

## Spin 安定型 球形 로켓트에 관한 理論 및 實驗的 研究

(Theoretical and Experimental Study on  
a Spin-Stabilized Spherical Rocket.)

空軍 中領 李 鍾 勳\*

## Abstract

The combustion chamber and nozzle of an end burning, small spherical rocket is designed. A spherical external shape has a number of advantages such as fixed center-of-gravity and minimum aerodynamic precession torques during flight and a better mass distribution for gyro-stabilization as contrasted to a conventional ogive rocket shape. It is shown that the cross-sectional variation of the end burning solid propellant with length is an exponential geometry to provide a constant thrust-weight ratio of the rocket device during the propellant burning period, and that the factors which affect the attainment of the constant relationship of thrust to weight in the design are the initial propellant area, initial weight of the rocket and propellant density.

The measurement of the transient thrust in the ground static test using black powder propellant supports the predicted results.

A wind tunnel having a  $30 \times 30 \times 75$ cm test section and Mach number 0.11 is constructed, and a simple balance-type device is designed for the measurement of the drag of a spinning sphere. The experimental results indicate that the spinning has no effect on the magnitude of the drag up to the Reynolds number  $3 \times 10^5$ .

Numerical computation of the flight trajectories for various launching angles is presented, and the gyro-stabilization of spinning sphere is discussed.

## I. 序 論

로켓트의 外形이 通常 Ogive 型으로 생각된  
理由는 飛行中에 일어나는 抗力이 다른 形態

에 比해서 작기 때문이다. 그러나 最近에 와  
서는 球形 로켓트에 關한 研究가 漸次 注目을  
받기 始作하였다<sup>(1-3)</sup>.

本 研究의 目的은 무게가 約 1.5kg, 射距離  
가 約 150m 되는 小形의 球形 로켓트를 設計

\* 空軍本部

하고 燃燒室內의 壓力, 推力 및 抗力을 測定하며 彈道와 飛行中의 安定性의 維持를 檢討하였다.

로켓트의 發射 方法은 適切한 個人火器를 假定하고, 初速은 10m/sec, 回轉速度는 1000 rpm 으로 假定하였다. 로켓트의 推進劑는 通常 內部放射形(internal radial) 燃燒形態로만 생각되어 왔으나, 本 研究에서는 球形의 利點을 살려 斷面燃燒形(end burning) 推進劑를 設計하였다.

設計된 推進劑와 로켓트 機關에 대하여 燃燒實驗을 實施하였으며, 試驗部가 30cm × 30cm × 75cm, Mach 數 0.11 의 風洞을 製作하여 球形로켓트가 回轉時의 抗力을 測定하여 彈道를 計算하고 飛行中의 安定性을 檢討하므로써 球形 로켓트의 實用性을 指摘하였다.

## II. 設 計

本 研究에서는 무게 約 1.5kg 의 球形 로켓트를 射距離 150m 정도로 推進하는데 必要한 問題만을 다루고자하기 때문에 로켓트의 發射 方法 및 最終 彈道學的(terminal ballistics) 問題는 除外한다.

그러나 로켓트의 무게 中心의 位置 및 安定 飛行을 檢討하기 위하여서는 必要한 推進劑, 燃燒室, 노즐 및 로켓트의 全體的인 構造가 假定 되어야 한다.

### 1. 推進劑(Propellant)

性能이 保障된 複合形 推進劑나 混合形 推進劑를 使用하여야 하나<sup>(4)</sup> 市中 獲得이 困難하여 國安産業(株) 製品의 黑色火藥을 獲得하여 設計 및 實驗을 行하였다. 이 火藥의 性分은 Potassium nitrate(KNO<sub>3</sub>) 65.1%, Charcoal(C) 20.7%, Sulfur(S) 14.2% 의 造成으로 하였으며 諸元은 다음과 같다<sup>(5)</sup>.

