

台灣混合火箭之研究與發展

Research and Development of Hybrid Rocket Propulsion System in Taiwan

蔡欣倫¹

Hsin-Luen Tsai

高苑科技大學電子工程系/先進引擎研發中心

Department of Electronic Engineering, Advanced Engine Research Center

Kao Yuan University, Taiwan, R.O.C.

摘要

混合火箭系統因兼具固態及液態火箭之優點，具備推力可控制功能、可重複啟動性、推進劑可長期儲存、可使用無毒推進劑、構造較簡單、更具安全性及低成本之特性，符合新一代運載火箭講求低成本、高可靠、無污染之需求，在過去幾十年來一直被視為具有潛力之太空推進系統。本文簡述了世界上關於混合火箭的發展簡史，說明在模擬分析與實驗測試上，如何提昇混合火箭固態燃料之退縮率、內彈道性能、提昇火箭比衝值以及研究固態燃料成分及氧化劑選擇上如何朝向綠色推進系統發展。並說明台灣國立成功大學航太所及航太中心在混合火箭理論發展及實驗測試等發展過程，最後介紹 30kg 及 300kg 級之混合火箭探空系統之發展與成功發射過程。

一、前言與簡介

噴射推進系統分類上，可分為吸氣式(Breathing)及非吸氣式(Non-breathing)兩大類。第一類包含活塞式引擎(Piston Engines)、渦輪噴射引擎(Turbo Engines)、脈衝式引擎(Pulsejet Engines)、衝壓引擎(Ramjet Engines)、超音速衝壓引擎(Scamjet engines)等，第二類共分為固態火箭(Solid Rocket)、液態火箭(Liquid Rocket)及混合火箭(Hybrid Rocket)等。傳統的太空發射載具上，大都仰仗火箭推進系統將酬載送上天際。近年來的一項重大民間航太競賽 Ansari X-Prize (按：Ansari X Prize 係採用與 Orteig Prize 相同模式，林白於 1927 年由紐約飛至巴黎而獲得)，要求參賽者在兩週內，兩次將可反覆使用的載人太空船送到 328,000 英尺以上的高空。經過一番競賽後，由 Scaled Composites 公司[1]所設計 SpaceShipOne (SS1) 奪得大獎，領先其他 26 隊競爭對手。在兩週內連續將人員送上 100 公里高空而贏得 Ansari X Prize 之 1 千萬美元獎金，其所採用的推進系統包含白色騎士號之渦輪引擎及 SS1 之混合火箭(如圖 1 所示)，首次結合兩項航太推進系統於一體，

¹ 高苑科技大學電子工程系，助理教授，E-mail: hsinluen@gmail.com

並且階段性啟動產生推力，成功地載人送上預定軌道，此項技術性為航太史上的一大突破，更是揭開民間次軌道載人飛行的記錄，以及首度應用混合火箭於載具發射任務。



圖 1、白色騎士號搭載 SpaceShipOne 之凌空照片

混合火箭(Hybrid Rocket)一詞出現在 Sutton 之 Rocket Propulsion Elements[2]一書中，但在 2004 年以前，實際應用上還是處理論階段，各大學及研究機構均著手於此方面的研究。原理上之獨到處在於其燃燒特徵為液態/氣態氧化劑噴入裝有固態燃料的燃燒室中與燃料汽化物混合進而點火燃燒，高溫高壓燃氣經噴嘴噴出進而產生推力。混合火箭[2,3]因兼具固態及液態火箭之優點。相較於固態火箭，混合火箭可藉由氧化劑流量之控制，達到推力可控制功能，具有可重複啟動性、推進劑可長期儲存及無毒推進劑對於環境無污染；構造則比液態火箭更為簡單、更具安全性、低成本之特性，符合新一代運載火箭講求低成本、高可靠、無污染等特性。在過去幾十年來一直被視為具有潛力之太空推進系統。

混合火箭之固態燃料具多元性，以 SS1 為例，其採用 HTPB(Hydroxyl Terminated Polybutadiene)作為固態燃料，氧化亞氮(N_2O)為氧化劑，近年來之研究更採用石蠟(Paraffin)當作固態燃料，燃燒後對環境衝擊不大，具綠色推進(Green Propulsion)特性，且因原料取得容易，成本相對低廉。

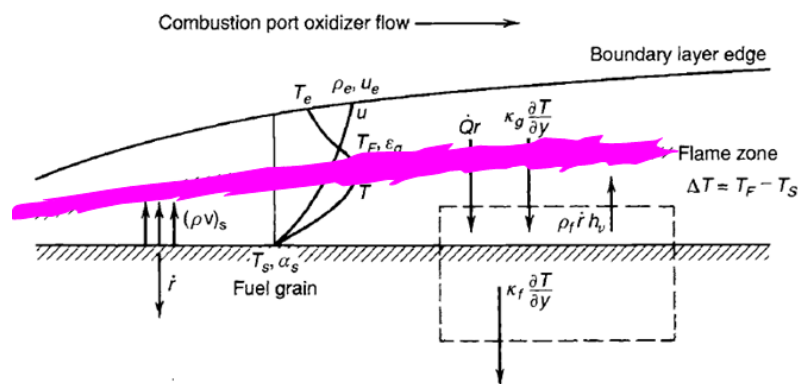


圖 2、混合火箭內彈道燃燒特性示意圖

混合火箭燃燒，首先需加熱固態燃料使之氣化，再注入氧化劑，燃燒發生於燃料表面之邊界層內（如圖 2 所示），燃燒所產生之熱能用以加熱固態燃料，以便能持續氣化，維持燃燒。燃料蒸氣與氧化劑混合機制亦為相當重要，因此提高固態燃料汽化率，亦即提高固態燃料退縮率(fuel regression rate)為一相當重要的研究及實用課題。

雖然混合火箭發展已超過 50 年，但受制於燃料蒸發及與氧化劑混合速率，不易提高燃燒率，故無法產生與固態及液態系統相同推力而喪失載具應用之商業契機。自 1995 年開始，美空軍積極發展新燃料，發現利用液氮冷卻之固態戊烷（pentane）[4]，其燃燒速率約為傳統混合火箭燃料之 3-4 倍。主要原因為當氧化劑流過燃料，其表面融化形成不穩定，低黏性而型成波浪狀之液膜，此液膜極易被剝離，類似液滴噴霧之蒸發燃燒現象。若可尋找常溫下為固態，但物性類似戊烷之物質則可大大提昇混合火箭性能。

一般混合火箭燃料為方便獲得之碳氫聚合體，其特性為使用安全、價格便宜及製作容易，常用的包括熱塑型(thermoplastic)之 PE (Polyethylene)，熱固型(thermoset)之 HTPB、PMMA (Poly- Methyl Meth-Acrylate)以及最近驗證成功之石蠟族燃料(Paraffin)。早在 1938 年加州火箭學會（California Rocket Society）即使用合成蠟，但可能因石蠟易軟化，且燃燒不良，而無任何成功發射紀錄。Stanford 研究團隊自 1998 年開始測試石蠟族燃料[5-7]，其實驗用之石蠟並非一般蠟燭，其中含少許碳黑以吸收輻射熱加速燃料軟化，以及使用添加劑以加強燃料之結構性。該團隊並獲得石蠟燃料用於火箭之專利。並利用 GOX 為氧化劑，調節最佳燃燒條件，驗證常溫石蠟之燃燒速率相當具有競爭性。

