

액체로켓의 재료와 용접·접합기술

김대업 · 조용호 · 김영수 · 우유철 · 노용규

Materials and Joining Technology for Liquid Propellant Rocket

Dae-Up Kim, Yong-Ho Cho, Young-Soo Kim, Yoo-Cheol Woo and Yong-Kyu Rho

1. 서 론

최근 혁명적 진보를 보이고 있는 반도체, 정보통신, 생명공학의 발전은 인공위성과 무중력 상태의 우주환경이 절실히 요구됨에 따라 많은 로켓들이 우주로 발사되고 있다^{1~3)}.

로켓개발기술은 21세기를 지향하는 우주시대의 핵심 우주기반기술이며 미래 지향적 기술로서 세계각국에서 연구가 활발히 진행되고 있다^{4~6)}. 미국과 러시아를 축으로 하는 주요 선진국들은 미래기술개발 및 국가생존사업으로 추진하여 군사적 목적뿐만 아니라, 미래 인공위성을 통한 정보, 통신사회에 대처하기 위하여 자국의 인공위성을 쏘아 올리고 있다. 현재 로켓(발사체)은 과학 탐사위성의 발사, 통신위성을 시작으로 인공위성의 수송 및 운용 그리고 인간이 무중력하의 우주공간에 체류하면서 실험을 수행하는 등 각종 첨단기술 개발의 밑거름이 되고 있다.

로켓은 추진체의 종류 및 상태에 따라 고체로켓과 액체로켓으로 구분된다. 고체로켓은 점화특성이 우수하나 재점화가 불가능하기 때문에 군사목적의 소형추진기관이나 보조기관에 제한적으로 사용되고 있는 반면, 액체로켓은 제어성이 좋고 연소중단 및 재점화가 가능하므로 인공위성의 발사나 대기권을 넘나드는 로켓 등에 광범위하게 사용되고 있다^{4,5)}.

한편, 우리나라는 1990년대 초에 우주기술개발에 착수하여 기술선진국의 기술 수준에 발맞추기 위하여 박차를 가하고 있으나, 아직은 걸음마 단계에 있다. 지금까지 비록 초소형이지만 국내 연구진의 손길을 거쳐 대기권 탐사를 위한 과학실험위성 및 방송통신위성을 발사하여 운영중이다. 그러나, 인공위성을 쏘아 올리는 로켓은 외국기술에 거의 의존하고 있으며, 아직까

지 뚜렷한 실적은 없다. 현재 국가우주개발 중장기 개발계획에 의거 150kg의 과학 탑재물을 지상 700km 까지 올리는 3단형 과학로켓 발사를 위한 액체로켓의 개발이 진행중이다.

본 고에서는 국내외에서 개발되고 있는 액체로켓 기술개발의 동향을 소개하고, 로켓에 적용되고 있는 재료 및 제작기술에 대하여 기술하고자 한다.

2. 액체로켓의 발달과 개발동향

2.1 액체로켓의 역사

로켓의 역사는 2세기 중국에서 전쟁시 화전(火箭)을 사용하였다는 기록부터 시작되며, 우리나라에서는 14세기 고려의 최무선에 의한 주화(走火)와 임진왜란시 행주대첩에서 신기전(神機箭)을 사용하였다는 기록이 있다⁷⁾. 이러한 고대기술은 서양으로 전파되어 20세기 초 Tsiolkovsky(러시아), Goddard(미국)등에 의해 그 이론이 확립되었다.

액체로켓은 1942년 독일이 V-2로켓을 적용하여 런던폭격에 실용화함으로써 본격적인 개발이 시작되었다. 이후 이데올로기 시대가 도래하면서 독일의 인적 자원을 바탕으로 미/러 양국의 경쟁적 발전에 의해 액체로켓기술은 크게 발전하여, 1957년 러시아에서 Sputnik 인공위성을 발사함으로써 본격적인 우주개발시대가 개막되었다. 이후 지구 저궤도에로의 인공위성 발사를 시작으로 정지궤도에 발사로 발전하여 흑성 탐사로 확대되었다. 로켓의 대형화·고성능화에 따라 유인우주비행이 가능하게 되었고, 1969년에는 미국의 아폴로 계획에 의해 인간이 처음으로 달 표면에 착륙할 수 있게 되었다. 또한, 1981년에는 미국의 Space Shuttle이 비행을 개시하여 우주공간에 사람과 물자의 왕복이 가능하게 되었다.