理論的인 研究 結果에 의하면 黑色火藥이 燃燒할때 全體 推進劑 重量의 約 70%는 固體 生成物이 되며 나머지 約 30%만이 氣體로 된다<sup>(6)</sup>.

표 1. 흑색 화약추진제의 제원

밀 도	1.482 gr/cm <sup>3</sup>
연소 속도계수(C)	0.05
연소속도 지수(n)	0.5
단열 연소 온도	3550°K at 51.65kg/cm <sup>2</sup>
비 열 비 (K)	1.15
생성 가스의 분자량	36.785gr/mole

이미 指摘한바와 같이 推進劑의 通常的인 燃燒 形態는 內部放射 燃燒形이지만 本 研究에서는 斷面燃燒形으로 試圖하였다. 斷面燃燒形의 利點은 推進劑의 製作이 簡便하고 浸蝕 燃燒(erosive burning) 現象을 減少시킬 수 있으며 燃燒室內의 推進劑의 占積率(volumetric loading factor)을 增加시킬 수 있다.

推進劑의 設計에서 먼저 考慮하여야 할 事項으로써 飛行中 重力에 依한 強道の 偏倚를 작게 하기 위해서 로켓트가 推進하는데 必要한 推力은 飛行體 全體 무게의 10~15倍로 假定한다. 이때 發射後 時間이 흐름에 따라 推進劑의 一部는 노즐을 通하여 外氣로 放出되고 飛行體의 무게는 漸次 減少하게 되므로 燃燒時 推力과 로켓트의 重量의 比를 一定하게 維持하기 위해서는 그림1과 같은 推進劑의 外形 設計가 必要하게 된다.

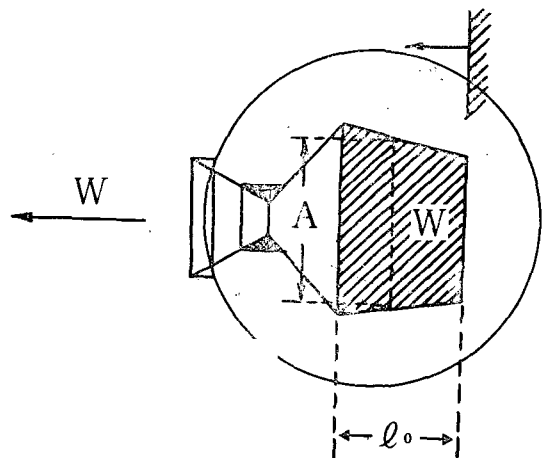


그림 1. 추진제의 외형

그림 1에서

F: 推力.

W<sub>0</sub>: 로켓트의 初期 重量.

$W$ : 時間  $t$  秒 동안 燃燒時의 로켓트重量.

$I$ : 推進劑의 比推力.

$W$ : 燃燒Gas의 重量流動率.

라고 하면 時間이  $t$  秒일때 로켓트의 重量은 다음과 같이 表示된다.

$$\dot{W}dt = -dW \quad \text{또는} \quad \frac{\dot{W}dt}{W} = -\frac{dW}{W}$$

比推力을 使用하면,

$$\frac{dW}{W} = -\frac{F}{W} \cdot \frac{1}{I} dt$$

윗 式에서  $I$ 와  $\frac{F}{W}$ 가 一定하다고 하면

$$W = W_0 e^{-\frac{F}{W} \cdot \frac{1}{I} t} \dots\dots\dots (1)$$

推力 對 重量比 ( $\frac{F}{W}$ )가 全燃燒 時間에 對하여 一定하기 위해서는 推力—時間의 關係는 다음과 같이 設計되어야 한다.

$$\frac{F}{W} = n \text{ 및}$$

$$K = \left(\frac{F}{WI}\right) = \left(\frac{n}{I}\right) \text{이라고 하면}$$

$$W = W_0 e^{-kt} \dots\dots\dots (2)$$

推進劑의 燃燒率이 中心軸을 따라 一定하다고 假定하면 推進劑 燃燒中에 로켓트의 重量 減少는 다음 方程式으로 表現될 수 있다.

