如圖3-23。

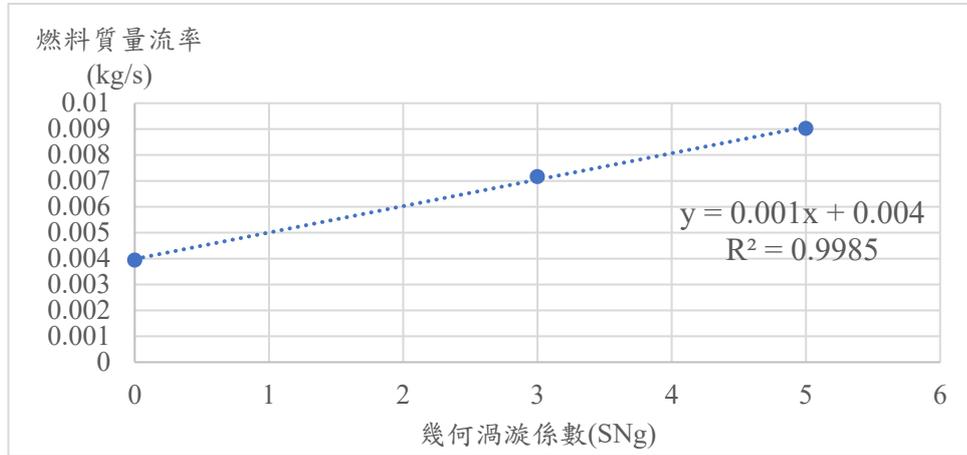


圖3-23、燃料質量流率與幾何渦漩係數之線性回歸方程式

確認其相關性為高度相關後，可得燃料質量流率(\dot{m}_{fuel})與幾何渦漩係數(SNg)的關係式，其關係式如下：

$$\dot{m}_{fuel} = 0.001SNg + 0.004 \quad (19)$$

而由式(9)可推得式(20)：

$$F = C_f \times C^* \times \dot{m} \quad (20)$$

由式(20)可知，推力為推力參數(C_f)、特徵排放速度(C^*)、質量流率(\dot{m})之乘積。而燃料質量流率(\dot{m}_{fuel})、特徵排放速度(C^*)、推力參數(C_f)與幾何渦漩係數(SNg)皆呈正相關，且氧化劑質量流率為定值，故推力亦與幾何渦漩係數呈正相關。將式(17)、(18)、(19)代入式(20)後調整 y 軸截距至軸向注入型引擎之推力，可得式(21)：

$$F = 8.5786SNg + 19.8 \quad (21)$$

由式(21)可知，推力與幾何渦漩係數呈正相關。而 SNg 值須達9.12，方可到達10公斤級之推力目標。因本研究之注入器出口半徑(R_x)為5mm，注入口個數(n)為4，當其餘實驗條件不變時，由式(11)可知，若 SNg 要提升至9.12，注入器注入口半徑(R_ϕ)須為0.76mm，故注入器注入口直徑應為1.52mm。

4.引擎效率

本研究第二代引擎之平均引擎效率為2.45%，因引擎效率取決於 I_{sp} ，可知第二代引擎推力不佳，原因可能為第二代引擎之噴嘴喉部截面積過大，其噴嘴並無與理想值相符，且因 $bybass$ 之氧化劑流速過高，故電子引信在點燃燃料前會被向後吹動，使燃料僅燃燒後三分之一處，又因軸向注入式混和式火箭引擎混和效率不彰，故第二代引擎之平均引擎效率極為低落。

為改善此問題，本研究在第三代引擎中使用渦漩注入器，透過混和效率提升以提高推力，進而使 I_{sp} 升高，提升引擎效率至68%。

而第三代引擎亦有使用軸向注入器，其推力為2.02kgf，引擎效率為22%。本研究推測其推力遠大於使用軸向注入器之第二代引擎之原因為：1.第三代引擎之噴嘴為理想值、2.氧化劑質量流率為23.5g/s，為第二代引擎的兩倍以上、3.第三代引擎之電子引信可將燃料完全引燃。

5.材料性質參數(a)、截面通量指數常數(n)

本研究之 a 值為0.0921， n 值為0.6029，相較於文獻，兩者 n 值相近，但本研究之 a 值較文獻高。因 a 值為燃料性質參數，故 a 值越大，代表燃料容易燃燒。故燃料同為聚甲基丙烯酸甲酯之下，可合理推測本研究採用的渦漩注入器可以使燃料在單位時間內達到更高的燃料耗蝕率。

6.幾何渦漩系數(SNg)

由實驗可知，渦漩注入器之 SNg 值愈高，其推力與燃料耗蝕率也愈高，可推測若燃料內孔之渦流愈強，氧化劑與燃料之反應會愈完全。故推力、燃料耗蝕率、混和效率與幾何渦漩系數之提升呈正相關。