美國 NASA 完成以石蠟作為取代傳統燃料之研究測試，此種高安全性便宜類似蠟燭之燃料已於 2001 年 9 月 24 日在 Ames 基地之混合火箭燃燒設備進行第一次厚殼發動機試驗[8]，完成 2500 磅推力之混合火箭測試，此混合火箭以液態氧(LOX)為氧化劑，目標為驗證將實驗室成果放大用於載具應用操作之可行性，且此新燃料將明顯影響到日後太空運輸方式。NASA 亦完成大型之石蠟混合火箭製造及試驗，以 N_2O 為氧化劑，試驗結果顯示，其燃燒速率與實驗室之氣態氧(GOX)氧化劑之測試值相同。

混合火箭常用之氧化劑，則包括液態氧 (LOX)、氣態氧 (GOX)、 N_2O (Nitrous Oxide)、過氧化氫 (H_2O_2)及 NTO (N_2O_4)等等。其中 LOX 為液體火箭之主要氧化劑，亦曾被使用於大型混合火箭，GOX 則因使用方便，常被用以做為探討混合火箭燃料燃燒特性實驗之氧化劑， N_2O 因具高蒸氣壓（氣化氣體即提供足夠壓力，可免除混合火箭內氧化劑輸送之加壓裝置）且運送方便（與一般高壓氣瓶類似），因此常用作小型探空火箭實驗之氧化劑。

N_2O (Nitrous Oxide, 氧化亞氮) 為一種無色幾無味道、無毒、無腐蝕性，可液化的非可燃性氣體[10]。由於其相容於現有之各種常用儲存器材質，可於常

溫下可穩定儲存且安全，且 N_2O 可於 $520^\circ C$ 以上的溫度產生分解，轉換為氧與氮（ $36.3\%O_2+63.7\%N_2$ ），屬放熱反應，分解絕熱火焰溫度可達約 $1640^\circ C$ ，且產出的氧氣可提供多種燃料燃燒之所需，加上其液態儲存之蒸發壓甚高， $20^\circ C$ 儲存時蒸氣壓約 52 bar，具高蒸氣壓，具有自增壓的特性，且運送方便，符合近代小型衛星系統輕量簡化的需求，因此被選作為 SS1 及近年來多數混合火箭之氧化劑，目前已成為各種低成本推進系統最具吸引力的燃料或氧化劑之一。

二、混合火箭國外研究發展簡史

混合火箭系統之工作過程看似簡單，眾多國內外研究發現，如果無法解決固一液推進劑的燃燒等一系列技術問題，或者不能有效地掌控或預估火箭的比衝值 (Specific Impulse, Isp)，其將不可能形成真正的競爭力。在不採取任何技術措施時，混合火箭推進劑的燃燒度很低，其燃燒室內之燃燒不完全的損失可達百分之幾十，相較於液態和固態火箭的損失只有百分之幾。另外還發現沿藥柱通道長度上有燒化不均的現象，這是因為固體組成氣化速率(或稱燃燒速率)與通道內燃氣流流場的條件(即內彈道性能)有關。

另外，混合火箭具有推力可調、需多次啟動點火-關機的功能特性，但在調節過程中，由於藥柱退縮或軸向表面不均勻氣化，造成內流場行為變化，可燃氣的混合比可能會明顯改變，從而導致火箭推進性能的降低，因此存在著操作控制上的難題，造成重新啟動點火後也可能存在類似問題。基於以上因素，混合火箭發展當初未表現出比其他型式火箭更突出的性能，因此在研究發展過程波折不斷，但這些難題也開創了不少的研究領域與空間等待研究發現，或是尋找特定的應用領域。

混合火箭發展初期，國內外研究專注於改善燃燒室內部氣化燃燒過程，如：選擇適當的推進劑成分、設計適當的藥柱幾何外型、採用液態氧化劑應得選用適當的噴霧系統與噴射條件參數、增加擾流裝置使燃燒室內部氣流產生紊流、或氧化劑入口採用漩渦進入有助於增強燃氣混合效率等等，將能可大大地提高藥柱氣化情況與混合燃燒的效率。

在陸續的幾十年來很多國家都很積極投入，其中包括：德國、法國、瑞典、義大利、荷蘭、美國，其中以美國 NASA、AMROC、UTC、Lockheed、Thiokol 等公司最具代表性；再者近年來很多國外學術單位甚至業餘火箭專家也逐漸在建立混合火箭的設計與測試能量，並舉辦了多次的大學探空火箭競賽(Experimental Sounding Rocket Association, ESRA) [11]，許多大學均採用混合火箭當作推進系統，均有不錯的研究成果與測試結果。

經過幾十年來的研究，目前混合火箭燃燒室的燃燒效率可達理論值的 0.95

以上，對於操作調節過程中產生的推進劑之氧/燃比變化也有了一些補償辦法，透過選用適當固態燃料及組成，並且建立其氣化規律與特性，採用特殊調校過內流場的燃燒室等，此相關技術的開發將有助於提高混合火箭實際應用之高操作穩定性及多次開關啟動控制。但混合火箭之較低 Isp 及藥重/全重比值，致使無法應用於載具加力器及高效率之上節火箭，但對於載人次軌道飛行，混合火箭具高安全性及可靠性因素，更顯得其適用性；經過長時間研究 Scaled Composites 公司選用混合火箭作為 SS1 推力系統，以 HTPB 為固態燃料及 N₂O 為氧化劑，SS1 首先與白色騎士號(White Knight)(由渦輪引擎推進)共同飛行，約 1 小時後爬升至 47,000 呎，隨即脫離，進入滑翔飛行，此時點燃混合火箭持續提供推力約 76 秒，將 SS1 推升到 2.9 馬赫或每小時 2150 哩速度，藉巡航到達 328,491 呎高空。該公司在 2004 年 6 月 21 日首次測試後，在兩周內(2004 年 9 月 29 日及 10 月 04 日兩次載人飛行)連續將人員送上 100 公里高空而獲得大獎。由於 SS1 之發射成功，提升混合火箭之應用範圍，具取代目前大量使用於太空推進之聯胺系統(高毒性、爆炸性及裝填危險性)之潛力。

此次載人飛行成功可為混合火箭數十年來之研究打開另一片天，由早期的基礎、理論與實驗研究，逐漸走向實際太空應用上。因此將混合火箭近幾十年之研究發展茲列簡述說明如下：

混合火箭推進系統最早在 1929 年由 H.Oberth 所提出，早年在歐洲發展得比較早，後在 1930 年代加州火箭學會(California Rocket Society)開始研製及試射混合火箭，同時德國亦研究液態氧與石墨組合之混合式火箭。1940 年代研究著重於固態燃料選擇及試驗，至 1951 年太平洋火箭學會(Pacific Rocket Society)成功將液態氧-橡膠之混合火箭發射至 30,000 呎高空，在此期間許多機構則致力於以 Polyethylene (PE)+ H₂O₂ 之混合火箭研究。