時間  $t$  일때

$$\frac{dW}{dt} = -A \frac{dl}{dt} \rho \dots\dots\dots (3)$$

여기서  $\rho$ : 推進劑의 密度.

$A$ : 推進劑의 燃燒 斷面積.

式 (3)에서  $l$ 을 따라 面積  $A$ 의 變化가 작다고 假定하였으므로  $\frac{dl}{dt}$ 은 軸을 따르는 燃燒率 ( $\frac{dl}{dt}$ ) =  $r$  로써 常數이다.

式(2)의 微分을 取하면,

$$\frac{dW}{dt} = -W_0 K e^{-kt} \dots\dots\dots (4)$$

式 (3)과 (4)를 結合하면

$$Ar\rho = W_0 K e^{-kt}$$

$$\text{또는 } A = C e^{-kt} \dots\dots\dots (5)$$

여기서

$$C = \frac{W_0 K}{r\rho}$$

軸  $l$ 을 따라 面積  $A$ 의 變化는 다음과 같이

記述될 수 있다.

$$\frac{dl}{dt} = r \text{ 은 常數이므로}$$

$$l = l_0 - \left(\frac{dl}{dt}\right)t$$

$$\text{따라서 } t = \frac{l_0 - l}{r}$$

式 (5)에 代入하면

$$A = C e^{-k\left(\frac{l_0 - l}{r}\right)}$$

$$= C e^{-\frac{kl_0}{r}} \cdot e^{\frac{kl}{r}}$$

$$\text{또는 } A = \left[\left(\frac{W_0 n}{Ir\rho}\right) e^{-\frac{nl_0}{Ir}}\right] e^{\frac{nl}{Ir}} \dots\dots (6)$$

初期 條件을 適用하면

$$A = A_0 (l = l_0 \text{ 일때})$$

式 (6)은 다음과 같이 表示된다.

$$A_0 = \frac{W_0 n}{Ir\rho} \dots\dots\dots (7)$$

$$\text{또는 } n = \frac{A_0 Ir\rho}{W_0}$$

$$\text{그러므로 } e^{-\frac{nl_0}{Ir}} = e^{-\left(\frac{A_0 Ir\rho l_0}{W_0 Ir}\right)} = e^{-\left(\frac{A_0 \rho l_0}{W_0}\right)}$$

$$\text{또한 } e^{\frac{nl}{Ir}} = e^{\frac{A_0 \rho l}{W_0}}$$

結局 다음의 最終式을 얻게된다.

$$A = \left(\frac{W_0 (F/W)}{Ir\rho}\right) \cdot e^{-\left(\frac{A_0 \rho l_0}{W_0}\right)} \cdot e^{\left(\frac{A_0 \rho l}{W_0}\right)} \quad (8)$$

이 式이 推進劑의 燃燒가 推力에 對한 重量의 比를 一定하게하기 위하여 必要한 推進劑 斷面積의 變化를 나타낸다. 이 式에 包含된  $A_0$ ,  $\rho$ ,  $W_0$  등은 精密하게 調整될 수 있다.

로켓트의 初期 重量이 1.5kg 일때 推力 對 重量比( $\frac{F}{W}$ )가 15라고 定하면 로켓트의 初期 推力은 22.5kg이 되어야 하고 이와 같은 推力으로 1.5kg의 로켓트를 射距離 150m로 推進시키기 위한 燃燒 時間은 0.915 秒로 計算된다. 燃燒 速度를 求하기 위해서는 燃燒室內의 壓力을 우선 假定하여야 한다.

