

# 大氣火箭之原理與應用

王 仁 焯 博 士

## 一、大氣研究上之漏洞

一般科學研究可分五個步驟，即：

1. 觀測或測量 ( Observation or Measurements )。
2. 彙資及通訊 ( Data Collection and Communication )。
3. 評估與分析 ( Evaluation and Analysis )。
4. 解釋和歸納 ( Interpretation and Conclusion )。
5. 結論之發表 ( Presentation of Findings )。

應用以上之步驟在大氣科學研究上時，我們就發現有三大問題：

1. 儀器偵測之漏洞：即時與空觀測上之問題。
2. 大氣環流認識之漏洞：即大氣模型完整之問題。
3. 大氣與邊界交感認識之漏洞：即綜合環境研究之問題。

本文在直接解決第一個問題上的一部份，就是利用火箭探測來彌補儀器偵測上之漏洞，而間接對研究後二個問題供給必需之參考資料。

在時與空觀測上除了儀器標準化、精確度、靈敏度、系統化、遙測化等等問題外，而對於近地邊界層、平流層及中氣層均缺乏探測，使用火箭即可增強以上各層大氣之情報，本文旨在報導火箭之性能、原理及其應用於氣象之預告及控制。

## 二、火箭發射之原則

目前我們在使用兩種火箭，叫做氣象火箭 (

Metrocket) 和大氣火箭 ( Sounding Rocket )，前者為探測 20 至 70 公里全射程；後者為 30 至 300 公里全射程，火箭系統包括地面和高空兩種設備：

A、地面設備方面：有發射器 ( Launcher )、標槍飛彈 ( Dart)、雷送接收機 ( Radiosonde Receiver) 及雷達接收機 ( Radar Equipment) 等四種，其發射之實施程序如后：( 見圖 1 及 2 )

1. 上昇程序 ( The Ascending Sequence ) 第一程序為放置飛彈在發射器上之螺旋滑軌 ( Helical Rail) 中，在開始發射之兩三秒鐘後，飛彈即可達到一個半公里高空，該時火箭之助昇器 ( Booster ) 即全部燒燬、分離、下墜。第二程序為飛彈因受強大的動量繼續上昇，在兩三分鐘後可達