2.2 해외 개발동향

액체로켓은 미국과 러시아를 중심으로 프랑스, 독일, 일본, 중국, 인도, 이스라엘, 스페인 등 기술선진국 몇 개국만이 자체 로켓을 개발한 상태이며, 그 외 많은 국가들이 액체로켓개발을 위한 연구에 많은 시간과 비용을 들이고 있다. Fig. 1은 현재 세계에서 개발된 주요한 액체로켓의 형상 및 개발연도를 나타내었다¹⁾. 고도 300~500km의 저궤도 발사를 위하여 Titan(미국), Proton(러시아), Arian(유럽연합) 및 탑재물(Payload)의 무게가 38톤급인 Space Shuttle(미국)을 시작으로 각종 수송시스템이 개발되었으며, 1988년 러시아에서 발사된 Energia는 저궤도에 100톤의 초대량 수송도 가능하게 되었다. 또한, 통신위성이나 방송위성, 기상위성이 발사되는 고도 37,000km의 정지궤도에도 2톤이상의 발사중량이 가능하게 되었다. 또한, 중국의 장정(長征)로켓도 고성능 대형 액체로켓으로서 세계적인 것이다. 한편, 일본에서도 1955년 전장 23cm의 펜슬 고체로켓의 수평발사시험에 성공한 이후 우주개발사업단(NASDA)의 액체로켓기술에 의해 N-I, N-II, H-I, H-II로 이어지는 대형실용 위성 발사용 로켓이 개발되고 있다^{8,9)}.

현재에도 세계 각국에서는 신뢰성이 향상된 액체로켓의 기술개발에 힘입어 위성의 실용화, 대형화, 유인화를 위한 보다 구체적인 연구가 진행되고 있으며, 우주정거장을 개발하는 단계까지 접어들었다⁹⁾.

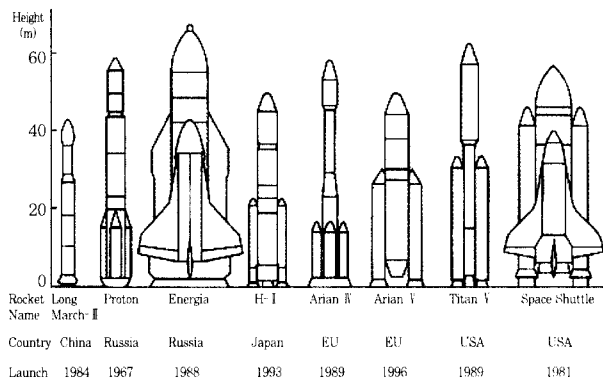


Fig. 1 Comparison of world's space launcher

2.3 국내 개발동향

우리나라는 미국의 미사일기술 통제 규약(MTCR:Missile Technology Control Regime)에 의해 1990년까지는 연구실 단위의 기초연구에 머무는 로켓개발의 암흑기를 거쳤다. 1990년대 초반 세계적인 통신산업의 발달에 따라 자국의 인공위성 발사에

대한 필요성을 인식하여 우주산업분야에 대한 선진국의 기술장벽을 능동적으로 대처하기 위하여 국내 독자 개발을 추진하고 있다.

국내의 우주개발은 위성개발부터 시작되었다. 1992~1999년에는 과학실험위성인 우리별을 3차례 발사하였으며, 1995~1999년에는 방송통신위성인 무궁화위성을 3호기까지 발사하여 운영중이다. 또한, 정부에서 추진중인 아리랑위성으로 대표되는 다목적 실용위성사업에서는 2004년 100% 국산화된 위성으로 발사할 계획이다. 그 밖에도 기상위성, 레이더 관측 위성 등 다양한 위성의 발사계획도 있다.

인공위성을 쏘아 올리는 로켓 연구에 대해서 보면, 지난해까지 고체로켓모터를 이용한 과학로켓 KSR(Korea Sounding Rocket)1, 2호를 발사하였으며(Fig. 2)¹⁰⁾, 액체로켓엔진의 초보단계인 원지점 차내기 엔진(Apogee Kick Engine)의 개발에 성공하였다(Fig. 3)¹¹⁾. 지금까지는 한·미 미사일협상이 걸림돌로 작용하여 실적이 저조하였으나, 이번 미사일 협상타결로 사정거리 500km의 발사체도 연구, 개발할 수 있게 되었다. 현재 과학기술부의 국가우주개발 중장기



Fig. 2 KSR-II rocket lift off



Fig. 3 Firing test of apogee kick engine

발전 전략에 따라 액체로켓 개발에 대한 구체적인 안이 수립되어 한국항공우주연구소 주관으로 국내참여기업과 공동으로 2002년 발사를 목표로 액체산소/케로신을 추진제로 하는 KSR-Ⅲ 로켓개발사업이 추진 중에 있다. 또한, 2003년까지는 독자적인 설계능력을 확보하고, 2005년에는 자력으로 소형인공위성을 궤도에 진입시킬 수 있는 로켓 개발을 추진하고 있다.

또한, 올해말부터 기본설계에 착수하는 우주센터는 2005년 국내 자력발사를 목적으로 건립될 예정으로 있으며, 로켓조립동, 발사대, 추적장비 및 기타 지원설비를 갖추게 된다.