(二) 噴嘴喉部燒蝕現象

由實驗結果可知，第二代引擎在長時間燃燒後，燃燒艙壓力會逐漸下降。可推測其原因為未燃盡之氧氣與反應後之高溫、高壓氣體對噴嘴喉部產生高溫腐蝕的現象，使噴嘴喉部隨時間擴大，導致艙壓與推力在測試後期有略微下降之情形。

(三) 噴嘴後端尾焰

在第二代引擎的各次測試中，噴嘴尾焰皆有兩道，如圖3-24，可推測為噴嘴喉部過大所致。因燃燒後之氣體在噴嘴上下兩側形成邊界層，如圖3-25，故形成兩道火焰。而下方尾焰之長度較上方尾焰長，其因可推測如下：因重力使下方流體較多，使噴嘴下方之尾焰較長。



圖3-24、第二代引擎噴嘴尾焰



圖3-25、流體邊界層示意圖

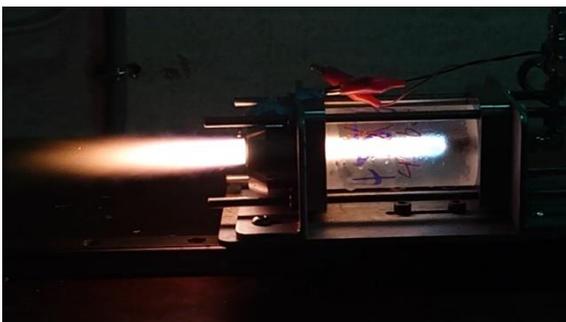


圖3-26、渦流注入型引擎噴嘴尾焰(bypass)

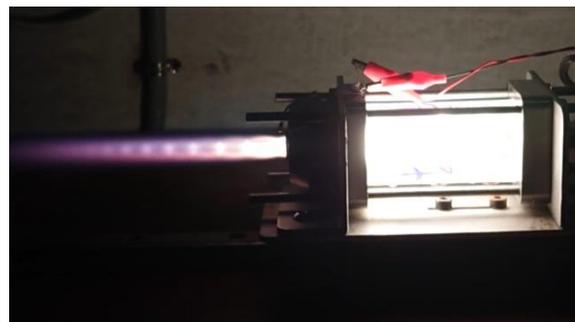


圖3-27、渦流注入型引擎噴嘴尾焰

由圖可見，引擎尾焰在較小流量的氧化劑通過時，其尾焰為紅色，因其為富油狀態(fuel rich)，燃燒較多 CH 基，故火焰呈紅色。而在主閥開啟後，氧化劑流量提高，轉為貧油狀態(fuel lean)，分解較多 OH 基，其尾焰呈現藍色。且由圖3-27可見，噴嘴擴張段使流體二次加速至超音速，故噴嘴後方出現馬赫環。

肆、結論與應用

一、結論

(一) 第三代引擎之引擎表現如下：

1. 軸向注入型引擎其 C^* 為2353.45、 C_f 為0.23、最大推力為 2.4kgf、比衝值為56s、引擎效率為26%。

2. 渦漩注入型引擎之幾何渦漩係數為3時，其 C^* 為2688.37、 C_f 為0.53、最大推力為 4.56kgf、比衝值為146s、引擎效率為68%。

3. 渦漩注入型引擎之幾何渦漩係數為5時，其 C^* 為2352.29、 C_f 為0.61、最大推力為 5.5kgf、比衝值為147s、引擎效率為68%。

(二) 第三代引擎之 a 值為0.0921， n 值為0.6029，燃料耗蝕率為2.1mm/s，經與文獻比對後可知，本研究採用的渦漩注入器可以使燃料在單位時間內達到更高的燃料耗蝕率，其為文獻之2.6倍。

(三) 經實驗證實，在本研究中，渦漩注入器之幾何渦漩係數(SNg)與燃料耗蝕率呈正相關，關係式如下：

$$\dot{r} = 0.2273SNg + 0.9034$$

(四) 在本研究中，燃料質量流率、特徵排放速度、推力參數與幾何渦漩係數皆呈正相關，如以下公式：

$$\dot{m}_{fuel} = 0.001SNg + 0.004$$

$$C^* = 155.97SNg + 2353.45$$

$$C_f = 0.0824SNg + 0.23$$

(五) 由式(5)、(6)、(7)可得知推力與幾何渦漩係數(SNg)呈正相關，如以下公式：

$$F = 8.5786SNg + 19.8$$

(六) 未來將設計一 SNg 為9.12之渦漩注入器，使引擎到達10公斤級之推力目標，並透過改變燃料燃燒表面積，建立幾何渦漩係數、燃燒表面積與推力之關係式。且在10公斤級引擎成功研製後，將開發一小型火箭系統，進行飛行之技術驗證。