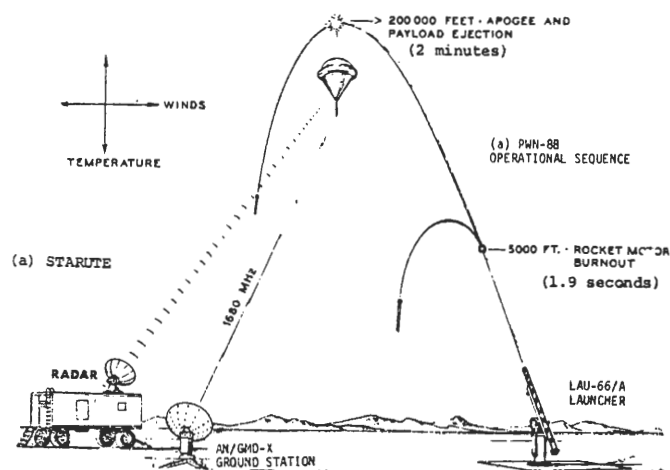


圖 1 氣象火箭發射程序之一

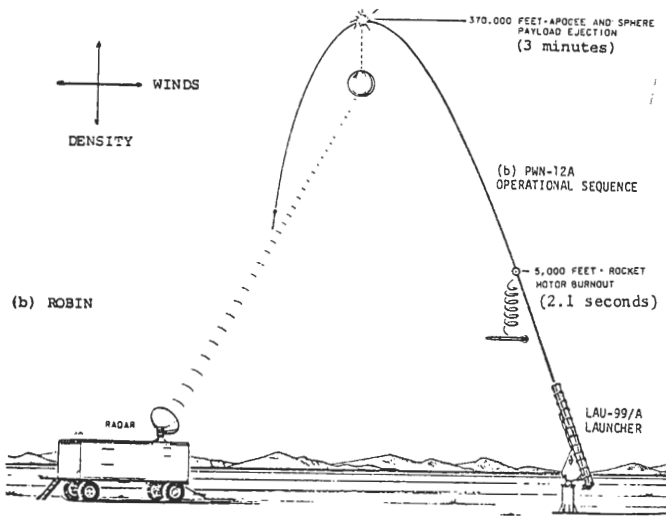


圖 2 氣象火箭發射程序之二

70 公里高度，彼時飛彈中的降落傘即時展開，攜帶探測儀器緩慢下降，而飛彈身 ( Dart Body) 亦即下墜。

2 下降程序 ( The Descending Sequence ) 在降落傘下降中之 15 至 30 分鐘中 ( 即降落 70 至 20 公里內 ) 地面的探測接收機開始接收高空氣溫之情報，而地面上之 AN/FPS 雷達亦同時探測降落傘的位置；由其位置的變動，便可決定高空的風向與風速。

B、高空設備方面：則有兩種降落傘，即火箭氣球傘 ( Rocket Balloon Instrument, ROBIN ) 及火箭穩定傘 ( Stabilization And Retardation Parachute, STARUTE )。( 見圖 3 及 4 ) 前者為一公尺直徑的鋁化美拉反射球 ( Aluminized Mylar Corner Reflector ) 專供高空風向、速的目標，後者為 4 平方公尺方形的降落傘，可供氣溫及風向、速的測量，氣溫的感應片則為珠型熱阻片 ( Bead Thermistor )，經過十餘年克苦的研究，火箭專家才能得到今日可靠的防輻射熱的屏蔽 ( Radiation Shield )，因此氣溫之觀測才能準確。至於大氣壓力及大氣密度之測定則由流體靜力方程 ( Hydrostatic Equation ) 及狀態方程 ( Equation of State ) 來決定之。

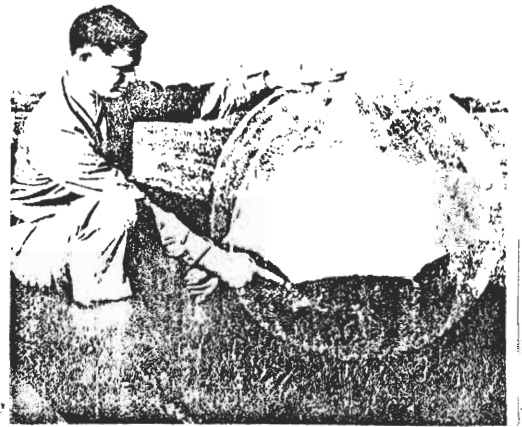


圖 3 火箭氣球傘

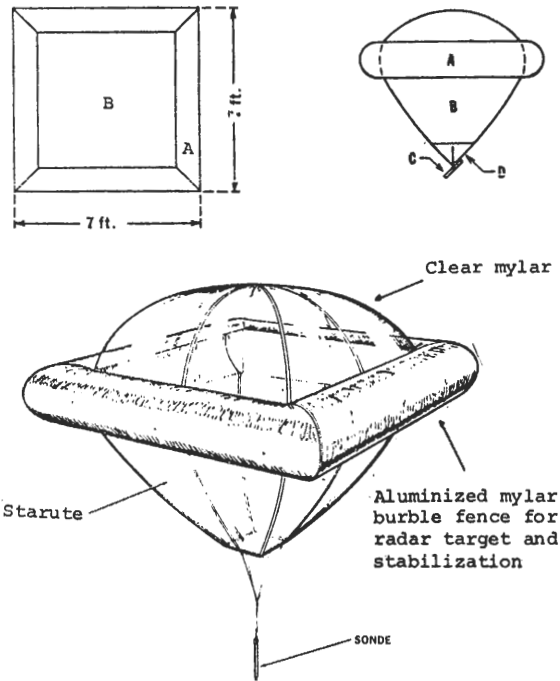


圖 4 火箭穩定傘

### 三、高空火箭之系統

此系統包括(a)固態推進劑 ( Solid Propellant )；(b)火箭馬達及標槍 ( Rocket Motor and Dart ) 及(c)火箭探測器 ( Rocketsonde )。( 見圖 5 )

