

日本이 開發한 新型

M-3S型로켓 및

人工衛星 MS-T4 (上)

朴 禧 善
〈工博·国民大教授

前·東京大 宇宙航空研究所招聘教授〉

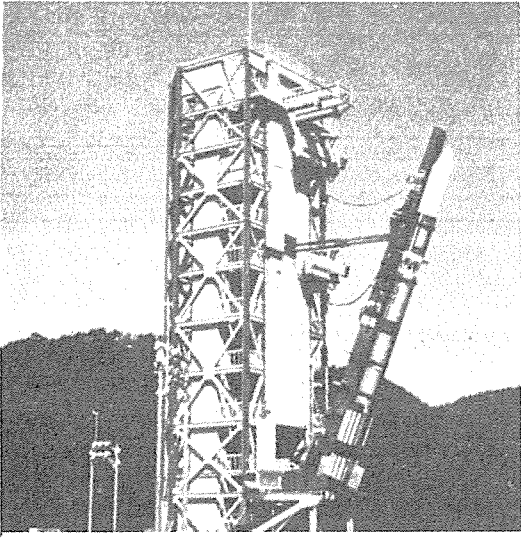
1. 序 論

1980년 2월 1 일 오전 9 시40분, 日本東京大学 宇宙航空研究所팀은 日本最南端에 위치한 九州 鹿兒島의 内之浦 宇宙空間觀測所로부터 科学衛星 “MS-T4”를 적재한 新型의 M(뮤)-3S型 로켓 1호기를 발사하고 발사후 9분31초만에 衛星을 軌道에 올리는데 성공하였다. 이 위성은 近地点高度 519.6km, 遠地点高度 608.0km의 円에 가까운 軌道를 1시간36분마다 1주한다.

M-3S型 로켓은 M-3H型로켓에 이어 同研究所가 科学衛星發射用으로 개발한 3段式 固体燃料로켓으로 제 1 단에도 TVC장치와 固体모-타型 로-러制御裝置에 의한 誘導制御施設을 갖추고 있는것이 M-3H型과 相異한 점이다. 이 로켓의 크기는 제 1 단이 23.8m, 제 2 단이 8.9 m, 3 단이 2.5m, 직경 1.41m이고, 1 단로켓에는 8本の 부-스터(길이5.8m, 직경31cm)가 장치되어 있다. 발사시의 총중량은 49.5cm, 推進藥重量29.8ton으로 推力은 補助부-스터를 합쳐서 240ton이다. 금번 이 M-3S-1号機에 의하여 발사된 工学試驗用衛星 “MS-T4”는 M-3S-1号機의 飛行性能확인 및 M-3S형으로 발사를 계획하고 있는 제 7 호 이후의 科学衛星에 필요한 衛星技術에 관한 諸試驗을 軌道상에서 실시하는것을 목적으로 하고있다.

衛星本体는 무게 185kg로 對面距離 92.8cm, 높이 81.5cm의 8角柱狀으로 軌道상에서는 2双(4枚)의 太陽電地파널을 展開시킨다. 이 위성은 “단세이 4号”라고 命名하고 NASA는 國際標識番号를 “1980-015A”로 부쳤다.

東京大学 宇宙航空研究所는 앞으로 3개의 과학위성 즉 M-3S-2형로켓에 의하여 ASTRO-A(1981), M-3S-3형 로켓에 의하여 ASTRO-B(1982), 그리고 M-3S-4형로켓에 의하여 EXOS-C(1983-地球周邊科学觀測)를 발사한후 1986년 하-레慧星이 地球最近接点에 도달함을 이용하여 세계에서 처음으로 하-레慧星衛星을 발사할 계획이다. 이것은 도달시간이 약10개월이 걸림으로 발사는 1985년으로 예정하고 있다.