在 1960 年代，西方許多的學者指出，研究混合式火箭的關鍵在於對固態燃料的退縮率與其相關資訊的瞭解。因而發展出相當多的燃料退縮率模式來對不同操作情形下的燃燒狀況作解釋。1963 年 Marxman 和 Gilbert [12]認為混合式火箭燃燒的情形是由火燄區到固態燃料表面的熱傳效應所控制。就他們的觀察發現，火燄的最佳位置應該在燃料表面約紊流層厚度 10-20%上，其燃料退縮率將會最小。1965 年 Smoot 及 Price [13]則強調在氧化劑通量為 10 Kg/m²-s，燃料退縮率與壓力並無多大的關係，但與氧化劑的流量成 0.8 次方的正比關係。然而當通入高氧化劑通量時，壓力則成為絕對的影響因素。Muzzy [14]在 1972 年提出(1)燃料退縮率與氧化劑通量之 0.6 次方成正比關係，(2)燃燒室內的混合區過短時，燃燒室的膛壓將有高的不穩定振盪值產生，增加混合區的長度，壓力的振幅將大幅的降低。

早期研究學者對混合火箭的性能特性未能清楚掌握，至 1990 年代仍有相當多的基礎研究持續進行。1992 年 Strand 等人 [15, 16]則以攝影的方式顯示出固態

燃料點火燃燒過程燃，並於 1993 年以實驗加以證實燃料的退縮率僅與氧化劑的流量有關，與壓力的關係不大。Kuo 等人[17]探討熱通量與火箭發動機燃燒特性關係，指出燃料退縮率受其他非擴散流場因素如輻射、化學動力影響以及因火燄區影響，造成邊界層外流場速度分佈扭曲及進出邊界層流體性質改變等等，因此 HTPB/GOX 之混合火箭情況，實將燃料退縮率修正成與當處質通量之 0.6 次方成正比關係。1996 年 Chiaverini 等人[18-20]則提出 HTPB 燃料表面氣化溫度約在 9300K 到 11900K 之間以及其活化能 (Activation Energy) 為 11.5 Kcal/mole，並指出其裂解主要是於燃料表面生成高分子量群體而非因聚合體鍵分離所致，此外，他們也對燃燒不穩定、固態燃料表面特性與溫度梯度、燃料退縮率作了定性的研究。

在 1985 年美國企業家 George Koopman 投資創立了美國火箭公司(AMROC, American Rocket Co.)，並與同事傾力開發可商業用之混合火箭推進系統，意欲將 AMROC 成為太空界的聯邦快遞公司，並在 1989 年測試了第一具混合火箭為推進系統之探空火箭，推力 32 萬牛頓，但後因財物關係倒閉。在其八年的研究期間共計花費 2000 萬美金，發展了超過 300 具大小不一的混合火箭；在 1998 年 AMROC 之相關發展技術文件及專利由 SpaceDev 所取得。AMROC 的計畫後來由 Lockheed Martin 另組一個工作群組，包括 United Technologies、Thiokol、Rocketdyne、Allied Signal 及 Environmental Aerosciences 等公司，計畫完成其混合火箭設計與測試，並且將其放在 X 系列實驗機上做測試。

近幾年來，國外各大學相繼從事實驗室等級的混合火箭設計、製造與測試，都有可能的研究成果與測試結果，甚至已有實際發射成功經驗。混合火箭因其兼具固態及液態火箭之優點引發了國內外學術研究的熱潮，勢必將成為深具潛力之推進系統、姿態控制系統或軌道轉換系統。北京航空航天大學[21]由 15 位學生所組成團隊歷經兩年研發並成功發射混合火箭(北航 2 號)，該火箭採用 HTPB 為固態燃料及 N_2O 為氧化劑，總推力為 7800N，在 2008 年發射達 3 公里高空，並成功回收火箭。日本北海道大學於近年內連續 2 次成功完成 CAMUI 小型混合火箭飛試[22]。美國 Stanford 大學則在混合火箭鑽研多年，早期與美國 NASA 採用各種不同固態燃料，如 HDPE(高密度聚乙烯)/PMMA/HTPB/Sorbitol(山梨糖醇, 己六醇)等，並建立一套完整測試平台可在平均 47 分鐘作一次實驗測試，預計一天最多可以 16 次實驗。Stanford 研究團隊[5-7]自 1998 年 11 月開始測試石蠟族燃料並發現其特性與固態戊烷相似，燃燒速率達傳統燃料之 3-4 倍，基本上，石蠟燃料受熱後其表面融化後將形成低黏性且波浪狀極易剝離之液態層，因此有效提升燃料退縮率，然而受熱後之石蠟燃料其強度亦大幅下降，造成直接使石蠟作為混合火箭燃料之困難。

三、成功大學混合火箭理論及實驗發展簡史

自民國 84 年起，成功大學航太所邱輝煌教授進行混合火箭燃燒特性之理論分析研究，並與航太中心李聰盛博士合作建立實驗能量，逐漸在國立成功大學航太所及航太中心建立理論及實驗研究基礎。在理論分析方面，邱輝煌、林志隆、蔡欣倫[23-26]以聚乙烯(Polyethylene)為固態燃料，以液態氧為氧化劑的各種操作環境下，利用噴霧技術使氧化劑霧化、氣化並與固態燃料氣化物混合反應，改變入口條件，液滴及附加氣體噴注速度、氧化劑質量流率、噴霧角錐的角度、燃燒室壓力及燃燒室尺寸對燃燒效率的影響也都做了深入的探討；透過分析檢視燃燒室內溫度、壓力分佈及群集燃燒模式分析，研究分析其燃燒室內部變化情形與出口面的變化(如圖 3 所示)，計算出噴嘴出口處壓力、速度、溫度理論值，並推算其推力值，並找出在以液態氧為氧化劑的各種操作環境下，當噴出的液滴直徑在 150~250 μm 的範圍內，具有較高的燃燒效率。

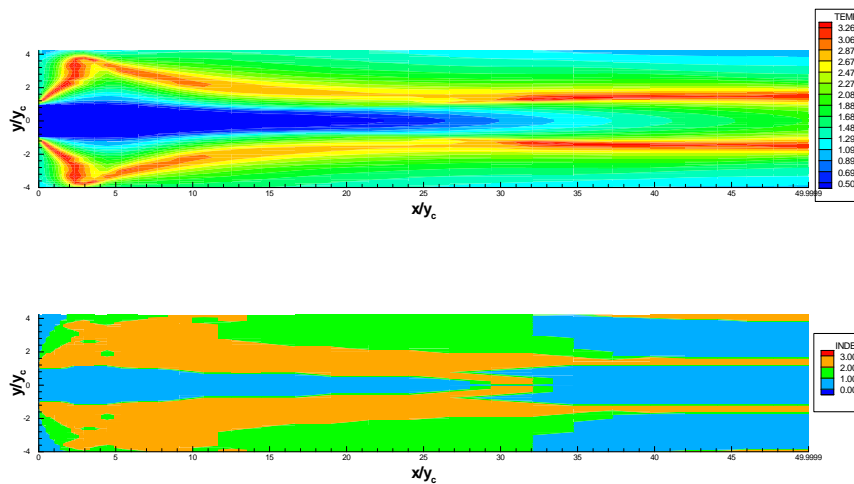


圖 3、混合火箭燃燒室內溫度及群集燃燒數分佈圖[5-8]