May 1980  
Electric plug  
connector

王仁焯 博士

87

A. ROCKET MOTOR  
SR71-AD-1

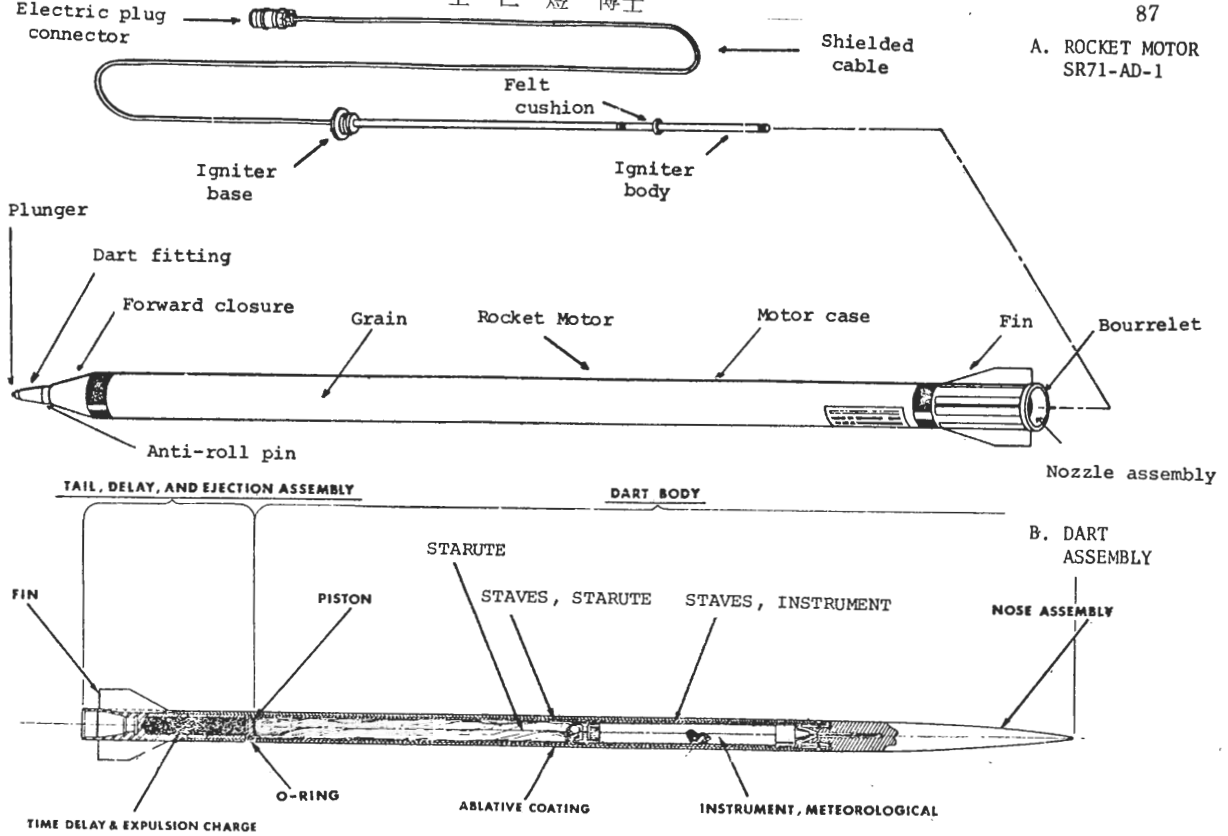


圖 5 標槍飛彈構造之說明

雖然火箭的推進劑有固體、液體、電能及核能等四種，而高空火箭則僅採用固態推進劑，該劑係膠狀空心的粒體（Grain），燃燒時從內而外，可達 $6,000^{\circ}\text{F}$ 的高溫，此燃燒方式與噴射機不同，因其氧的供給乃取於自備的氧化劑而不是取自空氣的，推進劑裝在鈦製的火箭馬達內，因之可以抵抗高壓與高溫，點火器（Igniter）是用 25 克的電子爆炸燃燒劑（ADC-FL Ignition Material），這種燃燒劑可以保持 8 小時 $420^{\circ}\text{F}$  氣溫或 30 分 $1,000^{\circ}\text{F}$  氣溫而不燃燒，但使用 24 伏特及 10 安培的電力則可在 0.05 ~ 0.15 秒中發生燃燒，如此即可發動 2,150 呎磅的推力和 1,531 公尺/秒的速度，或 44.9 公尺/秒的加速度，此巨大的動量可使火箭在 115 秒內達 62 公里的高度。