燃燒室 壓力은 設計가 選擇되어야 할 最小의 값으로서 通常 68 氣壓 내지 136 氣壓사이이다. (6)

여기서는 黑色火藥을 利用한 小形의 로켓트란 點을 勘案하여 50 氣壓 (51.65kg/cm<sup>2</sup>)으로

選擇하였으며 이때의 燃燒 速度는 表1의 諸元을 使用하여 다음과 같이 求할 수 있다.

$$r = Cp^* = 0.05(735)^{0.5} = 1.355 \text{in/sec},$$

$$(3.44 \text{cm/sec})$$

推進劑 消耗 重量率에 대한 推力의 比인 比 推力  $I_s$ 는 氣體力學的 理論에서 表 1의 諸元을 利用하여 다음과 같이 表示된다. 即,  $P_e$ 를 大氣壓이라고 하면,

$$I_s = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2kg}{K-1} \cdot \frac{RTc}{M} - (P_e/P_c)^{(k-1/k)}}$$

$$= \frac{1}{32.2} \sqrt{\frac{2 \times 1.15 \times 32.2}{1.15-1}}$$

$$\times \frac{1545.33 \times 6405}{36.785} [1 - (14.7/735)^{0.15/1.15}]$$

$$= 226.29 \text{ sec}$$

初期 燃燒面積  $A_0$ 는 式(7)과 表 1의 諸元을 利用하면

$$A_0 = \frac{F}{r \rho I_s} = \frac{19960}{3.44 \times 1.482 \times 226.29} = 17.3 \text{cm}^2$$

따라서 初期 燃燒面 直徑  $D_1 = 4.7 \text{cm}$  推進劑에 대한 計算한 結果 나타난 推進劑의 規格은 그림 2와 같다.

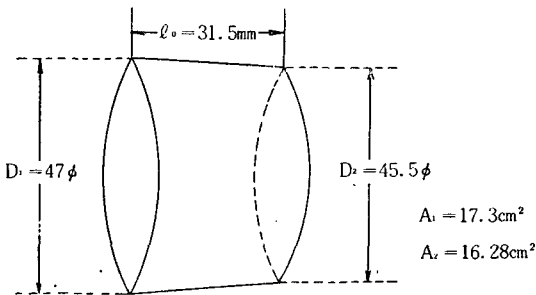


그림 2. 설계된 흑색화약 추진제의 제원

그림 2에 나타난 諸元을 利用하면 推進劑의 體積은  $53.39 \text{cm}^3$ , 黑色火藥의 密度는  $1.48 \text{gr/cm}^3$ , 따라서 重量은  $79.12 \text{gr}$ 이 된다.

이와같은 諸元으로 國安産業에서 黑色火藥을 製造한 後 grain의 外面燃燒를 防止하기 위하여 初期 燃燒西을 除外한 圓筒둘레와 뒷면에 inhibitor를 附着하였다.

### 2. 燃燒室(combustion chamber)

燃燒室은 推進劑의 燃燒時 急激히 生成되는 高溫, 高壓때문에 이에 견딜 수 있는 高強度의 耐熱 燃燒室이 要求되며 또한 飛行中의 性能 때문에 輕量の 材質이어야 한다.

燃燒時間이 짧은 小形 로켓트에서는 알루미늄 合金 또는 熱處理된 鋼鐵이 흔히 쓰이고 있으나 이 研究에서 燃燒室 材料는 SCM 22種을 擇하였으며 이 材料의 最大 許用 應力은  $4,600 \text{kg/cm}^2$ 이다<sup>(7)</sup>.

假定된 燃燒室의 두께는 얇은 Cylinder의 應力理論을 利用하면  $0.25 \text{mm}$ 로 計算되나 安全率을 考慮하여  $1 \text{mm}$ 로 擇하였다.

두께를  $1 \text{mm}$ 로 하였을때 노즐을 除外한 燃燒室의 무게는 SCM 22種의 密度  $7.87 \text{gr/cm}^3$ 을 適用하여  $58.8 \text{gr}$ 이 된다.

