우주발사체 3축 자세제어용 단일액체추진제 추력기 Part 2: 비행축/자세제어용 추력기의 우주발사체 적용과 국내 설계개발

김정수*† · 배대석* · 정 훈** · 서항석** · 김인태***

Liquid-monopropellant Thrusters for the 3-axis Attitude Control of Space Launch Vehicles Part 2: A Practical Application of Flight-axes/Attitude Control Thrusters to the Space Launch Vehicle and Their Design Development Localization

Jeong Soo Kim*† · Dae Seok Bae* · Hun Jung** · Hang Seok Seo** · In-tae Kim***

ABSTRACT

A practical application of flight-axes/attitude control thrusters to the space launch vehicle and their design development localization are investigated and analyzed. Hydrazine thrusters are mostly used in a final stage of space launch vehicles on account of its higher specific impulse and reliability necessary for the precise attitude control attaining the orbit insertion with higher accuracy.

초 록

비행축/자세제어용 단일추진제 추력기의 우주발사체 적용과 국내 설계개발 현황을 조사/분석하였다. 탑재체의 정확한 궤도투입을 위하여 정밀한 자세제어가 요구되는 발사체 최종 단은 대부분 비추력 성능이 우수하고 높은 신뢰도 확보가 가능한 단일추진제 하이드라진 추력기시스템을 장착한다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주발사체), Flight-axes/Attitude Control Thruster(비행축/자세제어용 추력기), Orbital Maneuvering System(궤도조정시스템), Liquid-monopropellant (단일액체추진제), Hydrazine(하이드라진), Hydrogen Peroxide(과산화수소)

* 부경대학교 기계공학과
** 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과
*** (주)한화 대전공장 개발부
† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

1. 서 론

로켓 추진기관은 우주비행체의 운송수단으로서만이 아니라, 비행축 및 자세제어와 궤도기동

등을 위한 동력원으로서 소형 추진기관인 추력기 형태로도 우주비행체계에 장착된다. 주 엔진이 작동하는 동안 비행축 안정화를 위한 롤(roll) 제어와 비행궤적 조종을 위한 피치(pitch) 및 요(yaw) 제어가 이루어지고, 발사체 최종 단(stage)의 탑재체를 목표궤도로 진입시키기 위해서는 3축 자세제어가 반드시 병행되어야 한다.

본 논문은 앞서 우주발사체 3축 자세제어용 추력기에 주로 사용되는 단일액체추진제의 성능특성 및 활용현황을 분석/정리한 논문의 속편으로, 비행축/자세제어용 추력기의 우주발사체 적용과 국내 설계개발 현황을 소개한다.

2. 우주발사체 자세제어 시스템

우주발사체가 대기권을 탈출하기 위해서는 발사체의 초기질량에 의해 결정되는 일정수준 이상의 추력이 요구되고 주 엔진이 탈출에너지 공급의 대부분을 점유하기는 하지만, 비행체가 목표궤도에 정확히 진입하기 위해서는 3축 자세제어시스템 사용이 필수불가결하다. 따라서, 거개의 발사체는 최소충격량 성능, 동시발화와 반복성이 포함된 펄스모드 성능 등에서 유리한 단일추진제 하이드라진(N_2H_4) 추력기 시스템을 채택하고, 주 엔진이 이원추진제 시스템일 경우에는 이원추진제 추력기를 활용하여 발사체의 구조설계 효율을 증대시키기도 한다.

현재 유럽 및 아시아 주요국에서 운용중인 우주발사체의 자세제어 시스템 적용현황을 Table 1에 요약하며, 각 시스템에 대한 특징을 다음에 기술한다.

2.1 Ariane-V [1,2]

Ariane 시리즈는 유럽연합에서 개발한 대표적인 우주발사체로서 상업용 발사체 가운데 가장 성공한 모델로 알려져 있다. Ariane-V의 주 엔진은 극저온 추진제(LOX/LH_2)를 사용하며 추력은 1,390 kN_{vac} 이다. Steerable 노즐이 고체로켓 부스터(EAP) 단의 자세제어에 활용되고, EPC와

Table 1 Application status of the attitude control systems utilized in the principal space launch vehicles