3. 액체로켓의 구조 및 적용재료

Fig. 4에는 액체로켓의 대표적인 구조를 미국의 Delta-Ⅱ 로켓을 예로 나타내었으며, 로켓시스템은 크게 노즈페어링, 위성탑재부, 킥모터부, 가압시스템부, 추진제탱크부, 엔진부 등으로 나눌 수 있다¹²⁾.

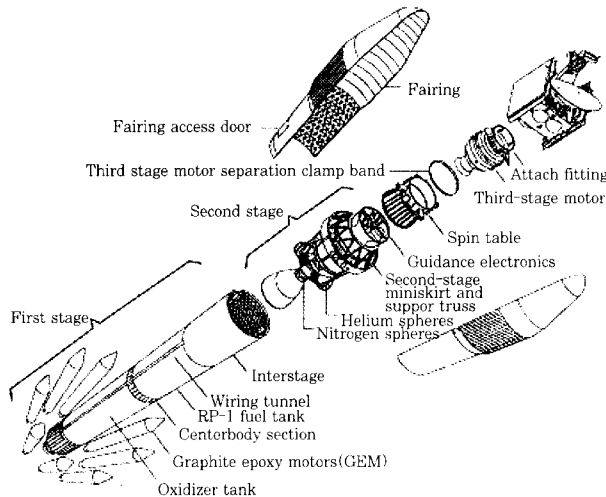


Fig. 4 Configuration of space launch vehicle

로켓을 궤도에 진입시키기 위해서는 8km/s 이상의 가속도가 필요하기 때문에 질량비가 큰 기체와 비추력이 높은 엔진을 개발하여야 한다¹³⁾. 또한, 대기권내의 비행과정에서는 로켓표면에 비교적 밀도가 큰 산소 등의 활성기체의 고속흐름으로 마찰이 발생되어 고온접촉 현상이 발생되며, 대기권 밖의 우주환경내에서는 고진공, 극고온, 극저온, 입자선, 방사선, 고속 고체입자와의 충돌 등의 조건에서 비행을 하게된다. 따라서 로켓시스템은 이러한 악조건에서의 영향이 고려된 신뢰성 있는 구조의 설계 및 각 부분에서의 재료가 적용되어야 한다¹⁴⁾. 대표적인 로켓의 주요부분에 사용되는 구조재료를 Fig. 5에 나타내었다.

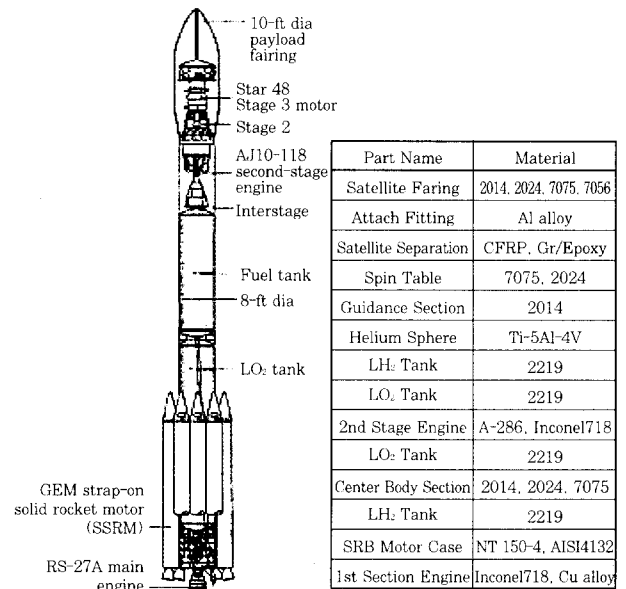


Fig. 5 Principal parts and materials of rocket

3.1 기체의 구조 및 적용재료

연료 및 산화제 탱크는 기체 질량의 약 90%를 점하고 액체연료를 저장하기 때문에 경량화가 요구되며, 비행시의 큰 가속도 및 하중에 견뎌야 한다. 재료적으로는 높은 비강도와 용접에 의한 충분한 기밀성이 요구되며, 프레스 성형성이 우수해야 한다. 또한, 액체산소와 액체수소가 추진제로 사용되면 극저온에서 충분한 파괴인성과 내식성, 내용력부식성을 고려해야 한다. 미국에서는 우주개발 초기에 용접성이나 내열성이 우수한 Al 6061이 사용되었고, Delta로켓등에는 Al 2014가 사용되었다^{11,13)}. 그 후, 용력부식이나 보수용접 등 제조안정성이 중시되고, 추진제로서 액체수소 사용 확대에 따른 극저온 특성 때문에 Saturn이나 Space Shuttle에서는 극저온에서도 고인성을 가지고 용접성, 가공성이 우수한 Al 2219가 사용되었으나¹⁵⁾, 최근에는 Al-Li합금인 Al 2196이 사용하고 있다. 일본에서도 개발초기의 N-I 로켓에서는 Al 2014가 사용되었으나, 용접부 용력부식균열의 문제 때문에 N-II, H-I, H-II에서는 Al 2219로 변경하여 오늘에 이르고 있다^{4,13)}. 또한, 유럽의 Arian로켓에서는 용접성이 좋고 강도가 높은 Al-Zn-Mg계 합금인 Al 7020(AZ5G)을 사용한 실적도 있다¹³⁾.

