

# 우주기술의 진흥

—일본의 우주산업 (2)—

## 개발의 2원체제

일본의 우주개발은 전회에서 개요를 설명한 바와 같이 1955년 동경대학 생산기술연구소의 펜슬 로켓 실험에서 시작되었다.

그후, 동경대학의 관측로켓은 베이비 로켓을 거쳐 K 로켓 및 L로켓 시리즈로 이어지게 되었다. L로켓 및 M 로켓에 이르면 단순하게 관측로켓이 아니라 인공위성의 발사도 가능하기 때문에 동경대학에서는 과학위성의 발사까지 계획하게 되었다.

한편, 1956년에 발족한 과학기술청에서도 실용위성발 사용의 액체로켓을 개발할 목적으로 로켓엔진의 연구를 추진하여 1963년에 니이지마섬에서 소형 액체로켓의 발사실험을 개시한 바 있다.

세계의 우주개발은 1957년 10월, 구 소련에 의한 인류 최초의 인공위성 「스푸트니크」의 발사성공에 이어, 그후 미소 양대국의 우주개발 경쟁시대에 돌입했다. 동시에 기상위성이나 통신위성등 우주의 실용 가능성이 보이기 시작함에 따라 일본에서도 실용위성의 발사와 여기에 따른 국가로서의 우주개발체제의 확립을 서두를 필요가 생겼다. 이에 따라 1960년 5월에 우주개발심의회가 발족되어 동경대학과 과학기술청의 우주개발계획에 대한 조정심의를 맡게 되었다.

1964년 2월 우주개발심의회 의 건의에 따라 우주개발에 관한 핵심적 실시기관으로서 과학기술청에 우주개발 추진본부와 대학의 공동이용연구소로서 동경대학 우주항공연구소가 설립되었다. 1966년 8월에는 우주개발심의회가 내각총리에게 「인공위성발사와 그 이용에 관한 장기계획」이라는 건의서를 제출하고 일본도 자력으로 인공위성을 발사한다는 것을 공식으로 선언했다.

1968년 8월, 우주개발에 관한 국가시책의 총괄적이며 계획적인 운영의 시행을 목적으로 하여 새로이 총리실에 우주개발위원회가 설치되었다. 1969년 10월에는 과학기술청 우주개발추진본부가 발전적으로 해소되었으며 우주성 전파연구소의 위성개발부서와 합하여 우주개발사업단이 설립되었다. 이리하여 일본의 우주개발은 동경대학 우주항공연구소(1981년 4월, 문부성 우주과학연구소에 이관)와 우주개발사업단의 두 기관이 각각 과학분야를 분담하여 추진한다라는 세계에 예가 없는 2원체제로 추진하기로 되었으며 그 조정역할은 우주개발위원회에서 하고 있다.

## 독자 기술 진흥

일본의 우주개발은 특히 실이용분야에 있어 조기에 실용위성 발사기술을 확립하기 위해 미국으로부터의 기술도입을 도모하여 N-I 및 N-II 계획을 추진하고 있었으나, 1978년 3월에 우주개발위원회가 제정한 「우주개발정책대강」에 의해 국산우주기술의 확보를 도모하는 것을 결정했다. 이에 의하면 우주기술분야에 있어서 일본은 지금까지 후진국으로서 다분히 선진국에 의존하였으며 그 커다란 영향력하에 추진해 왔다.

그러나 금후 일본의 우주개발에 있어서는 광범하고 다양한 우주개발활동을 정확하고 자재롭게 전개할 수 있도록 고도의 기술력을 유지해 나갈 것을 정하고 있다.

이런 「우주개발정책대강」의 방향설정에 따라 N-I 계획이 개시되었다. N-I 계획의 주요한 부분이 N-I 로켓의 개발이며 쏘아올리는 능력의 향상과 함께 로켓기술 중 중요한 것에 대해서는 독자적인 기술로 하는 일이다. 그 중심은 액체산소와 액체수소를 추진약으로 하는 제2

단 로켓, 관성유도장치 및 제3단 고체로켓의 신규 국내 개발등이었다.

N-I 로켓은 1986년 8월부터 1992년 2월 사이에 합계 9기가 성공리에 발사되어 국내에서 개발된 시스템의 기능, 성능이 실증되었다. 또 N-I 계획에서는 550kg급의 3축 자세제어의 정지위성이라든가 본격적인 지구관측위성등도 자주적으로 개발되었다.