SLV (Country)		Stage	Propellant (quantity×thrust, model)		Remarks
Ariane-V (EU) [1,2]		EAP	Steerable nozzle		
		EPC	Gimbaled nozzle		Pitch, Yaw
			GH_2 (4)		Roll
		ESC-A	Power phase	Gimbaled nozzle	Pitch, Yaw
				GH_2 (4)	Roll
			Ballistic phase	GH_2 (3) × 4 clusters	
		VEB	N_2H_4 (3~4×400 N, CHT 400) × 2 modules		
Soyuz-CSG (Russia) [3]		1	LOX/Kerosene (2×35 kN, RD-107A) + Aerofin		Vernier
		2	LOX/Kerosene (4×35 kN, RD-108A)		Vernier
		3	LOX/Kerosene (4×6 kN, RD-0110)		Vernier
			Gimbaled (RD-0124)		
		Fregat upper	Main engine translation or N_2H_4 (8×50 N)		Pitch, Yaw
			N_2H_4 (4×50 N)		Roll
H-IIA (Japan) [4,5]		1	Gimbaled		Pitch, Yaw
			Mixed gas (main engine preburner + GH_2)		Roll
		2	N_2H_4 (4 N)		
Long March (China)	IIE [6]	1	Tangential swing engine		
		2	NTO/UDMH (4)		Vernier
		OMS	N_2H_4		
	III [7-9]	1	Tangential swing engine		
		2	NTO/UDMH		Vernier
		3	N_2H_4 (2×40 N) + N_2H_4 (2×70 N)		Pitch
			N_2H_4 (2×40 N) + N_2H_4 (2×70 N)		Yaw
			N_2H_4 (4×40 N)		Roll

ESC-A의 피치와 요 운동은 Gimbal이, 롤 운동은 GH_2로 제어한다. VEB에는 N_2H_4 추력기가 자세제어 시스템으로 채택되고 있다(Fig. 1).

2.2 Soyuz [3]

(구)소련에서 개발된 Soyuz는 약 850회 이상 발사되었고 그 성공률은 97.5%에 이른다(2006년 기준). 주 엔진과 버니어 엔진이 동일한 추진제/공급계를 사용하는 방식의 이원추진제 엔진을 1~3단에서 적용하고 있다(Fig. 2). 4기의 고정형 주 추력기와 힌지 방식의 버니어 추력기 2기로 구성되는 RD-107에 대한 개략도가 Fig. 3에 도시되고 있다. 이 시스템은 주 엔진과 추력기가 추진제 배관과 저장탱크 등을 공유함으로써 그 구조가 간단해지고 자세제어용 추력기도 큰 추력을 발생시킬 수 있다. 우주에서 다양한 임무를 수행하는 Fregat 시스템은 N_2H_4 추력기를 자세제어 시스템으로 적용하였다(Fig. 4).

2.3 H-IIA [4,5]

일본의 H-IIA는 극저온 추진제를 사용하는 발사체이다. Gimbal을 이용하여 1단의 피치 및 요 운동을 조정하고, 주 엔진의 예연소기에서 발생하는 기체와 액체수소로부터 기화시킨 수소를 혼합하여 롤 제어에 사용한다. 2단에서는 IHI Aerospace사에서 공급하는 N_2H_4 추력기가 자세제어 시스템으로 적용되었다(Fig. 5).

2.4 Long March [6,7]

중국의 Long March(IIE, III)는 총 3단으로 구성된다. 1단에서는 주 엔진을 접선방향으로 회전시키는 방식으로 시스템의 자세제어를 수행하고, 2단은 주 엔진과 버니어 엔진이 이원액체 추진제를 공유한다. 최상단에서는 N_2H_4 추력기가 3축 자세제어를 담당한다(Fig. 6,7).

2.5 자세제어용 추력기 적용현황 요약

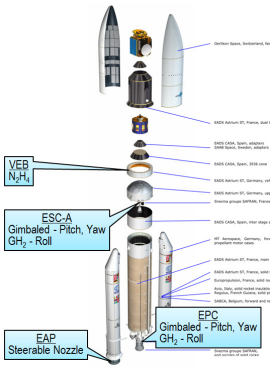

Fig. 1 Ariane-V [2]

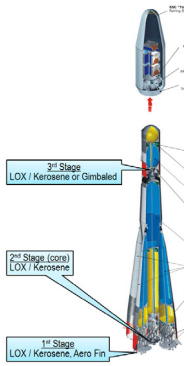

Fig. 2 Soyuz [3]

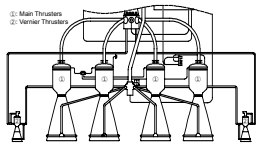

Fig. 3 Schematic diagram of the RD-107 used in the Soyuz [8]

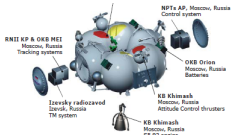

Fig. 4 Configuration of the Fregat [3]