標槍火箭的構造有三部份，即火箭頭、身及尾。火箭頭（Nose Assembly）係耐熱錘形的構造，上昇時可以保持火箭的速度及走向。火箭身（Dart Body）貯存降落傘及觀測儀（Datasonde）。火箭尾包括四個直尾翅（Fins）及噴射器（Ejection Assembly）。在噴射器裡則有發射及延遲發射之控制（Delay and Ejection Assembly）。因之飛彈中之降落傘和觀測器均可及時展開和下降，觀測器（Rocketsonde）掛在降落傘下面，專

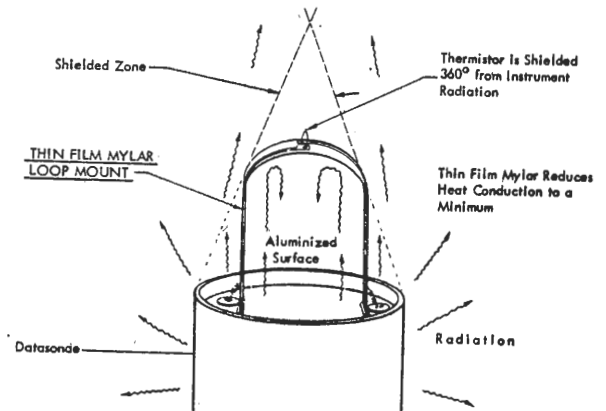
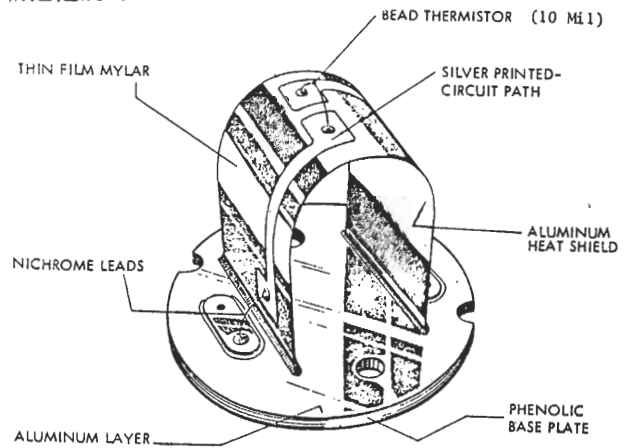


圖 6. 珠型熱阻圈之結構

供大氣溫度探測之用，其準確度受長短波之輻射熱及空氣之動力加熱影響至鉅（見圖6），因之我們應使用熱平衡（Heat Balance）方程予以處理，方程式(1)之Ta係高空之氣溫，Tt乃靈固片之溫度，則

$$T_a = T_t - K_1 w^2 + K_2 w \frac{dT_t}{dz} + K_3 T_t^4 - K_4 \dots (1)$$

內 $K_1 w^2$ 係用以改正動力加熱之增溫，而w則是觀測器下降之速度； $K_2 w (\frac{dT_t}{dz})$ 為氣溫反應落後改正項（The Lag Term）； $K_3 T_t^4$ 係輻射冷卻改正項，及 $K_4$ 為輻射及電阻增熱改正項（Radiative Heatings and Ohmic Heating Term），使用了以上公式(1)，我們就可獲得更準確之氣溫探測，尤其在42公里的高空。（見圖7.）