노즈페어링은 공력가열에 견디기 위하여 Al 2014가 사용되고 있다. 단간부는 강도가 필요하기 때문에 SCM 435나 Al 7075, Al 2024등의 고력 Al 합금이 많이 사용되고 있으나, 향후 Al 2324, Al 7150등의 개량 합금이나 CFRP 등의 복합재료의 사용이 검토되고 있다.

그 외 추진제를 압송하기 위한 기축기등의 고압가스 용기에는 용접이 가능하면서 고인성, 고비강도의 Ti-6Al-4V나 Ti-5Al-2.5Sn ELI grade Ti 합금이 많이 사용되고 있다¹⁶⁾. 배관등에는 주로 301 스테인리스강 등이 사용되고 있다.

한편, 국내에서는 킷모터부에 Al 6061, 가압시스템 부에 Al 7075, 연료 및 산화제 탱크부에는 Al 2219 를 사용하여 제작하고 있다.

3.2 엔진의 구조 및 적용재료

로켓엔진은 연료와 산화제를 추진제로 하여 연소시키고 발생된 고온·고압의 가스를 노즐을 통하여 가속 시킴으로서 추력을 발생시키는 추진기관으로 로켓의 핵심이다. 로켓엔진의 구조는 Fig. 6에 나타낸 바와같이, 다수의 인젝터가 한그룹을 이루어 추진제를 분사시키는 혼합기(Mixing Head), 혼합기의 인젝터에서 분사된 추진제를 연소시키는 연소실(Thrust Chamber), 연소가스를 가속화시켜 추력을 얻는 노즐(Nozzle), 추진제를 고압으로 연소실로 이송시키기 위한 터보펌프(Turbo Pump), 터보펌프의 터빈을 작동시키기 위한 가스발생기 및 기타 밸브류로 구성되어 있다¹⁶⁾. Fig. 7은 각 부위에서 액체로켓엔진의 작동체계를 나타내고 있다^{13,17)}.

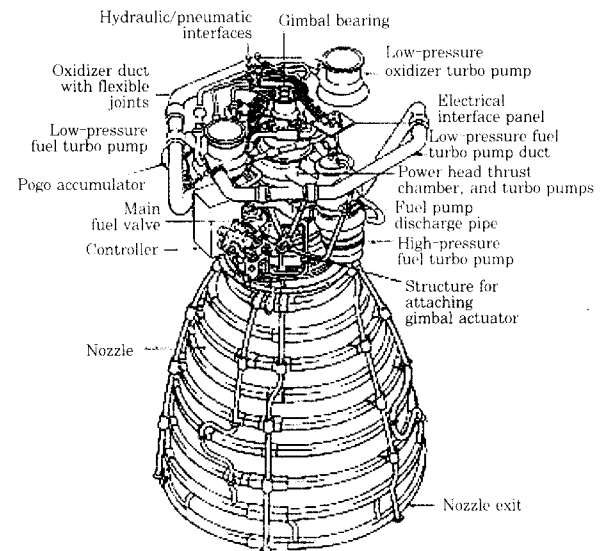


Fig. 6 Structure of liquid rocket engine

로켓엔진에 사용되는 구조재료는 고온의 연소가스와 극저온의 추진제 환경에 견뎌야 하고, 액체수소를 추진제로 하는 엔진에서는 수소환경 취화 문제 뿐만 아니라 사용부위에 따라서는 연소가스에 대한 내식성도 고려해야 된다. 또한, 로켓엔진은 항공기용 가스터어

빈에 비해 극히 단시간에 최대출력으로 운전되기 때문에 사용재료는 피로나 크리프 강도보다 열충격에 대한 특성도 요구된다. Table 1에는 미국의 Space Shuttle에 장착되는 주엔진인 SSME와 일본의 H-II 로켓의 주엔진인 LE-5, LE-7 엔진에 사용되고 있는 재료를 비교하여 나타내었다¹³⁾. 엔진의 각 부품에는 Inconel 718이 가장 많이 사용되고 있는 것을 알 수 있다.