### 3. 노즐(nozzle)

노즐의 設計는 氣體力學的 理論을 適用하였으며 設計된 노즐의 諸元은 그림 3과 같이 나타낼 수 있다.

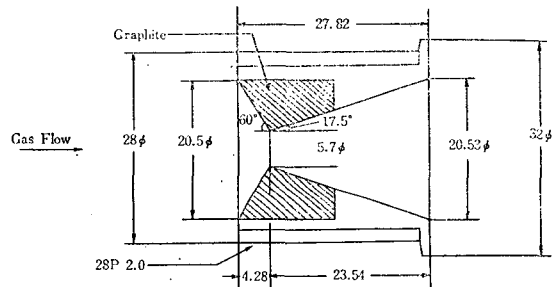


그림 3. 설계된 노즐의 제원

노즐에서 熱에 依한 效果가 가장 問題되는 곳이 그림 3의 斜線部分이므로 노즐의 材質은 燃燒室 材質과 같은 SCM 22種으로 하고 斜線部分은 graphite로 製作하여 插入하였으며 노즐部의 무게는  $7 \text{gr}$ 이다.

### 4. 로켓트의 全體의인 構成

設計된 球形 로켓트의 各部分의 무게 計算 結果는 表 2와 같다.

球의 中心으로부터 重心까지의 距離를  $x$ 라고 하면 燃燒前 및 後의  $x$ 의 값은 다음과 같다.

燃燒前 :  $x = 1.893 \text{mm}$

燃燒後 :  $x = 1.697 \text{mm}$

即, 總重量은  $1336 \text{kg}$ , 로켓트의 直徑은  $11.43 \text{cm}$ , 燃燒前의 重心은 彈頭로부터  $5.5257 \text{cm}$ 이다. 따라서 彈頭로부터의 重心距離는 全體 길이의  $48.344\%$ 이고 燃燒가 完了되었을 때의

표 2. 구형 로켓트의 무게 계산

부 품 명	밀도(gr/cm <sup>3</sup> )	부 피 (cm <sup>3</sup> )	중 량 (g)	구의 기하학적 중심으로부터의 거리 (mm)
추진제	1.482	53.39	79.12	-5
연소실	7.87	7.47	58.8	+10
노즐	7.87	0.89	7	+43
embossing	7.8	73.1	573.4	-1
신관 및 공간	0.05	219.15	14.18	-45
작약	1.6	377	603.5	-3
로켓트전부분	1.71	781	1,336	1.893(연소전) 1.697(연소후)

重心의 位置는 5.5453cm, 即全體 길이의 48.515%이다.

### Ⅲ. 實驗(experiments)

本 研究에서 遂行한 實驗은 이미 設計 製作한 黑色火藥 推進劑의 地上 燃燒 實驗과 抗力 測定 實驗으로 區分된다.

#### 1. 推進劑의 地上 燃燒 實驗.

設計된 黑色火藥 推進劑의 地上 燃燒實驗은 空軍士官學校 人工衛星 實驗室에서 遂行하였으며 測定 裝置의 概略圖는 그림 4와 같다.

그림 5는 燃燒 實驗을 위하여 燃燒室에 load cell과 pressure transducer를 連結한 裝置의 寫眞이다.

全體的으로 3個의 黑色火藥 推進劑에 對하여 地上 燃燒 實驗을 遂行하여 推力과 壓力을 各各 測定하였다.

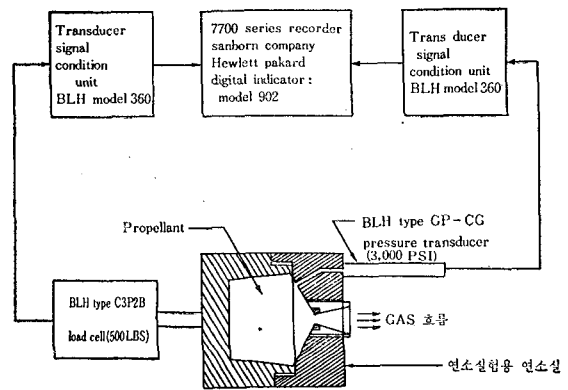


그림 4. 추진제의 지상 연소실험 장치의 개략도  
測定 結果는 아래 表 3과 같으며 代表的인  $F-t$  曲線을 그림 6에 나타내었다.