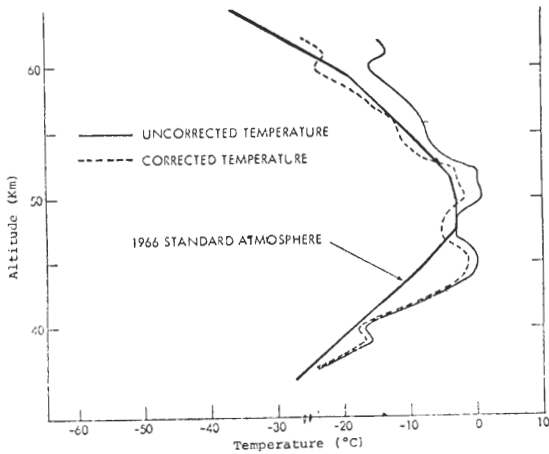


圖7. 熱阻片溫度紀錄訂正之比較

在風向、速的觀測方面，使用氣球傘(ROBIN)較用穩定傘(STARUTE)為善，因前者裝有角形反射體(Corner Reflector)在落日時其反射力更為強大。在一般情形之下，許多美國火箭站則常使用AN/FPS-16雷達或AN/GMD-4雷文送(Rawin)來探測氣球傘之方位角、高度角和傾斜距離，其誤差率可在5%至15%之間，高度愈大，其誤差率也愈大，同時風速愈強，其誤差率亦隨之增加。

在大氣密度及氣壓計算上之誤差約為±1.5%至±6.0%。應視高度之大小及使用火箭之種類而決定之，愈高則誤差愈大，風速愈強其誤差亦愈高。

#### 四、大氣火箭之系統

大氣火箭(Sounding Rocket)之最遠點(Apogee)均在70公里以上，可達300公里之高度，視火箭發射力之強弱而定，其探測的範圍亦廣，共有9大類，計60多種，為節省篇幅起見，本文僅提供3種機器，略加解釋如次（詳見下表）：

a、聲波彈(Sonic Grenade):在90公里以下之高度聲波彈可測±3°C及±5公尺/秒之氣溫及風速，超過95公里高空時則因其可達到地面的能量太弱，故無法測得。

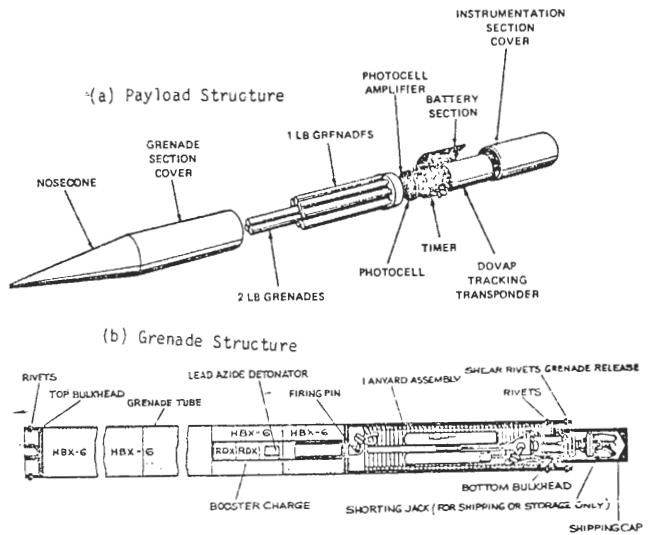


圖8. 聲波彈之構造

聲波彈的構造(見圖8)有三，即炸彈室、儀器室和彈頭三部份，炸彈室內裝有12隻炸彈，爆炸時彈道攝影機(Ballistic Camera)會收取爆炸之角度，而都卜勒速度及地置器(Doppler Velocity and Position, DOVAP Device)則能紀錄爆炸的時間和斜距(Slant Range)，而地面上之五個話筒網(Microphone Array)則繼續收取每次爆炸聲波到達地面的時間和方向，如此即可決定大氣溫度的高低，風向、速的大小并可計算氣壓及大氣密度的變化，話筒的距離應保持500公尺以上始可。