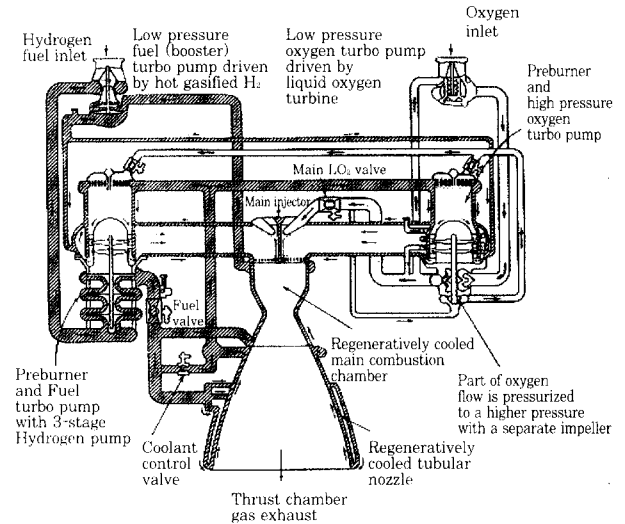


Fig. 7 Flow diagram for staged combustion cycle used in rocket engine

Table 1 Principal materials for liquid propellant rocket engine

Engine Name		LE-5	LE-7	SSME
Part Name	Combustion chamber	Ni 200 Ni 200	Cu alloy Cu alloy	NARloy Z NARloy Z
	Tube	SUS 347	Inconel 718	Inconel 718
Thrust chamber	Gasket	SUS 347	Ni-base Superalloy	Inconel 718
	Injector	SUS 347	Inconel 718	Inconel 718
Nozzle skirt		A 286	A 286	A 286
Fuel Turbo pump	Volute Casing	A 356-T6	Al alloy	Tens 50
	Inducer	A 286	Ni-base Superalloy	K Monel
	Impeller	Ti-5Al-2.5Sn	Ti-5Al-2.5Sn	Ti-5Al-2.5Sn
	Blade, Disk, shaft	Inconel 718	Ni-base Superalloy	Inconel 718
Bearing		440C	Stainless steel	Mar-M 246
	Manifold Casing	Inconel 718	Ni-base Superalloy	Waspaloy 440C
				Inconel 718
				Incoloy 903
Oxidizer Turbo pump	Volute Casing	A 356-T6	Al alloy	Tens 50
	Inducer	SUS 304	Ni-base Superalloy	K Monel
	Impeller	Al 6061	Ni-base Superalloy	Inconel 718
	Blade, Disk, shaft	Inconel 718	Ni-base Superalloy	Mar-M 246
Bearing		440C	Stainless steel	Waspaloy 440C
	Manifold Casing	Inconel 718	Inconel 718	Inconel 718
				Incoloy 903
Gas generator	Combustion chamber	Hastelloy C	Ni-base Superalloy	Inconel 625
	Injector	SUS 437	Ni-base Superalloy	Inconel 718
Others	Casing	Inconel 600		Inconel 718
	Bellows	Al 5083	Inconel 718	Al 2024
	Spring	Inconel 718		Ti-6Al-6V-2Sn
	Ring	SUS 304		17-4PH steel
	Bearing			Rene 41
Boit, Nut			Ti-6Al-4V	
Manifold				

로켓엔진에 사용되는 Fe합금으로는 가공성, 내식성, 용접성등이 우수한 SUS 304, SUS 347, A 286, SCM 440 등이 사용된다. 스테인레스강은 주로 연소실이나 분사기에 사용되며, A 286은 노즐이나 인듀서에, SCM 440은 베어링에 주로 사용된다. Al 합금으로는 A 356합금, Al 6061합금 등이 주로 사용되며, 터보펌프의 케이스 및 임펠라 등에 적용된다. Ti 합금 중에서는 Ti-5Al-2.5Sn 합금이 700K까지 강도와 연성을 유지하며 극저온에서도 우수한 기계적성질을 나타내기 때문에 터보펌프의 임펠라 등에 사용된다.

극저온~고온까지의 온도범위에서 고압을 받는 부위에서는 내열성 및 열전도성이 좋고 열충격에 강한 Inconel 718, Inconel 625, Mar M247, Mar M246DS 등의 Ni기 초내열합금이 사용된다. 이들 합금은 극저온(20K)부터 1,000K까지 기계적성질, 용접성, 가공성이 우수할 뿐만 아니라 주조, 단조가 용이하기 때문에 극저온, 극고온이 공존하는 터보펌프의 부품에 많이 적용되고 있다. 최근에는 고온에서의 내열성 및 기계적 특성을 보다 향상시킨 일방향 응고합금 및 단결정합금의 적용도 검토되고 있다^{9,15)}.