N-I 계획에서 발표된 기술은 N-II 계획에 인계되었다. 1984년 3월에 개정된 우주개발정책대강에 있어 1990년대의 2등급 정지위성 발사능력을 가진 N-II 로켓을 완전한 국내기술만으로 개발하기로 결정을 보았다. 또 2톤급의 정지위성인 기술시험위성 IV형도 완전한 국산위성이며, 이것이 완성되면 N-II 로켓과 함께 국제적으로도 최첨단의 기술을 일본이 확보하는 것이 된다.

우주환경 이용분야에 있어서도 일본은 1979년부터 소형로켓에 의한 미소 중력실험 시스템의 개발과 운용을 독자로 실시하고 있으며, 그 성과는 1992년 9월에 스페이스 셔틀에 탑재하여 실시하는 「제1차재료실험」(FMPT)에 연결되어 있다. 또 현재 개발중인 우주스테이션에 부착시키는 일본의 실험모듈에도 로켓 및 인공위성의 개발에서 축적된 국내기술이 활용됨과 동시에 새로운 기술이 개발되는 것이 된다.

## 요소기술의 발전

분항에서는 전후 일본의 고체로켓의 개발에 크게 기여한 요소기술의 진전에 대해서 살펴보기로 한다.

### 추진제

전후 최초로 개발된 펜슬로켓의 추진약은 더블베이스였다. 전쟁전부터 총포의 발사약으로서 사용되고 제조기술이나 설비가 이용되었기 때문에 발사시에 사용되어 왔으나, 대형화가 곤란하며 대형화를 가능하게 하기 위한 연구가 초기부터 실시되고 있었다.

미국에서 과염소산 암모늄을 산화제로 하는 신형추진

약을 극비로 연구하고 있는 것 같다는 정보를 기초로 독자적으로 연구하여 펜슬로켓 발사후 불과 3년뒤인 1958년 3월에 실용기를 비행시키고 있었다. 그 기술은 K-6형 로켓에 사용되어 고도 60km에 도달했다.

컴포지트 추진제는 가루상태의 산화제를 연료이면서 점결제이기도 한 액상고무로 굳어진 물질이다. 점결제는 폴리에스테르에서 폴리설페이트, 폴리우레탄으로 진전하고, 다시 알미늄 분말을 첨가하여 고성능화한 추진약이 1962년의 K-8L형로켓에 처음으로 사용되었다. 폴리우레탄계 추진약은 추진성능, 물리적 강도, 원재료코스트등 뛰어난 특징을 가지고 있었기 때문에 장래 대형화라든가 고성능화에 대비하여 직접 장전하는 연구가 실시되었으나 실패로 끝나고 말았다. 직접 장전하는 것은 폴리부타디엔을 사용함으로써 실현되었다. 1965년의 K-10S형의 3단등근형태의 모터에 채택되었으며 그후 등근형과 등근형에 가까운 일체형 케이스를 채택하고 있는 고성능 상단모터로부터 차례차례로 채택되어 현재는 대부분이 폴리부타디엔계 추진약이 직전법으로 제조되고 있다.

극한의 고성능에서 저연속이 요구되는 H-I 로켓 아포지 모터나 킥모터에는 알루미늄분말에 고성능폭약(HMX)을 첨가한 세계 최고수준의 추진성능의 추진약을 실현하고 있다.

### 모터 케이스

모터 케이스는 강관이나 알루미늄관의 단말에 나사를 끼우게 가공한 것이 초기에는 사용되었다. 대형화나 경량화에 난점이 있으며 1960년 K-8형 로켓으로 고향장력 강관의 용접법에 의한 케이스가 실현되어 대형화의 실마리가 풀렸다. K-8형에 사용된 강관은 NT-85였으나 현재는 NT210이 M-8S II 형의 1단, 2단 모터에 사용되고 있다. 최신개발의 H-II SRB에서는 NT-150과 약간 강도가 낮은 재료를 채택하고 있다.

하단의 부스터의 경우에는 경량화에 의한 위성발사증가의 효과가 둔할 뿐이며 코스트의 증가가 커짐으로 성

능과 코스트를 무시한 결과다.