雖混合火箭擁有較固態火箭以及液態火箭佳之許多優點，基本上混合火箭屬於擴散燃燒，其燃料退縮率遠低於固體推進劑，因其低退縮率使其性能始終難以獲得提升，造成混合火箭低燃料裝填率(Fuel Loading)及低推力密度(Thrust Density)等缺點，提升燃料退縮率即成為主要研究項目，其方法主要包含改進固體燃料配方以及改變氧化劑進氣方式以增加氧化劑及燃料蒸氣混合機制。在實驗方面李聰盛等人[27-29]則以 TGA (熱重分析) 探討 HTPB+IPDI (固化劑) 氣化特性、完成 HTPB 固化程序及基本燃燒實驗等測試，並發動機製作、點火及氧氣等控制設備建立，完成以 HTPB/GOX 之 100N 推力之混合火箭測試，建立 10 公斤推力混合火箭靜力試驗 (Static Firing) 能力 (如圖 4 所示)；接續開發 HTPB 藥柱熟化程序及製作技術，同時探討漩渦進氣對發動機內彈道及燃料退縮率影響以及展示混合火箭中止燃燒及再點火特性，漩渦產生器採取避免直接衝擊燃料表

面之設計，在漩渦數為 0.95 條件時，燃料退縮率及比衝值分別增加 50% 及 30% (如圖 5 所示)。

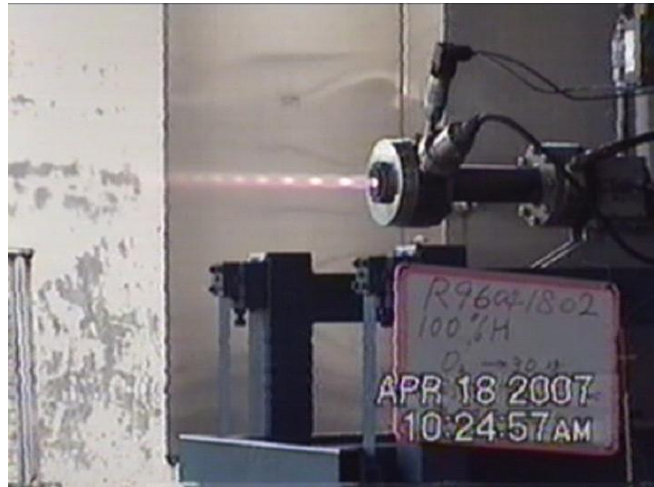


圖 4、HTPB 燃燒噴焰中呈現明顯震波列 [35]

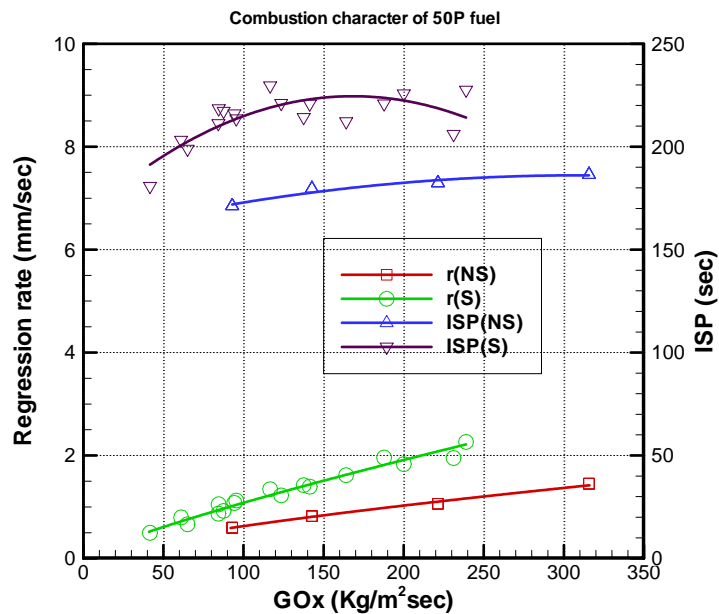


圖 5、50P 藥柱燃燒特性(NS:無漩渦, S:有漩渦) [35]

研究噴焰觀察[30,31]，混合火箭燃燒模式可區分三期：第一期為點火燃燒期，此時藥柱大氣壓環境下燃燒。第二期為氧氣供應初期，為氣化燃燒期，屬高度貧油燃燒，噴焰中出現震波列。第三期為完全燃燒期，噴焰較長且亮。過去的研究亦利用不同進氣方式探討氧化劑供應及流道面積改變對混合火箭性能之影響。

在燃料退縮率方面實驗結果與前述資料[2]數據相吻合(如圖 6 所示)，後採用漩渦進氣方式，更能提高燃料退縮率約 50% [30-33]。另外，利用中止燃燒技術

觀察藥柱燃面變化情形，無漩渦進氣時燃面變化均勻，且推測後混合段可能為主要燃燒區之一。漩渦進氣則形成燃面不均勻變化，主焰亦因漩渦流駐留於藥柱內部。漩渦進氣可有效提高混合火箭推力，但強力漩渦作用，氧氣流帶走已裂解但尚未完全氣化之黏稠燃料，無法完全燃燒即排出，因此隨著 GOX 之增加 Isp 卻不一定加大。

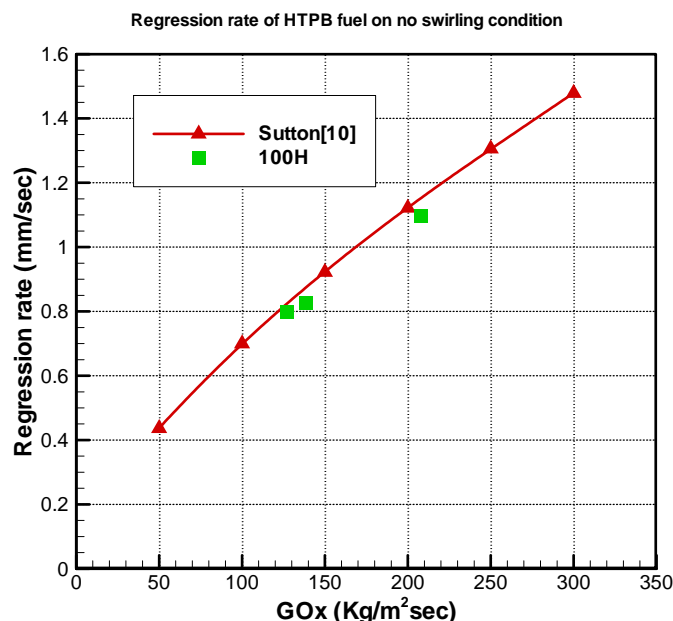


圖 6、無漩渦進氣下 HTPB 燃料退縮率比較 [35]