또한, 추진제의 연소온도는 대략 3,300K 이상으로 되기 때문에 연소실 및 노즐의 냉각이 요구된다. 재생 냉각방식을 채용한 연소실 및 노즐의 내벽에는 열전도성이 높은 Cu합금이, 외벽에는 내열성이 좋은 Ni기 초내열합금이 주로 사용된다. 반면에 막냉각방식을 채용한 엔진에서는 연소실 내부의 고온을 차단하기 위하여 silica계열의 복합재료(FRP) 등이 사용되고 있다.

한편, 우리나라에서는 로켓엔진의 설계 및 제작기술이 아직 초보적인 단계이다. 가공의 난이도와 개발비용 등을 고려하여 로켓엔진 대부분의 부품에 SUS 316L을 적용하고 있고, 막냉각구조를 가지는 노즐부에 국한하여 silica-phenolic 복합재료를 사용할 뿐 우주용 재료의 개발상태가 거의 전무한 상태이다. 향후 액체로켓엔진의 대형화·고성능화에 부응하기 위해서는 로켓엔진에 적용되는 재료는 엔진의 각 부품별 사용조건 및 환경특성에 맞는 재료가 적용되어야 한다. 또한, 신뢰성 있는 로켓엔진을 개발하기 위해서는 첨단재료를 개발함은 물론 구조체로서 고성능을 발휘할 수 있는 접합기술도 절대적으로 필요하다.

4. 액체로켓의 용접·접합기술

신뢰성 있는 액체로켓을 개발하기 위해서는 로켓의 운용조건, 사용환경 등에 맞는 개념설계와 재료선정 및 제작성검토를 거친 상세설계의 바탕위에서 제작된

다. 액체로켓의 각 구성품은 단품을 기계가공한 후 용접·접합으로 조립되며, 조립된 구조체의 제작성을 검증하기 위하여 기밀, 강도, 수류, 공류시험등을 거쳐 최종적으로는 연소시험으로 제작된 로켓의 성능을 검증하게 된다.

로켓 제작기술의 핵심은 용접·접합기술이며, 로켓 개발의 열쇠를 쥐고 있다고 해도 과언이 아니다. 미국이나 일본등에서는 엔진의 용접·접합부에서 발생하는 문제로 인하여 개발에 상당한 난항을 거듭하였다^{6,9)}.

로켓에서 적용되는 용접·접합방법으로는 TIG 용접이 가장 많이 적용되고 있고, 그 외 MIG 용접, 전자빔용접, 브레이징, 확산접합 등의 접합법이 최적화된 각종 요소에 적용되고 있다^{13,18)}.

4.1 기체의 용접·접합기술

로켓의 기체구조에서 최대의 용접물은 연료 및 산화제 탱크이며, Fig. 8에 용접장면을 나타내었다¹³⁾. 로켓에 적용되는 추진제 탱크 용접부의 판 두께는 대략 10~15mm이다. 추진제 탱크는 프레스성형과 chemical milling에 의해 만들어진 반구돔과 굽힘성형한 원통실린더를 원주방향 용접으로 결합해서 조립된다. 용접은 기본적으로 직류정극성(DCSP) TIG 용접을 적용하여 용접열영향이나 변형의 발생이 적고 용접부가 좁고 깊은 고품질 용접을 실현하고 있으며^{13,19)}, 일부 이음부에는 직류역극성(DCRP) MIG 용접, 플라즈마 용접이나 전자빔용접도 적용된다¹⁸⁾. 최근 Detla로켓에는 마찰교반용접(FSW:Friction Stir Welding)을 적용하고 있다고 한다. Space Shuttle의 연료탱크에는 TIG 용접 및 극성가변식 플라즈마 아크(VPPA) 용접을 로봇화해서 실시하고 있다^{20,21)}.

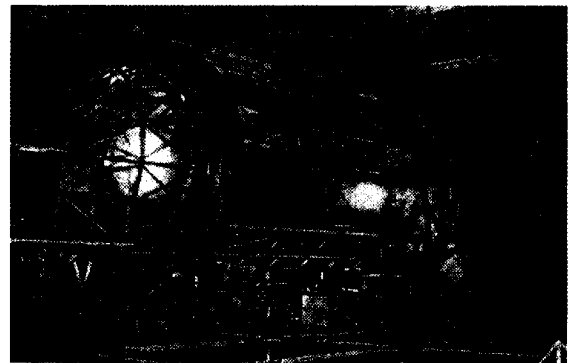


Fig. 8 Appearance of welded tank assembly

Ti-6Al-4V ELI 재료가 사용되는 극저온의 헬륨탱크 등의 용접에는 전자빔용접을 행하고 있고, 용접시 헬륨탱크 내부를 청정하게 하고 sputter 발생을 방지

할 수 있는 defocus 전자빔용접이 적용되고 있다²²⁾.