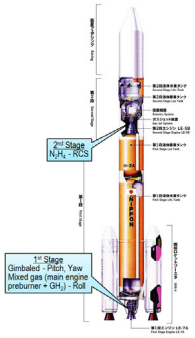

Fig. 5 H-IIA [4]

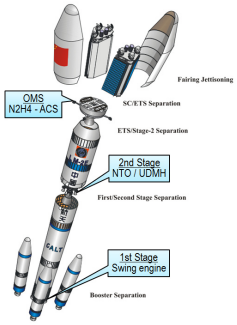

Fig. 6 Long March-IIE [6]

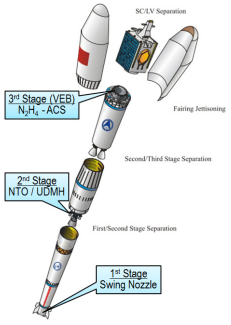

Fig. 7 Long March-III [7]

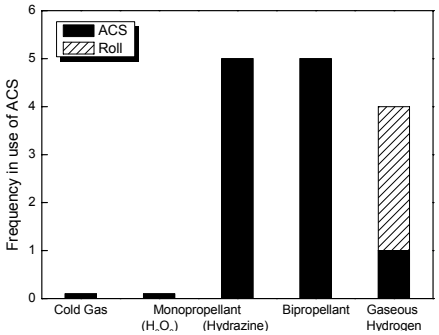

Fig. 8 Summary for the frequency of use in non-mechanical thruster systems of table 1

Table 1에서 보인 우주발사체 자세제어 시스템 가운데 추력기 시스템만을 선별(Gimbal/TVC 방식은 제외)하여 그 적용빈도를 Fig. 8에 도시한다. 그림에서 극명하게 드러나듯이 과산화수소와 냉기체 추력기를 발사체에 사용한 예는 없으며, 단일/이원추진제 추력기 시스템이 적용될 경우에는 3축 전체의 자세제어를 담당하게 된다. 또, 주 엔진의 연료로 액체수소를 사용하는 경우에 기체수소가 발사체의 롤 제어에 사용된다.

3. 단일추진제 하이드라진 추력기의 국내개발 현황

중·대형급 N_2H_4 추력기의 체계소요에 대비하여 본 연구팀은 공칭추력 4.5 N급 추력기와 그 핵심부품의 성능평가기술에 대한 연구뿐만 아니라, 10~1,000 N 대역의 추력기 군에 대한 설계기술을 구축하여 왔다[9]. Fig. 9는 시제개발 중인 70 N급 단일추진제 N_2H_4 추력기에 대한 등각투영 모델과 시작품의 가조립 사진이다.

(주)한화는 다목적실용위성(KOMPSAT) 시리즈의 추진시스템 개발을 통하여 N_2H_4 취급관련 필수기술의 축적과 함께 소형급 N_2H_4 추력기의 제작, 조립, 시험평가 기술을 성숙시켜 왔다. 또, 최근에 이르러 중형급 추력기 소요에 대비한 인증시험 시설의 확보도 서두르고 있다.

(a) Isometric view (b) Prototype of TCA

Fig. 9 Monopropellant hydrazine thruster (70 Newton -class) under development

본 논문에서는 비행축/자세제어용 단일추진제 추력기의 우주발사체 적용과 국내 설계개발 현황을 조사/분석하였다. 발사체의 1단 혹은 2단에서는 주로 Gimbal 엔진이나 이원추진제 추력기를 사용하여 자세제어를 수행한다. 또, 상단(3단 이상)에서는 주 엔진이 LOX/LH_2 이원추진제 시스템일 경우 기체수소를 사용하기도 하지만, 대부분의 발사체에서 자세제어 시스템으로서 단일추진제 하이드라진 추력기를 채택하고 있다.

4. 결 론

참 고 문 헌

1. Astrium, http://cs.astrium.eads.net
2. Arianespace, Ariane 5 User's Manual, Issue 5, Rev. 0, 2008
3. Arianespace, Soyuz CSG User's Manual, Issue 1, Rev. 0, 2006
4. JAXA, www.jaxa.jp
5. IHI AEROSPACE Co., Ltd., www.ihi.co.jp
6. China Academy of Launch Vehicle Technology, LM-2E User's Manual, 1999
7. China Academy of Launch Vehicle Technology, LM-3A User's Manual, 1999
8. Sutton, G. P., History of Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA, 2006
9. Kim, J. S., Park, J., Kim, S., Choi, J., and Jang, K. W., "Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines," AIAA-2006-4388, 2006