李聰盛等人[32-38]研究將純石蠟及其與 HTPB 混成固態燃料之研究。圖 7 為 90%石蠟燃料之測試照片，圖 8 為 90%石蠟燃料測後分析之燃料退縮率與 Standford 文獻資料比對，趨勢上相當，但此時面臨高石蠟比例，固態燃料容易因高溫而軟化而無氣化燃燒就自噴嘴噴出，因此為了改進石蠟燃料受熱後強度問題，並以先前研究建立漩渦進氧方式，提高氧化劑/燃料蒸氣混合機制，探討石蠟基燃料退縮率及其燃燒效率等特性，持續利用靜力試驗之燃燒室壓力及推力量測數據，推估混合火箭在燃燒過程中燃料退縮率、氧化劑通量、比衝值、當量比、推力係數等變化歷史，透過不同混合比例之固態燃料研究後發現，50P(50% HTPB+50% Paraffin)固態燃料可得到最佳結構性及理想的燃料退縮率，以期深入了解混合火箭複雜之燃燒特性。



圖 7、90P 燃料富油燃燒噴焰 [35]

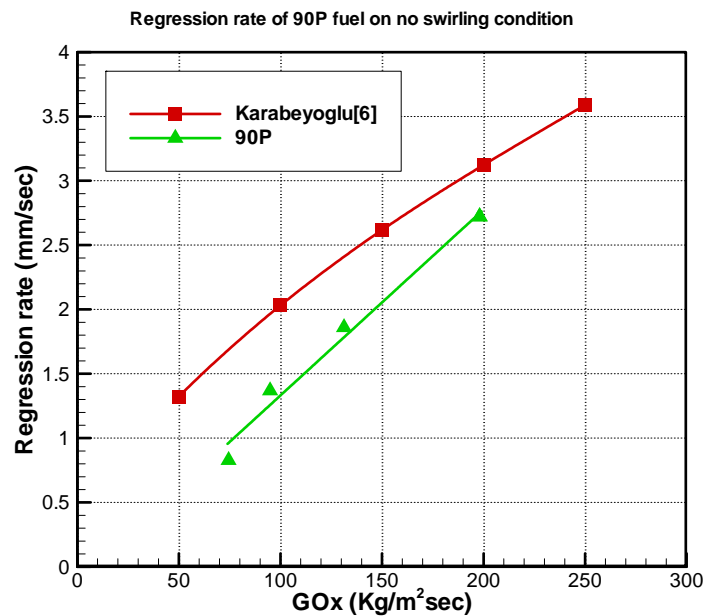


圖 8、無漩渦進氣下 90P 燃料退縮率比較 [35]

綜上所述，研究改變燃料配方及增加氧化劑及燃料蒸汽混合機制，然而在實際研發探空火箭載具尚有瓶頸。之前均使用 GOX 當作氧化劑，未來探空火箭設計上將面臨挑戰，因 N_2O 具有高蒸汽壓及易於填充與攜帶，故考慮採用 N_2O 當作氧化劑，進行液態 N_2O 氧化劑混合火箭研製[39-40]。利用噴嘴將液態 N_2O 噴入燃燒室內， N_2O 隨即氣化，經點然後 N_2O 隨即氣化並分解成氧與氮，並固態燃料上表面混合燃燒，產生推力。研究以 N_2O 為氧化劑搭配 50P 之固態燃料，進行混合火箭實驗測試及驗證推進性能， $N_2O/50P$ 混合火箭內彈道性能測試結果顯示，本推進系統設計之正確性，由發動機高燃燒效率（大於 0.98）顯示，研究中設計之中空圓錐霧化噴嘴，可有效將 N_2O 與燃料蒸汽混合，噴嘴之排放係數

C_d 約為 0.29 (發動機測試時, C_d 值為 0.308)。本混合火箭之推力係數 C_F 值約為 1.35, 顯示發動機噴嘴設計之適當性。與 $O_2/50P$ 混合火箭測試數據比較, 本混合火箭之燃料退縮率 \dot{r} 特性與該混合火箭相似(如圖 9 所示), 顯示影響燃料退縮率最主要因素為對流熱傳效應。 $N_2O/50P$ 較 $O_2/50P$ 混合火箭之比衝值 I_{sp} 為低(如圖圖 10 所示), 此乃因 $O_2/50P$ 之特徵速度 C^* 較 $N_2O/50P$ 系統為高。在相同推力係數當量比 $\phi=2$ 條件時, $N_2O/50P$ 之 I_{sp} 約為 $O_2/50P$ 混合火箭系統之 89.7%, 本系統可供建立可獨立操作系統, 提升混合火箭應用範圍, 有助於探空火箭、低軌道衛星載具推進系統之發展。

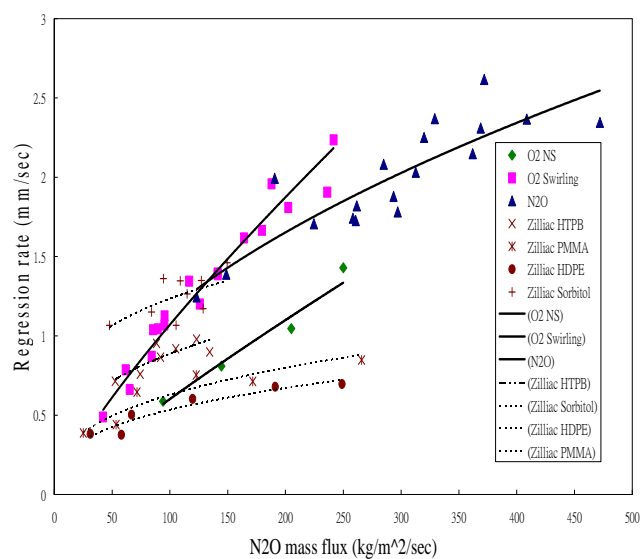


圖 9、固態燃料退縮率隨 N_2O 流通量之變化圖及與文獻比較圖[39]
[Ref: AIAA 2006-4671]