또한, 로켓의 대형화나 이음부 형상의 다양화, 제조 비용의 절감 등을 위하여 CNC 전자동제어 용접의 적용이 검토되고 있고²³⁾, 용접전처리 및 청정도 관리를 위하여 DCSP-TIG 용접에 극히 단시간 DCRP-TIG 용접을 행하여 개선 청정효과를 얻는 등 다양한 용접 기술의 고도화도 시험되고 있다²⁴⁾.

4.2 엔진의 용접·접합기술

로켓엔진에는 TIG 용접, 전자빔용접 및 브레이징이 주요 접합기술로서 적용되고 있으며, 일부 부분에 확산접합이나 레이저용접도 실시하고 있다^{13,18)}.

전자빔용접은 가열이 매우 국부적이고 제어성이 좋기 때문에 인젝터와 같이 엔진의 특성에 중요한 영향을 미치고 공차가 엄격하거나 얇은 부품에 적용하고 있다. 진공중에서 불순물이나 오염을 방지할 수 있고, 고밀도용접으로 용입깊이도 0.1mm이내의 정밀도로 관리할 수 있다. 또한, 재생냉각구조를 가지는 노즐 내벽에 사용되는 Cu합금과 외벽에 사용되는 Ni기 초내열합금과의 이종재 용접등에도 적용되고 있다^{25,26)}. 그 외 Ti합금의 헬륨탱크, Al합금제의 분사기, 터보 펌프의 shaft등에도 전자빔용접이 행해지고 있다.

브레이징은 재생냉각구조로 된 노즐 스킨나 혼합기의 조립시 적용하고 있다²⁷⁾. 일반적으로 수소나 진공분위기에서 로중 브레이징이 적용되나, 브레이징 분위기의 청정도를 높이고 Ag, Cu, Mn 등 증기압이 높은 원소의 증발을 억제하기 위하여 진공중에서 고순도의 아르곤 가스를 불어 넣어 유량 및 로내압을 제어하는 방식을 택하기도 한다. 사용되는 삽입금속으로는 과거에는 Au, Pd계 삽입금속이 사용되어 왔으나, 근래에는 제작비용 절감 및 젖음성 향상을 위하여 Ag-(Cu)-Pd 삽입금속이 많이 사용된다. Fig. 9에는 대

표적으로 H-II 액체로켓에 장착되는 LE-5엔진의 외관과 노즐 스킨의 브레이징부 단면을 나타내었다. 여기서는 Ag-Pd계 삽입금속이 사용되었으며, 저압 아르곤가스 분위기중에서 브레이징되었다^{27~29)}.

그 외 대부분의 일반 부위에 대해서는 TIG 용접이 광범위하게 적용되고 있다. Ti 합금이 주로 사용되는 임펠러 및 turbo pump의 일부 부품에서는 확산접합을 적용해서 제작되고 있다.

5. 결 론

로켓에 사용되는 재료 및 용접·접합기술의 동향을 개략적으로 서술하였다. 전술한 바와 같이, 미래기술인 항공 및 우주개발의 전개는 재료기술이나 접합기술의 발전없이 말할 수 없으며, 보다 혁신적인 로켓기술개발을 실현시키기 위해서는 재료개발 및 용접·접합기술의 개발이 필연적이다.

21세기에 계획되고 있는 차세대 Space Shuttle이나 Space Plan은 지금까지의 레벨을 대폭 상회하는 열환경과 경량화 특성이 고려된 전혀 새로운 재료의 개발이 강력하게 요구되고 있다. 이를 달성하기 위해서는 사용환경특성이나 조건등을 고려한 최적재료의 개발/선택, 설계와의 조합, 기능의 복합화/경사화 및 제작기술의 개발등이 필요하다.

현재 미국, 일본 등의 기술선진국에서는 로켓의 성능향상 요청에 따라 고력용접용 Al-Li 합금의 개발이나, 용접법으로서 VPPAW(극성교환 플라즈마 용접법)등의 개발이 추진되고 있으며¹³⁾, 내열성이 좋고 비강도가 높은 경량합금 및 고강도 복합재료, 내열세라믹, 금속간화합물 등의 적용도 검토하고 있다^{1,15)}.

향후 대형화, 고성능화, 고효율화, 고속화등을 목표로 미래의 대형위성, 우주기지, 달 표면기지, 화성유인탐사 및 수송시스템으로서의 대형로켓이나 우주왕복선 등이 개발될 것으로 예상되며, 이에 따라 경량이면서 고온 혹은 극저온에 대한 내구성, 가공성, 성형성을 겸비한 새로운 재료의 개발 및 적용기술의 혁신이 기대되고 있다.