상단 모터는 경량화에 의한 발사능력의 증가 효과가 큰데 비해서는 작은 부위임으로 고가의 재료를 사용하더라도 코스트 증가가 작기때문에 경량화에 효과가 있는 티타늄합금이 많이 사용되고 있다. 티타늄합금은 성형성이 나빠 그 해결책으로서 L-4S, M-4S로켓의 4단모터에서는 폭발성형품이 사용되었으나 치수 재현성이 나쁘고 내용적 변동이 모터성능의 변동을 이르게 케도정도가 정해지지 않는 것이 결점이었다. 그때문에 열간단조나 열간프레스로 두꺼운 소재를 만들고 반구를 절삭 성형한 후 용접하는 방법으로 변경하게 됨에 따라 안정된 모터를 실현할 수가 있어 M-3C로켓 이후의 케도정밀도의 향상에 기여하고 있다.

FRP 케이스는 관측로켓용으로 1960년대에 시도되었으나 강성부족등으로 실패하였으며 실용화된 것은 1978년 M-3H-3호기의 위성케두투입용 소형모터가 최초였다. 현재 실적은 아직도 적으나 카본섬유, 게블러섬유의 강도향상과 설계, 제조의 기술진보에 의해 경량이며 저코스트의 케이스 실현이 예상되기 때문에 금후 사용이 증가할 것으로 생각된다.

## 노즐

콤포지트 추진약을 채택할 때까지는 연소 온도도 낮고, 연소시간도 짧기 때문에 노즐에 대한 열부하도 작고, 내열강제나 그 위에 세라믹 코팅을 한 구조로 충분했었다. 1958년 콤포지트 추진약이 처음으로 사용된 K-8형에서 슬로트 재료에 글라파이트가 처음으로 사용되어 1962년 K-8L형에서 이그짓콘에 FRP라이너가 처음으로 사용되었다.

글라파이트의 강도나 밀도의 향상, 그리고 FRP섬유를 유리에서 실리카 유리로 다시 카본으로 개량되고 있으나 현재로는 대부분의 노즐은 글라파이트·슬로트와 FRP라이너의 구조이다. 1987년에 첫 비상한 N-I로켓의 아포지모터에는 슬로트재에 3D-C/C, 이그짓콘에 2D-C/C재를 사용하여 큰폭으로 경량화를 달성하고 있다.

## 추력제어

고체로켓에서 추력규모의 제어는 설계단계에서 계획된다. 추력의 방어제어는 JVC로 약칭되며 여러가지 방법이 있으나 일본에서는 2차분사 JVC와 가동노즐 JVC가 실용에 제공되고 있다. 전자는 M-3로켓 1단, 2단에 후자는, M-3SⅡ의 보조 부스터 및 현재 H-ⅡSRB에 사용되고 있다.

## 소재기술

로켓은 그것을 구성하는 재료기술의 진전과 크게 관계되며 그 성능을 향상시켜 왔다.

### 액체로켓 기체의 재료

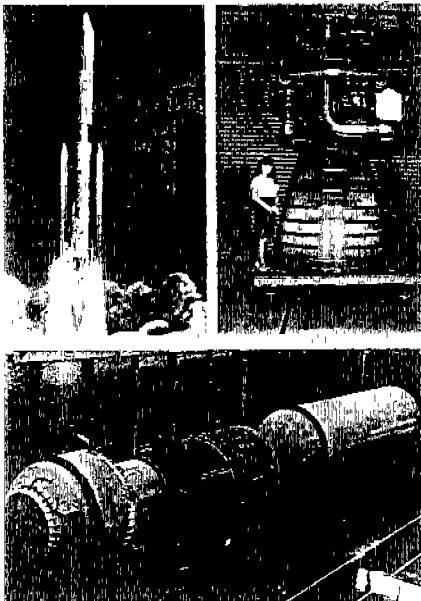
근대로켓의 원형인 독일의 V-2호는 외각구조안에 추진약 탱크를 수납하는 형태가 취해졌고 재료는 모두 강철이었다. 추진약 탱크는 발사시 전비중량의 90%를 점하는 액체추진약을 넣는 압력용기인 동시에 비행시의 가속도 및 공기저항에 견뎌내야 하며 기체구성품 질량의 태반을 차지하는 점에서 경량화가 요구되어 추진약 탱크 자체가 외각구조를 겸하게 되었다. 또 섭시 마이너스 253도의 극저온 영대수소사용에 따른 저온 취약성의 문제와도 관계되어 오늘날은 강철에 대체하여 용접가능한 알루미늄합금이 추진약 탱크용 재료로서 주류가 되어가고 있다.