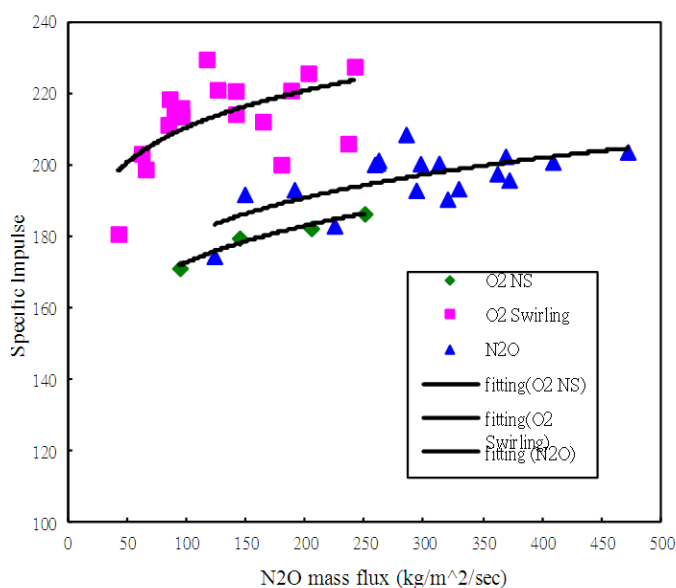


圖 10、混合火箭比衝值隨 GOX/N_2O 氧化劑流通量之比較[39]

前述相關研究已建立提高燃料退縮率能力基礎，為探討提高混合火箭較大之推力密度 (thrust density) 方法，以擴展其應用範圍，後續研究[41]將使用相似分析 (similarity analysis) 方法建立測試模型 (model) 與全型 (prototype) 混合推進系統之比例法則 (scaling rule)，並以實驗方式確定影響燃燒機制之主要因子及其對燃燒機構放大效應，依據全型系統操作條件設計模型並訂定相關測試條件，如此則可利用模型之測試結果預測條件全型機構之燃燒性能。混合火箭發動機燃燒特性之相似分析至少需包含藥柱幾何尺寸 (幾何相似)、傳輸現象、氧化劑與燃料混合機制相似、熱傳作用以及化學動力等相似，以 30 公斤推力等級混合火箭發動機進行放大，依比例法則放大，探討發動機性能，透過固體藥柱放大以探討發動機燃燒特性差異，氧化劑噴注系統改良以探討 N_2O 噴注器與發動機尺度匹配，透過內彈道性能測試量測推力、比衝值、退縮率、殘藥量等數據，經實驗結果發現當發動機燃燒通道加大(60 mm)，氧化劑流量加大，改進氧化劑噴嘴且流量加大(1.283 kg/s)，燃料退縮率為 2.05 mm/s，成功將推力達到約 288 kg 且穩定燃燒 8 秒，同時 Isp 值達到 207 秒，因此放大效應等研究均在本測試中獲得驗證，本設計火箭之推力大幅提升，驗證設計之可行性，該研究建立之比例法則資料庫將直接應用大型混合火箭系統開發，有助於探空火箭之設計及發展。



圖 11、大通道混合火箭及測試時照片[41]

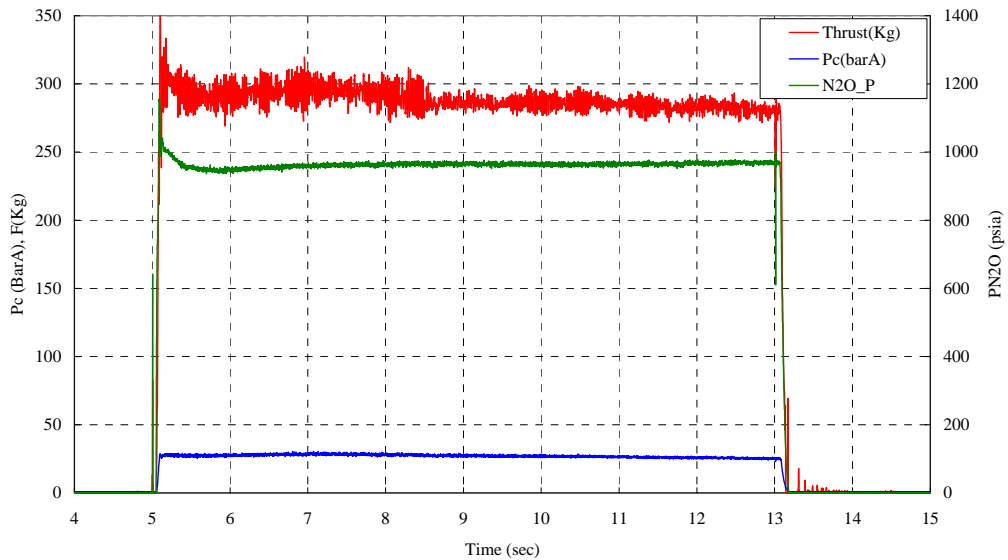


圖 12、大通道混合火箭測試數據：推力、艙壓及氧化劑壓力隨時間變化圖[41]

四、成功大學混合火箭探空系統發展與發射試驗

4.1 30 公斤混合火箭系統(成大 I 型)

30 公斤推力級之 N_2O 混合火箭性能穩定， I_{sp} 約 200 秒，已選定作為探空火箭先期研究之推進系統。本系統稱為 1/4 尺寸先期探空火箭系統，預定飛行高度為 2 Km，做為驗證飛行穩定性、回收系統及酬載特性之飛試平台，需進行混合火箭推進系統研製、火箭本體之物性與氣動力設計、回收機構開發、飛試程序研擬、火箭發射輔助系統及飛行環境與軌跡預估等，此探空系統之關鍵性技術系統元件開發，包含：推力噴嘴、氧化劑噴注器、燃燒室、點火機構等，因此開發了垂直式混合火箭測試平台(如圖 13 之左圖)，並進行不同條件之推力測試，需瞭解實際推力變化(如圖 13 之右圖)，因使用飛試件氧化劑桶， N_2O 以液態型態噴注，火箭推力隨 N_2O 供應量改變，量得此數據方能比較合理預估探空火箭之軌跡與落點。

經過混合火箭推進系統研製、火箭本體之物性與氣動力設計及酬載考量，圖 14 為 1/4 全型 30 公斤混合火箭探空系統之尺寸及外觀圖，全長 137 公分，其中 N_2O 燃料桶占了 55 公分。在 2009 年 5 月 26 日第一次測試發射成功，起飛離開軌道之加速度大約為 5 g，後又歷經 4 次成功飛試，初步驗證本推進系統之可靠度。

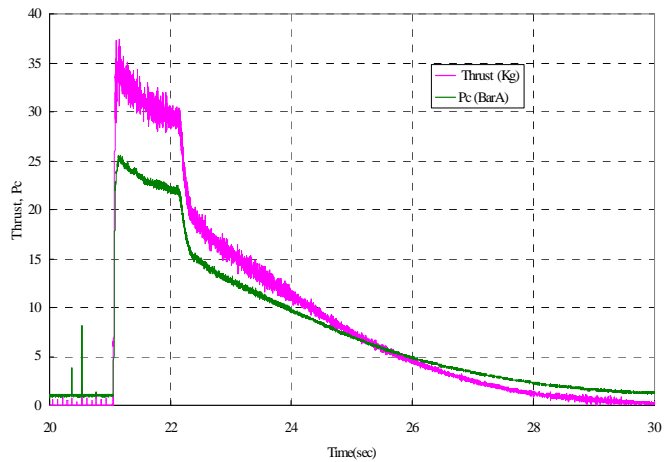
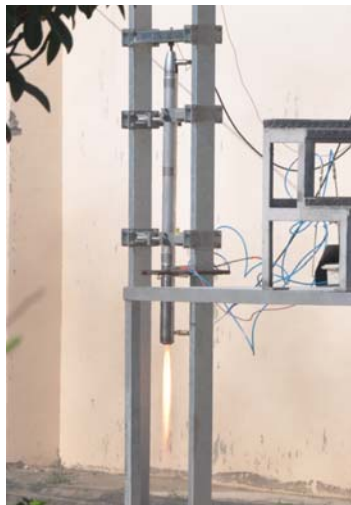