M(뮤-)로켓 시리즈의 개발은 上段으로부터 순차로 제어능력을 부착하여가는 방식으로 수행되어 왔다. 1971년에 제 1 호科学衛星을 발사한 4 단식 고체로켓 M-4S형에는 最終段의 발사방향을 制御하는 사이드젯트장치가 3~4단 간에 부착되었을 뿐이나, 1974년에는 이것을 개량하여 3단으로한 M-3C형이 개발되어, 제 2 단 TVC장치와 사이드젯트장치에 의하여 제 2 단의 飛行制御가 가능하게 되었다.

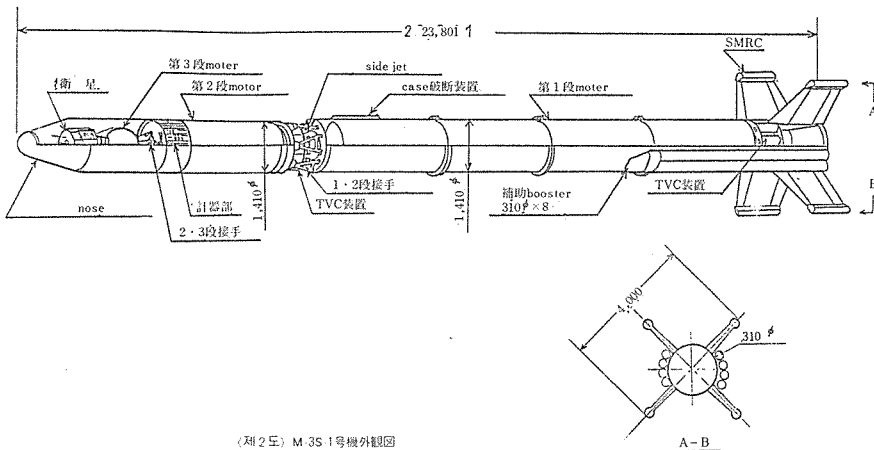
1977년에 처음으로 발사한 M-3H형은 제 1 단을 1 세그먼트 증강하고, 발사능력을 획기적으

로 습한 것이다. 그러나, M-3S형에는 이 M-3H형의 제 1 단에 TVC(推進方向制御) 장치를 부착하여, 제 1 단으로부터의 飛行制御를 가능하게 한것으로 따라서, 制御能力을 일단계 전진시킴으로서, 실로 이것은 제 4 세대의 M로켓이라고 부를수 있다. 제 1 표에 M-3S-1호기의 주요한 諸元을, 그리고 제 2 圖에 M-3S-1호기 外觀說明圖를 밝혔다.

	1 段	2 段	3 段
全 長(m)	23.80	8.90	2.50
直 徑(m)	1.41	1.41	1.14
各段点火時重量(t)	45.4 4.1(SB) 49.5	11.1	1.246 0.185(SA) 1.431
推進藥重量(t)	27.1 4.7(SB) 29.8	7.22	1.08
平均 推力(t)	114 109 (SB) 223	36.4	6.82
燃燒時間(sec)	70 7.7(SB)	72	53

(제 1 표)

(1) 제 1 단; 제 1 단은 M-13모-터(固体로켓), 尾翼附着筒, TVC장치와 SMRC(가스젯트에 의한 姿勢制御)장치, 第 1 段計器類 및 8 本の 부



(제 2 도) M-3S-1호기外觀圖

로 향상시킨 것이었으나, 제 2 단보다 上段은 기본적으로는 M-3C형과 동일하고, 飛行制御의 점에서는 원리적으로 M-3C형의 그것을 답

스터로 성립된다.

M-13 모-터는 직경1.41m, 길이14.9m로서, 4 개의 세그먼트로 구성되고, 폴리프타젠系推進

藥의 直填方式이다. 평균推力은 114ton이고, 燃燒시간은 70초이다. 모-터 케이스는 Maraging 鋼板溶接構造이다(Maraging鋼의 破壞에 관한 연구 - 國際學術論文發表大會에서 筆者 발표 - 英國 런던 大學 - 1976年 12月).