儀器室內則有光電器(Photocell)、時控器(Timer)、都卜勒辨證器(DOVAP Transponder)及電池四種。時控器管制彈射的發射及頻率，光電器觀測爆炸時的閃光，都卜勒辨證器接收

地上都卜勒發射機 (DOVAP Transmitter) 之指示, 即報告爆炸之時間和斜距, 而地面的都卜勒發射機的構造則有調幅 (AM)、調頻 (FM) 及記錄帶記錄器 (Tape Recorder) 三部分, 彈頭 (Nose Cone) 的性能與火箭頭的作用相似業已闡明, 茲不多贅。

b、畢托靜力管 (Pitot Probe): 此管本為探測大氣的密度與壓力, 但可利用計算大氣溫度 (T), 換言之, 即

$$T = \frac{M}{R} \frac{p}{\rho} \dots\dots\dots(2)$$

公式(2)中的M為分子量, R為通用氣體常數, P及ρ係大氣壓力及大氣密度, 一般畢托靜力管含有同心管, 內管一端開口, 外管則予以穿孔, 且兩端均封閉, 每一管皆與流體壓力計 (Manometer) 相連, 同時使開口一端對準環流, 如此則內管可量總壓力 (Total Pressure), 而外管則可量取靜壓力 (Static Pressure), 此二壓力之差與流體速度之平方成比例, 而火箭畢托靜力管 (見圖 9) 則係固態電子裝置 (Solid State) 利用拉力測量片 (Strain Gages) 而測量壓力差。

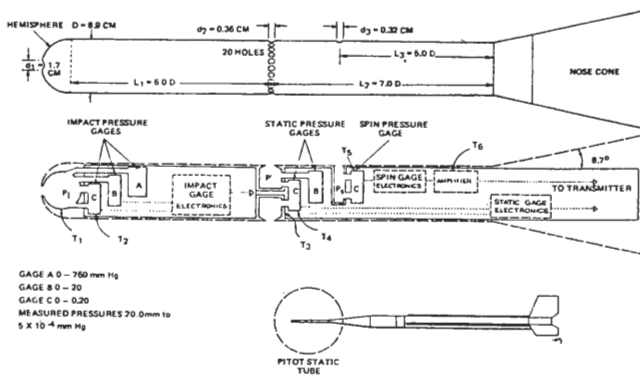
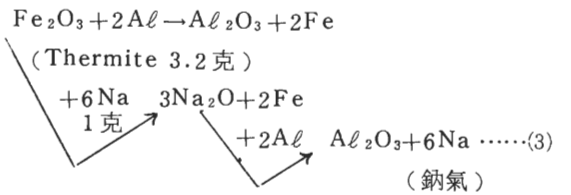


圖 9 畢托靜力管之構造

c、氣跟踪 (Vapor Tracer) 氣跟踪為測90公里以上風向、速的唯一方法, 多種氣體可在火箭

上放射, 幾分鐘後即可形成化學雲, 可在地面上用兩三架遠測攝影機自動拍攝雲的走向, 此自動攝影機群應保持 200 公里以上的水平距離, 始可得到準確風向、速的資料。例如鈉氣跟踪 (Sodium Vapor Trails) 可在 110 至 230 公里上使用, 鈉氣跟踪發生器 (Sodium Vapor Generator) 含一蒸氣皿 (Vaporizer) 及一燃燒器 (Thermal Squibs), 前者含有鋁熱劑 (Thermite) 和金屬鈉丸的混合劑, 後者為發火器, 由計時計 (Timer) 控制之, 其熱反應公式及鈉氣的形成可由下式說明:



五、世界火箭合作網

目前世界各國已密切合作成立 30 餘處高空火箭站, 內有 60 公里及 90 公里站兩種, 而全世界大氣火箭站則僅有數處, 前者每日兩次或每週數次發射火箭, 每站的處理方式不盡相同。後者則每月一次或每月二次, 其頻率至為稀少; 高空及大氣火箭網的英名為 CMRN, 全名為 The Cooperative Meteorological Rocket Network, 用途至廣, 對地球物理及天體物理的貢獻至大, 在氣象學研究方面則可助噴射氣流、大氣臭氧層及大氣環流的瞭解, 并可增進對大氣預報及控制之成功性, 目前大氣學者對天氣變化有三學說 (School of Thought), 最初有極鋒學說, 後有高空控制學說, 最近復有熱帶控制學說, 此三種學說均需要中氣層、平流層及中央層大氣的資料, 才能徹底瞭解天氣變化的主動力, 從事更準確的天氣預報并作控制大氣的準備, 所以大氣火箭的設備可以彌補大氣學研究上的漏洞, 目前我國尚無大氣火箭站的設置, 盼國人對此共同努力之。

表 大氣火箭之性能

- |                                    |                                    |
|------------------------------------|------------------------------------|
| 1 Aurora and Airglow               | 5. Magnetic and Electric Fields    |
| 1A Not used                        | 5A Electric fields                 |
| 1B Auroral emissions               | 5B Magnetic fields                 |
| 1C Airglow emissions               | 5C Other                           |
| 1D Auroral/airglow composition     | 5X Subdiscipline unknown           |
| 1E Atmospheric radiations          |                                    |
| 1X Subdiscipline unknown           |                                    |
| 2 Atmospheric Physics              | 6. Solar Physics                   |
| 2A Winds and diffusion             | 6A Radio ( 1 mm )                  |
| 2B Pressure                        | 6B Infrared ( .8-1000 )            |
| 2C Temperature                     | 6C Visible ( 3000-8000 Å )         |
| 2D Albedo                          | 6D Ultraviolet ( 2000-3000 Å )     |
| 2E Planetary radiations            | 6E Extreme UV ( 100-2000 Å )       |
| 2F Neutral density                 | 6F X rays ( .001-100 Å )           |
| 2G Neutral composition             | 6G Gamma rays ( .001 Å )           |
| 2H Electromagnetic waves           | 6X Subdiscipline unknown           |
| 2I Acoustics                       | 7. Astronomy                       |
| 2J Meteorological applications     | 7A Radio ( 1 mm )                  |
| 2K Noctilucent clouds              | 7B Infrared ( .8-1000 )            |
| 2L Absorption/scattering           | 7C Visible ( 3000-8000 Å )         |
| 2V Vapor trail or chemical release | 7D Ultraviolet ( 2000-3000 Å )     |
| 2X Subdiscipline unknown           | 7E Extreme UV ( 100-2000 Å )       |
| 2Y Falling sphere                  | 7F X rays ( .001-100 Å )           |
| 2Z Grenades                        | 7G Gamma rays ( .001 Å )           |
|                                    | 7X Subdiscipline unknown           |
| 3. Ionosphere                      | 8. Planetology                     |
| 3A Wave propagation                | 8A Micrometeorites                 |
| 3B Currents and fields             | 8B Zodiacal light or gegenschein   |
| 3C Ion/electron density            | 8C Gravity                         |
| 3D Ion composition                 | 8D Terrain photographs             |
| 3E Ion/electron temperature        | 8X Subdiscipline unknown           |
| 3F Ion production/recombination    |                                    |
| 3G Ionospheric motions             | 9. Biology                         |
| 3X Subdiscipline unknown           | 9X Subdiscipline unknown           |
| 4. Energetic Particles             | 0. Rocket/Satellite Test and Other |
| 4A Galactic or solar cosmic rays   | 0A Performance                     |
| 4B Not used                        | 0B Communication systems           |
| 4C Trapped radiation               | 0C Experiment test/development     |
| 4D Precipitating particles         | 0D Engineering experiments         |
| 4X Subdiscipline unknown           | 0E Other                           |
|                                    | 0X Subdiscipline unknown           |

( Source : Sounding Rocket Launching, 1973. )