

液態推進燃料噴注模擬實驗與分析

田智元、葉俊良

E-mail: 9612399@mail.dyu.edu.tw

摘要

本實驗是以純水為工作流體來作同質衝擊試驗，觀察噴注器設計參數對衝擊霧化效果的影響為主要目標，而此實驗結果可作為進一步設計雙推進劑液態火箭推進器之參考依據，同時以相機作影像擷取，以影像處理方法加以處理分析，此可得液滴分佈結果，再運用此結果做一系列的比較分析。依據22牛頓的推力並假設其比衝值為300秒之火箭推進器，經計算得知實驗的總質流量為7.56 g/sec；再運用NASA-LEWIS研究中心所發展的CEC86程式，模擬出MMH或N₂H₄與N₂O₄在氧化劑與燃料的質量流量比值(O/F值)為1.00~1.78有較高比衝值，故本實驗皆以此O/F值範圍為實驗設計條件。本實驗以0.3mm與0.5mm孔徑等同孔徑或不同孔徑之噴注器，在60°、90°及120°之衝擊角度，及噴流質量比O/F值為1.0~1.6的實驗設計，模擬雙推進劑之雙噴注器衝擊霧化之冷流實驗，配合影像處理方法加以分析探討噴流在不同的設計參數下的噴流偏移及噴流擴散，主要結果為：1.由CEC86化學反應程式之模擬出MMH與N₂O₄反應於1.00與1.78的O/F值為一高比衝值區，且當量比1.8(O/F=1.39)時，MMH與N₂O₄反應之T_c/M有最高值144.21；而N₂H₄與N₂O₄反應結果為O/F值於0.57與1.03為一高比衝值區，且在當量比為1.8(O/F=0.80)時，T_c/M有最高值152.16。2.在同一衝擊入射角下，其偏移情形為偏移角會因為O/F值的增加而變大；在同一O/F值下，衝擊角度愈大，則其相差的水平動量愈大，而相差的水平動量愈大，則其產生的偏移角愈大，故衝擊角度愈大，則其產生的偏移角也愈大。3.經由水平動量和的計算，得知本實驗兩噴流液注水平動量和隨著O/F值增加而減少。但是經由影像處理的分析，得知與結果不相符合，推測此為解析度不夠及兩噴注器之孔口距離控制不精準所致。

關鍵詞：噴注；擴散角；偏移角；比衝值；同質噴流；衝擊式注油器

目錄

封面內頁 簽名頁 中文摘要.....	v	英文摘要.....	vii	誌謝.....	ix
目錄.....	x	圖目錄.....	xii	表目錄.....	xv
符號說.....					
第一章 緒論.....	xvii	1.1 研究背景.....	1.1.1	1.2 文獻回顧.....	1.1.2
1.2.1 衝擊式注油器之相關研究.....	2	1.2.2 影響衝擊噴流之研究.....	8	1.3 研究目的.....	9
第二章 MMH (CH ₃ N ₂ H ₃)或N ₂ H ₄ 與N ₂ O ₄ 的燃燒反應 分析.....	11	2.1 理論推導及其根據.....	11	2.2 程式分析及應用.....	15
第三章 實驗系統與量測方法.....	17	3.1 燃料與氧化劑流量供應控制系統.....	17	3.2 噴注系統的設計.....	19
3.3 資料擷取系統.....	20	3.4 PID控制.....	21	3.5 影像擷取系統.....	22
3.6 實驗條件.....	25	第四章 實驗的結果與討論.....	27	4.1 衝擊噴流之偏移現象.....	27
4.2 衝擊噴流之擴散現象.....	29	第五章 結論.....	31	參考文獻.....	33

參考文獻

1. Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements, An Introduction to the Engineering of Rockets, Sixth Edition, John Wiley & Sons, Inc., 1992.
2. Rupe, J.H., "Jet Propulsion Laboratory Progress Report 20-209", California Institute of Technology, Pasadena, CA, 1956.
3. Heidmann M.F., Priem R.J., "A Study of Sprays Formed by Two Impinging Jets", NACA-TN-3835, 1957.
4. Dombrowski, N. and Hooper, P.C., "A Study of the Sprays Formed by Impinging Jets in Laminar and Turbulent Flows", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 18, pp.392-400, 1964.
5. Kline, M.C., Woodward, R.D., "Imaging of Impinging Jet Breakup and Atomization Process Using Copper-Vapor-Laser-Sheet-Illuminated Photography", Non-Intrusive Combustion Diagnostics, Kuo and Parr Eds, Begell House, Inc., pp. 552-568, 1994.
6. 黃文榮, "同質衝擊噴流特性之研究", 成功大學航太所博士論文, 八十六學年度。
7. 黃祖宏, "液體物理性質對衝擊式注油器霧化特性之研究", 成功大學航太所碩士論文, 八十六學年度。
8. Dorfner V., J. Domnick, "Viscosity and Surface Tension Effects in Pressure Swirl Atomization and Spray", Atomization and Spray, vol.5, 1995.
9. Zung L. B., and White J. R., "Combustion Process of Impinging Hypergolic Propellants", NASA-CR-1704.
10. Lawver, B. R., "Photographic Observation of Reactive Stream Impingement", NASA-79-0154, 1979.
11. Kenneth K. Kuo, Principles of Combustion, John Wiley & Sons, Inc., pp.99-104, 1986.
12. Bolton W., Control Engineering, John Wiley & Sons, Inc., pp.225-249, 1995.
13. Dieter K. H. and David H. H., Design Of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, pp.123-131, 1971.