補助부-스터는 중전과 같으며 直徑310mm, 길이 5.8m의 모-터로, 두개씩 4組로 하여 제 1 단에 부착시킨다. 1次의 平均推力은 13.6ton, 燃燒시간은 7.7초이다. 연소終了後에 로켓本體에서 분리, 脫하시킨다.

TVC장치는 M-13모-터의 노즐周邊에, 또 SMRC장치는 尾翼의 先端에 각각 설치되고 있다. 그리고 이들 장치에 관계되는 제 1 단 制御電子裝置 및 計測器類, 테레메-터로 제 1 단노즐 주변에 부착되고 있다.

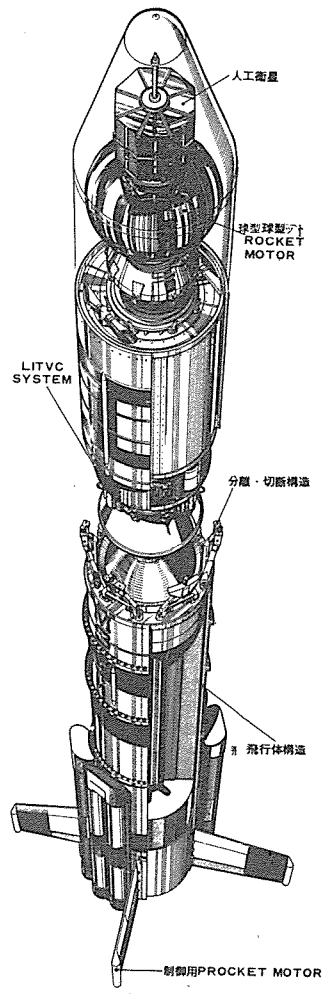
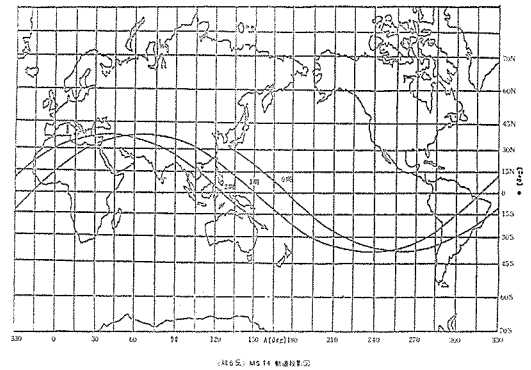
이와같이 尾翼筒내부에 각종장치를 설치하는 편의상 M-3S형에서는 M-3H형에 비하여 尾翼筒外徑치수가 약간 크게되고, 모-터의 尾翼附着部形狀이 변경되어 있다.

(2) 제 2 단; 제 2 단은 M-22모-터, 1~2段接手, TVC장치와 사이트젯트장치, 姿勢基準部를 품는 姿勢制御裝置, 計器部 및 2~3段接手로 구성되고 있다. M-22모-터는 M-3H형의 제 2 단과 동일하며, 직경 1.41m, 길이 4.90m로서 平均推力은 36.4ton, 연소시간은 72초로서 포리 프타젠系推進藥 7.2ton을 직진하고 있다.

計器部는 Al合金의 円筒型骨組와 카-본 FRP 表皮 하네캠샌드위치 円板으로 되고, 中央에 자세기준장치를 포함한 姿勢制御裝置가, 또 周邊部에는 테레메-터送信機, 命令受信機, 레-더트랜스포터, 타이머-릴 機體計測器 등이 배치되고 있다. TVC젯트裝置와 사이드젯트裝置는 M-22 모-터의 노즐주변에 제 3圖와 같이 설치되고 있다.

M-3S형에서는 M-3H형까지의 실적을 가미하고, 프레온 및 過酸化水素의 塔載量을 半減하였기 때문에 이部分이 小型輕量化되고, 모두 노즐後部に 부착되고 있다.