圖 13、1/4 全型 30 公斤混合火箭垂直測試平台（左圖）及內彈道壓力及推力量測值(右圖)

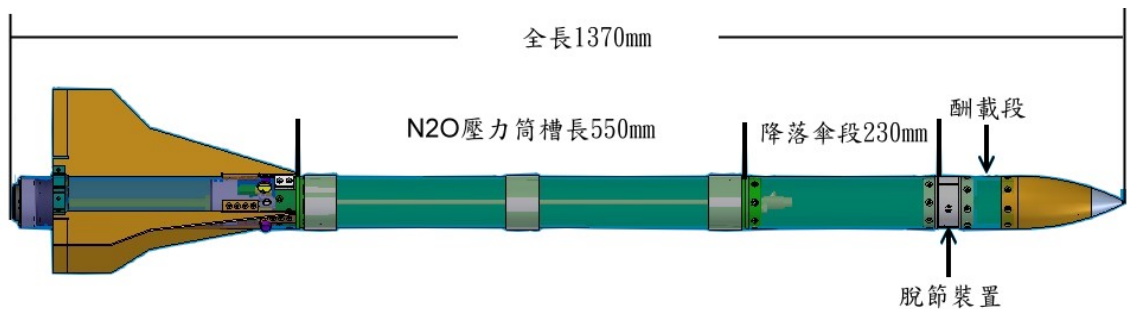


圖 14、1/4 全型 30 公斤混合火箭探空系統之尺寸及外觀圖

4.2 300 公斤全型混合火箭 (成大 II 型)

透過 1/4 尺度之 30 公斤推力等級火箭進行飛試驗證工作，歷經 4 次，總計發射了 5 枚火箭進行飛試驗證。除了確認了全型火箭所需之關鍵技術獲得驗證外，並累積了相當豐富的射場任務規劃與安全掌控、飛試任務整備與執行，以及相關之後勤支援軟硬體經驗。

以未來發展學術用途之探空火箭系統的任務為目標，承繼先前研究之成果，進行全尺寸混合火箭發動機研製、氣動力設計與結構模擬分析、電控與遙測模組開發等分案關鍵技術之研究，完成各項混合火箭系統所需之各項關鍵技術開發。並進一步進行系統整合，完成混合火箭長度為 3.6 公尺、外徑約 16 公分、起飛重量 68 公斤，火箭推力為 300 公斤推力等級，具備降落傘回收系統，最大飛行

高度 20 公里之 $N_2O/50P$ 混合火箭與執行火箭飛試任務之火箭發射架以及其他相關地面支援系統，此全型火箭搭載有 GPS 與 20 公里遙傳能力之通訊酬載，以提供飛試任務之軌跡記錄與資訊傳遞所需。本全型混合火箭為「成大 II 型 1 號」混合火箭(如圖 15 所示)，已於 2010 年 10 月 13 日，屏東縣牡丹鄉旭海海邊進行測試驗證，當下午 4 時 30 分火箭成功發射升空，發射仰角約 85 度，飛行高度約 8 公里，混合火箭為 300 公斤推力等級，火箭按設定之軌道穩定飛行，起飛至遙測訊號消失，歷時約 90 秒。遙測通訊系統也成功回傳火箭運行資訊到地面站，顯示自行開發的火箭本體與各次系統模組（如酬載的 GPS、飛行控制電腦系統）之技術已達國際水平，相關新聞已於媒體廣泛[42]，此次成功發射乃全團隊齊心合力的成果，也是台灣航太研究之重大里程碑。



圖 15、筆者與成大 II 型 1 號全型混合火箭系統合影

五、結語

國立成功大學航太所及航太中心歷經十五年的研究及發展混合火箭系統，最早從模擬分析開始，進而整合型計畫導入實驗與測試，後續更與國際技術接軌，整合校內外具燃燒推進、氣動力分析、結構動力、自動控制、機械設計、電控系統開發及系統整合之研究群，成功地研發與發射成大 I 型 30 公斤推力等級及成大 II 型 300 公斤推力等級之混合火箭探空系統，實屬台灣學術界在噴射推進領域之重要里程碑。其中功不可沒的學者為邱輝煌教授、李聰盛博士及趙怡欽教授，邱輝煌教授引入了這項具挑戰性的推進技術並開展模擬分析研究，又邀請以色列 Alon Gany 教授及日本火箭專家 Akiba 博士來台講座，更奠定了相關的學術及實務基礎，李博士則建置混合火箭相關實驗量測設備及水平、垂直測試平台，整合成大航太中心專業人力，成功開發固態燃料改質及製作技術、提昇燃料退縮率技術及火箭本體外觀及結構設計，趙怡欽教授則整合跨領域專業人士及研究群，合力開發探空火箭系統及安排發射任務，並且成功發射自製混合火箭。

六、誌謝

本文能順利完成特別感謝邱輝煌教授、李聰盛博士、賈澤民教授、林志隆教授、楊宏燦博士、李承中博士、李福生博士、邢禹成博士、陳彥升博士、楊建曄先生、李忠和先生、林文毅先生、陳子超先生、趙怡欽教授、陳介力教授、何慶雄教授、江達雲教授、溫志湧教授、柯政昌博士、許紘瑋博士等，以及碩博士研究生們，由於您們的經驗累積，造就目前的混合火箭技術。也感謝國科會、中科院、太空中心歷年來的經費補助，方能讓台灣自製學術用混合火箭送上台灣穹蒼。並感謝國立成功大學航太所及航太中心提供數年來發展混合火箭之相關珍貴資料。

參考文獻

1. <http://www.scaled.com>
2. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets*, Wiley Press, 6th Ed., 1992.
3. Altman, D., "Hybrid Rocket Development History," AIAA 91-2515.
4. <http://news-service.stanford.edu/news/2003/november5/rocketwax-115.html>
5. Karabeyoglu, A., Ziliac, G, Cantwell, B. J., DeZilwa, S., and Castellucci, P., "Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No.6, pp1037-1045,

November-December 2004.