추진약 탱크용 알루미늄 합금으로서 미국에서는 초기에 6061합금, 2014합금등이 사용되었으며 일본에 있어서도 N-I로켓 제2단탱크에 2014합금이 채택되었으나 이 합금은 응력부하 하에서 부식균열이 생기기 쉬운 결점이 있었다. 그후의 N-Ⅱ, H-I, H-Ⅱ로켓 또는 미국의 새턴이나 스페이스 셔틀에서는 응력부식 균열의 감수성을 보다 개선한 2219합금으로 변경되어 오늘날에 이르고 있다. 장래의 추진약 탱크용 재료로서는 더욱 비강도나 강성이 높은 알루미늄 리튬 합금등의 사용으로 진행해갈 것으로 생각된다.

한편, 단간구조는 항공기와 같이 2024, 7975등의 고력 알루미늄합금의 사용이 많다. 항공기와 다른 점은 피로 강도의 배려가 필요하지 않는 점과 비강도보다도 비강성이 증시되는 점이다. 특히 경량화가 필요한 상단 단사이의 구조에는 고력 알루미늄합금에 대신하여 수지계복합재료(FRP)가 많이 채택되고 있다.

복합재료에 대해서는 단사이의 구조 이외에도 위성 페어링이나 위성분리부 구조등에도 적용이 추진되어가고 있다. 유리섬유(GFRP), 케블러섬유(KFRP), 탄소섬유(CFRP), 카본·카본(C/C)등이 있으나, 가장 많이 쓰여지고 있는 것은 비강도, 비강성이 높고 진동감쇠특성이나 극저온에서의 안정성에도 뛰어난 CFRP로서 장래는 더욱더 그 적용이 확대해 나갈 것으로 생각된다.

기축기동 고압용기는 Ti-6Al-4V나 Ti-5Al-2.5Sm등의 티타늄합금이 주로 쓰여지고 있으며 극저온용에 대해서는 인성의 점에서 불순물원소가 적은 ELI그레이트의 것이 주로 사용되고 있다.



上 좌 : H-1로켓 발사장면, 우 : 액체로켓 엔진  
 下 : 1단, 2단 로켓의 액체 연료탱크 모양

극저온의 액체산소, 액체수소 탱크 외면의 단열재로서는 H-I에서는 폴리우레탄폼이, H-II에서는 보다

내열성이 뛰어나 연속 흡착 발포도 가능한 폴리이소시아누레이드 폼이 각각 사용되고 있다.

### 엔진, 고체로켓, 장래우주기의 재료

액체로켓 엔진은 항공기용 가스터빈에 비해 극히 단 시간에 섭시 3000도이상의 연소온도로 최대 출력운전을 한다는 특징이 있고, 재료적으로도 피로나 크립강도보다 내열충격특성등이 특히 중요하게 된다. 그위에 수백본의 관을 묶어 그 관내에 연료를 통해 연소실을 냉각하는 강제냉각구조도 채택되기 때문에 이런 재료로서 뛰어난 내열성이나 열전도성도 요구된다. 이 때문에 잉코넬718등의 니켈합금이나 기타 초합금, 스테인리스강, 고력티타늄합금, 고열전도성동합금등이 주요재료로서 많이 쓰여지고 있으며 또 오늘날의 액체수소 엔진에서는 내수소취약성에 대한 기술요구등도 배려하여 사용재료의 선정이 실시되고 있다.

연소실은 추진약 수납용기 및 연소시의 압력용기로서 또는 비상체로서의 강도, 강성을 가질 필요가 있으나 상단 엔진은 내압이 주하중이 되며, 하단엔진은 여기에 더하여 공기층을 비행하기 때문에 곡하중도 받아 이때문에 전자는 티타늄합금과 유리섬유 또는 알라미드섬유강화의 FRP가, 후자는 말루에징강과 저합금강등의 고장력강이 각 연소실용 재료로서 많이 사용되고 있다.

노즐은 섭시 약 1700도의 고온고압연소가스를 노즐을 통해 초음속 흐름으로 팽창시켜 추진력을 발생시키는 것으로서 슬로드부는 열과 마찰에 견디기 위해 고밀도 글라파이트나 글라파이트섬유강화 FRP등이 또 끝넓이부는 유리, 카본, 글라파이트섬유등으로 강화된 페놀수지등의 FRP아프레션재가 많이 사용되고 있다. 또 최근에는 극히 내열성이 높은 카본, 카본복합재도 사용되며 노즐구조의 경량화가 한층 더해가고 있다.

연소실과 추진약 사이의 라이너로서는 내열성이 있는 내오프렌 고무나 아스페스트가 들어있는 질화고무가 주요한 재료로서 사용되어 오고 있다.