(3) 제 3 단; 제 3 단은 M-3A모-터, 2~3段接手, 3段衛星接手로 구성되고 있으며, 전체가 노



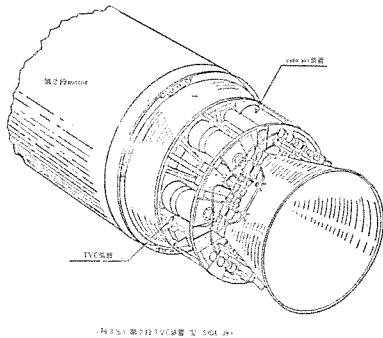
<제 4 도> M(유) 3S型 로켓

-스페이링에 의하여 싸여지고 있다. M-3 A motor는 직경1.14m의 球形으로서, 1.08ton의 포리프타젠系推進藥이 直填되고 있다. 平均推力은 6.82ton, 연소시간은 53초로, 케이스는 티타늄合金이다(Fracture toughness of Ti-6Al-4V Alloys determined by ASTM Standard and AE Method-第4次 國際티타늄金屬學術發表大會에서 筆者發表 - 日本京都(1980년 5월) 제4圖는 M-3S-1号機의 内部構造模式圖이다.

3. M-3S-1号機의 飛行徑路

M-3S-1号機의 비행경로를 제5圖에 圖示했다. 발사는 基準上下角 71°, 方位角 117°에서 行하여졌다. 제1단 모터와 보조 부스터와는 동시에 점화되고, 亂차레일에 따라서 약10m滑走한후 발진한다. 補助부스터는 7.7초 연소하며, 발사후 약9.0초에서 분리된다.

제1단은 尾翼 및 姿勢制御에 의하여 안정이 유지되고, 70초간 연소한 후 84초에 분리된다.



제1단의 TVC에 의한 制御는 발사후 6초로부터 20초까지 및 40초부터 65초까지의 사이에 前期와 後期에 나누어 각각 프로그램에 따라서 珮치요-制御가 行하여진다. 또 SMRC에 의한 珮치요-制御는 발사후 4초부터 80초간에 行하여진다.

제2단은 86초로부터 158초까지 연소하나, 이 사이에 TVC에 의한 프로그램에 따른 珮치요-制御와 사이드젯트에 의한 珮치요-制御가 行하여진다.

TVC에 의한 제어는 150초까지 行하여지고, 그후는 사이드젯트가 切換되어 3軸制御를 行하고, 제3단 발사방향으로 機體軸을 향하게한다. 노-스페이링은 162초만에 開頭하여 絶단된다. 발사후 231초에 姿勢制御를 마친후 사이드젯트에 의한 制御모드를 다시 변경하여 機體에 먼저 0.5rps의 스핀을 주고, 다음 스핀모터에 의하여 스핀을 2rps까지 가속한다.

제3단은 제2단 分斷 5초후에 點화되고 53초간 연소한다. 제2단 제어의 기간내에 비행중에서 發生하는 軌道分散을 補正하여 最終達成 軌道가 目標軌道로부터의 오차를 극소로 하기 위하여, 다음과 같이 地上으로부터의 電波指令을 行한다. (a) 제1단 珮치요-姿勢基準角 (b) 제2단 珮치요-姿勢基準角 (c) 제3단 點火時刻 및 제3단 發射方向의 각각에 대하여 設定値를 수정하는 조작이 行하여진다. 만일 지령이 行하여지지 않을때에는 백업으로 塔載한 타이머에 의하여 449초때에 제3단에 點화시킨다.

제3단 모터는 53초간 연소하고 點화후 110초에 위성으로부터 분리된다. 분리후 5초에서 요-테스피너가 解離하고, 그결과 發生한 珮치요-力으로 殘留推力에 의한 衛星에의 追突을 방지한다. 제6圖에 軌道投影圖를 그렸다.

(다음호에 계속)