6. Karabeyoglu, M. A., Altman, D, and Cantwell, B. J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No.3, pp610-620 , May-June 2002.
7. Karabeyoglu, M. A., Altman, D, and Cantwell, B. J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No.3, pp621-630, May-June 2002.
8. <http://www.scienceblog.com/community/article746.html>
9. *Summary of Nitrous Oxide Investigations Final Report*, Air Force Weapons Laboratory, 1976.
10. Vadim Zakirov, and Martin Sweeting, "NITROUS OXIDE AS A ROCKET PROPELLANT," *Acta Astronautica*, Vol. 48, No. 5-12, pp 353-362, 2001.
11. <http://www.soundingrocket.org/>
12. Marxman, C. A., and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket," *9th International Symposium on Combustion*, Academic Press, Inc., New York, 1963, pp371-383.
13. Smoot, L. D., and Price, C. F., "Regression Rates of Nonmetalized Hybrid Fuel Systems," *AIAA Journal*, Vol. 3, No. 8, August 1965, pp 1408-1413.
14. Muzzy, R. J., "Applied Hybrid Combustion Theory," *AIAA Paper 72- 1143*, 1972
15. Strand, L., Ray, R. and Anderson, F., "Hybrid Rocket Fuel Combustion and Regression Rate Study," *AIAA Paper 92-3302*, 1992.
16. Strand, L., Ray, R. and Anderson, F., "Hybrid Rocket Combustion Study," *AIAA Paper 93-2412*, 1993
17. Kuo, K. K., Peretz, A., and Harting, G. C., "Heat Flux and Internal Ballistic Characterization of a Hybrid Rocket Motor Analog," *AIAA Paper 97-3080*, 1997.
18. Chiaverini, M. J. et. Al., "Fuel Decomposition and Boundary Layer Combustion Processes of Hybrid Rocket Motors," *AIAA Paper 95-2686*, 1995.
19. Chiaverini, M. J. et. Al., "Thermal Pyrolysis and Combustion of HTPB-Based Solid Fuels for Hybrid Rocket Motor Applications," *AIAA Paper 96-2845*, 1996.
20. Chiaverini, M. J. et. Al., "Pyrolysis Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels Under Rapid Heating Conditions," *AIAA Paper No. 97-3078*, 1997.
21. <http://www.iafastro.net/iac/archive/browse/IAC-09/E2/3/3862/>
22. Nagata, H., "Development of CAMUI hybrid rocket to create a market for small rocket experiments," *Acta Astronautica*, Vol. 59, pp. 253-258, 2006.

NCKU Hybrid Rocket Papers

23. Chiu, H.H. and Lin C.L., " Numerical Analysis of Spray Combustion in Hybrid Rocket," *AIAA paper 95-2687*, 1995.
24. Chiu, H.H. and Lin, C.L. "Performance Characteristics of Hybrid Rocket for

- Space Applications,” IAF 95-S.1.01, 46th International Astronautical Congress, 1995. & published in *Space Technology*, Vol.16, No.1, 1996.
- 25.林志隆，“雙相流介面輸送現象之特殊問題”，成功大學航太所博士論文，1996。
 - 26.H.L. Tsai, “Combustion Characteristics and Aerodynamics of Pre-vaporized hybrid Rocket,” *50th International Astronautical Congress*, 4-8 Oct., Amsterdam, The Netherlands, 1999.
 - 27.李俊明、施耿維、劉軒誠、邱慶龍、賈澤民、賴維祥、邱輝煌、李聰盛，“混合火箭之初步設計及研究”，中國航空太空學會學刊 31:3 頁 88.09 頁 235-240
 - 28.李聰盛、邱輝煌、賈澤民，“10 公斤級推力混合火箭系統研製及測試”，CI-055, 中華民國「民航學會\航太學會\燃燒學會」學術聯合會議, p359-366, March, 2002
 - 29.Cheng, J., Chiu, H.H, Lee, T.S., Liu, H.C., and Char, J.M., “A Study of Curing and Burning Characteristics of HTPB Fuel,” *The Second Taiwan-Canada Workshop on Aeronautics- Experimental and Analytical Methods in Aeronautical R&D, PICAST 4*, pp137-141, Kaohsiung, Taiwan, May 21-23, 2001.
 - 30.Lee, T. S. and Potapkin, A., “The Performance of a Hybrid Rocket with Swirling GO_x Injection,” *Proceedings of International Conference on the Methods of Aerophysical Research”, Part 1*, Novosibirsk, Russia, pp.126-132, July 2002.
 - 31.Potapkin, A and Lee, T. S., “Experimental Study of Thrust Performance of a Hybrid Rocket Motor with Various Methods of Oxidizer Injection,” *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 40, No.4, pp-386-392, 2004
 - 32.Lee,T.S., Cho,S.M. and Hsiung,C.C., “Experimental Study on a Hybrid Rocket Burning with Paraffin-Based Fuels,” *Proceedings of the 16th National Conference on Combustion*, pp237-244, Mar,2006.
 - 33.Lee,T.S., and Cho,S.M., “Internal Ballistics of a Hybrid Rocket Burning with Paraffin-Based Fuels,” *AASRC/CCAS Conference*, 2006.
 - 34.T.S. Lee and H.L. Tsai, “Fuel Regression Rate in a Paraffin—HTPB /Gaseous—Oxygen Hybrid Rocket,” *The 5th Taiwan—Indonesia Workshop on Aeronautical Science, Technology and Industry*, Tainan, Taiwan 2006/11/13-16。
 - 35.李聰盛、蔡欣倫，“石蠟燃料混合火箭之燃燒特性,” *Combustion Quarterly*, Vol. 17 No.3, Aug 2008.
 - 36.Tsong-Sheng Lee and Hsin-Luen Tsai, “Combustion Characteristics of a Paraffin-Based Fuel Hybrid Rocket,” *9th Asia-Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization*, Nov. 2-6, 2008, Beijing, China.
 - 37.李聰盛、蔡欣倫，“Effect of paraffin contents on the performance of a hybrid rocket,”2008 中國航太學會第五十屆年會暨學術研討會，淡水，中華民國 97 年 12 月 6 日。

38. Tsong-Sheng Lee and Hsin-Luen Tsai, "Research and Development of Hybrid Rocket Propulsion Systems in Taiwan," *Workshop on Study of Unsteady Processes in Problems of Continuum Mechanics by New Approaches to Physical and Numerical Modeling*, Tainan, Taiwan, Apr. 2009.
39. Tsong-Sheng Lee and Hsin-Luen Tsai, "Fuel Regression Rate in a Paraffin-HTPB Nitrous Oxide Hybrid Rocket," *7th Asia-Pacific Conference on Combustion*, National Taiwan University, Taipei, Taiwan, 24-27 May 2009.
40. 李聰盛、蔡欣倫, "液態 N_2O 氧化劑混合火箭特性研究", 2009 中華民國航空太空學會/中華民國航空學會聯合學術研討會, 台北市, 中華民國九十八年十二月十二日。
41. 李聰盛、蔡欣倫, "混合火箭發動機放大效應研究", 2009 中華民國航空太空學會/中華民國航空學會聯合學術研討會, 台北市, 中華民國九十八年十二月十二日。
42. 百分百自主研發 成大 II 型 1 號混合火箭發射成功
<http://web.ncku.edu.tw/files/14-1000-70925,r923-1.php>