二、未來研究方向與應用

由實驗結果可知，本研究設計之渦漩注入器可有效提升混合式火箭引擎之燃料耗蝕率、推力及比衝值，而幾何渦漩係數(SNg)與燃料耗蝕率呈線性關係，其亦與推力呈正相關。未來可透過改變艙壓及燃料燃燒表面積，量測其燃料耗蝕率與引擎各項參數，嘗試建立在不同引擎下皆可通用之關係式。

而本研究之結果可應用於小型火箭之推進系統，在搜救、投放物資或單純探空等領域都有其發展。雖然混合式火箭比衝值較低，但相較於固態火箭，混合式火箭比衝較高且推力可控；與液態火箭相比，混合式火箭雖推力較小，但價格較液態火箭低廉許多。且混合式火箭之燃料多為合成橡膠或高分子化合物，而氧化劑與燃料為混相。因此若本研究開發之火箭在任務途中發生意外，僅會燃燒並墜落，不會像固態或液態火箭發生爆炸事故，具有相當高的安全性。故其適合酬載重量較輕的儀器，亦可應用在搜救方面。若要執行搜救功能，可以在箭體搭載攝影器材，飛向日標進行觀測。抑或在高空投放救災物資與訊號源，協助地面搜救人員將求救者帶回。而國內直升機搜救之價格約為每小時20萬元，本研究之引擎成本可控制在萬元以下，因成本低廉，火箭引擎亦不需回收，也可同時施放多具火箭，分別以不同方式完成搜救任務。

伍、參考文獻

- [1]周子豪 (2015)。應用混合增強器的 N₂O 及單孔 HTPB 混合式燃料火箭推進系統之數值模擬與實驗證實。國立交通大學機械工程學系碩士論文。取自 <https://hdl.handle.net/11296/28dagq>
- [2]張皓閔 (2015)。固態糖火箭推進劑燃燒速率之量測。國立交通大學機械工程學系碩士論文。取自 <https://hdl.handle.net/11296/pp5uxw>
- [3]F. Piscitelli, G. Saccone, A. Gianvito, G. Cosentino and L.Mazzola.(2017) Characterization and manufacturing of a paraffinwax as fuel for hybrid rockets. Propulsion and Power Research. Retrieved from <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2018.07.007>

- [4]G. G. Zilliac, A. Karabeyoglu.(2006) Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling. Retrieved from <https://doi.org/10.2514/6.2006-4504>
- [5]Jason R., Elizabeth T. J., Ashley C. K., Barry N., Antonietta C., David A. V. (2018) Characterization of PolyMethylMethAcrylate as a Fuel for Hybrid Rocket Motors. Retrieved from <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2018-4530>
- [6]Laura, M., Matteo, B., Luciano, G., Giovanni, C., Luigi, T. D. (2009). Regression Rate Measurements of Hybrid Rocket Metallized Solid Fuels:Inflomnce of Oxidizer Mass Flux and Pressure. Retrieved from <https://www.researchgate.net/publication/286033952>
- [7]Mariana C. T. and Loreto P. (2019) Theoretical performance analysis of hybrid rocket propellants aiming at the design of a test bench and a propulsive system. Federal University of ABC, Brazil.
- [8]Susane R. G., Leopoldo R., José A. F. F. R.(2015) Swirl Injection Effects on Hybrid Rocket Motors. Retrieved from <https://doi.org/10.5028/jatm.v7i4.368>
- [9]Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). Rocket Propulsion Elements. New York:John Wiley& Sons.
- [10]Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T. and Yamamoto, K.A.(1999). Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines. Retrieved from <https://doi.org/10.2514/6.1999-2322>
- [11]Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H. and Kitagawa, K.(2001). Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine. Retrieved from <https://doi.org/10.2514/6.2001-3537>
- [12]V.M. Polyayev and V.A. Burkaltsev(n.d.) Liquid Propellant Rocket Engines. Retrieved from <https://www.eolss.net/sample—chapters/C08/E3-11—03-06.pdf>

【評語】 100023

該研究以聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)結合氣態氧作為火箭引擎混合式燃料，透過工程參數優化作為混合式火箭推進系統之可行性評估，成果豐碩且亦有其發展可行性，唯以下幾點建議可以多方考量：

1. 選擇 PMMA 作為燃料之動機較無法體現混合式火箭之重要性，為何不考慮使用聚丁二烯聚合物？兩者熱值差異如何？
2. 引擎室內之燃氧比為何定為 1？燃燒室內之反應屬於氣固反應，因此氧化性氣體建議需提高含量，以利火箭推動動力提升。
3. 使用 PMMA 是否會有積碳之可能性？是否考慮添加水蒸氣對於 PMMA 汽化分解成燃料氣體以利熱值提升，與推力上升？
4. 針對火焰焰色可多加以討論，另外反應後之氣體應須檢測分析。
5. 本研究關鍵為渦漩注入器的使用，相較於多樣系統革新可以進行而選擇此項目的動機、渦輪參數的挑選等，建議提供更明確的說明。