참 고 문 헌

1. 坂田 : 宇宙と材料, 日本材料科學會(1991)
2. D.L. Hallum : Aluminum GMAW Launches the Delta Rocket, Weld. Des. Fabr., 66-5(1993), p44
3. R.P. Jewett and J.A. Halchak : The Use of Alloy 718 in the Space Shuttle Main Engine, Superalloys 718, 625 Var. Deriv.(1991), p749

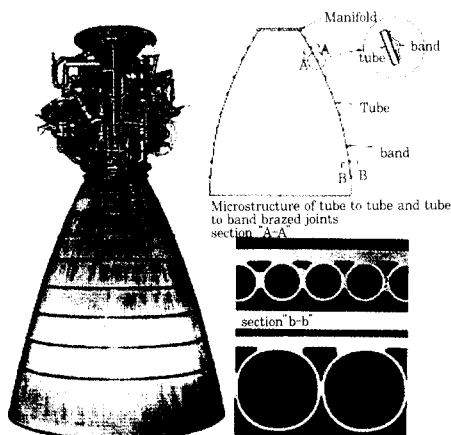


Fig. 9 Appearance of rocket engine and cross section of brazed nozzle skirt

4. 福島 : H-II 로켓1단엔진의開發-LE7 엔진과溶接技術, 溶接學會誌, 64-7(1995), p526
5. 岡, 宗野 : 航空宇宙産業の新たな展開, 溶接 學會誌, 59-1(1990)p47
6. W.A. Gaubatz : Single Stage Rocket Technology, IAF-92-0854(1992)
7. 홍용식 : 우주추진공학, 청문각(1994)
8. 五代 : 大型ロケットと宇宙ステーション開發, 第 15回白石記念講座, 日本鐵鋼協會(1988)
9. NASDA : 로켓과 로켓엔진について, 宇宙開發workshop(1999)
10. 조용호외 : 추력 400lb급 액체로켓엔진의 성능시험, 한국추진공학회 추계학술대회논문집(1996), p209
11. 한국항공우주연구소 : 인공위성 궤도조종용 추진기관의 제작 및 시험연구, 기술보고서(1996)
12. Jane : Jane's Space Directory, Phillip Clark(1997)
13. 清藤 : 로켓における材料と接合, 溶接學會誌, 62-8(1993), p630
14. B.N. Agrawal : Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall, N.J.(1986)
15. 森野 : 宇宙往還機における材料と接合, 溶接學會誌, 62-8(1993), p617
16. 井上 : 로켓材料と加工に関する最近の進歩, 日本金屬學會會報, 23-11(1984).P891
17. J.R. Lewis : Metal Progress, March(1985)
18. 大村, 宮本 : 宇宙機器における溶接・接合技術の現状, 航空宇宙研究委員會(1996), SCW-29-96
19. 清藤 : 輕金屬溶接, 21-5(1983), p1
20. D.Gutow and M.Smith : Sensors guide shuttle welding, Weld. Des. Fabr., 63-5(1990), p27
21. A.Cullison : Modernization Program Features Unique GTA Welding Operation, Wel. J., 69-12(1990), p53
22. K.Yonesawa : Welding of Titanium and Titanium Alloys, Weld. Res. Abroad, 34-11(1988), p20
23. V.J. Jusionis : Utilizing Cyber Based Processes, Tech. Pap. Soc. Manuf. Eng., MF-85-397(1985)
24. 坂本: 溶接技術, 37-11(1989), p87
25. G. Holmqvist : Investigation of Eletron Beam Welding in Haynes 25 for Combustion Chambers for Rockets, Weld. Prop.(1984), p308
26. A. Szabo : Electron Beam Welding of Launch Vehicles, Proc. Conf. Laser Electron Beam Weld. Cutt. Surf. Treat. State Art(1991), p88
27. 藤原 : 航空宇宙機エンジンにおける溶接施工, 溶接學會誌, 69-3(2000), p189
28. 片山, 大村 : 航空宇宙産業におけるろう付技術, 溶接學會誌, 61-4(1992), p313
29. A. Sakamoto : Wetting in vacuum-inert gas partial pressure atmosphere brazing, Welding Journal, 62(1983), p273S



- 김대업(金大業)
- 1965년생
- 현대MOBIS(주) 기술연구소
- 철강 및 비철재료 확산접합, 용접야금
- e-mail : aeupkim@mobis.co.kr



- 조용호(曹湧鎬)
- 1965년생
- 현대MOBIS(주) 기술연구소
- 로켓엔진 설계, 분무연소특성
- e-mail : yhcho@mobis.co.kr



- 김영수(金永洙)
- 1961년생
- 현대MOBIS(주) 기술연구소
- 열유체공학, 분무연소 추진
- e-mail : yskim2@mobis.co.kr



- 우유철(禹惟哲)
- 1957년생
- 현대MOBIS(주) 기술연구소
- 로켓엔진개발
- e-mail : ycwoo@mobis.co.kr



- 노용규(蘆容圭)
- 1954년생
- 현대MOBIS(주) 기술연구소
- 로켓시스템 설계, 유도제어
- e-mail : ykroh@mobis.co.kr