표 3. 지상 연소 실험 결과

실험번호	측정내용	평균측정치	연소시간
1	추력	6.5 les	2.5초
2	추력	10 "	1.5 "
3	압력	85 psi	3.5 "

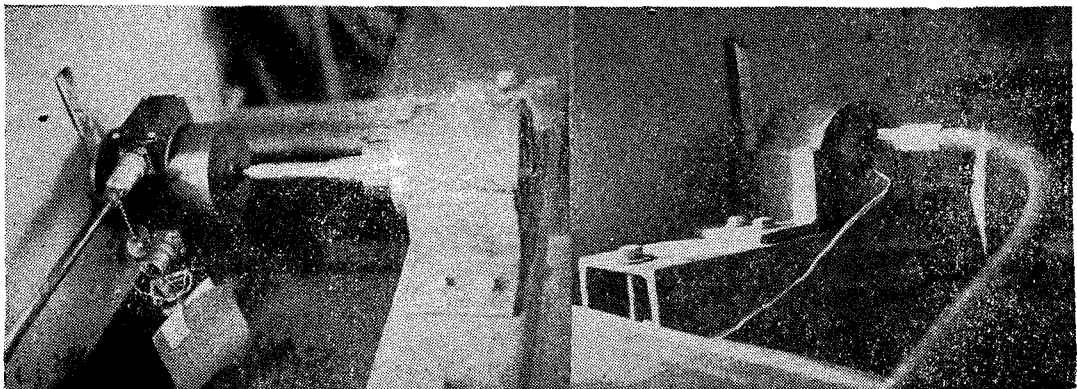


그림 5. 연소실험 측정장치

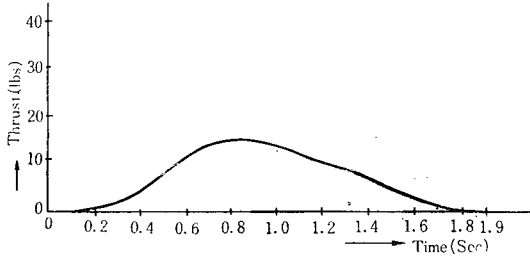


그림 6. 추력 시간곡선

그림 6에서 보는바와 같이 燃焼時間은 推進劑마다 다른 結果를 나타내었으며 測定된 推力과 壓力의 平均値는 設計時 考慮하였던 壓力 값의 15 내지 30%에 不過하다. 이 理由는 이미 言及한 바와 같이 黑色火藥 推進劑가 燃焼할 때에는 全體 推進劑의 約 30%만이 氣體 生成物로 나타나기 때문이고 燃焼時間이 各各 다른것은 黑色火藥의 큰 短點의 하나인 吸濕性 때문이라고 볼 수 있다. 여기에서 黑色火藥으로 地上 燃焼實驗한 理由는 軍用으로 使用하는 他種 推進劑를 獲得할 수 없었기 때문에 代用 實驗한 것이다.

그러나 그림 6에서 보는바와 같이 測定値는 大略 矩形을 이루고 있으며 理論의 妥當性을 보인다.

## 2. 抗力 測定.

抗力을 測定하기 위하여 風洞裝置를 設計하여 製作하였는데<sup>(8)</sup> 그 特徵은 settling section

에 4個의 screen을 裝着하여 turbulence의 發生을 防止하였고<sup>(9)</sup> contraction section의 contour는 2次元으로 設計하여 費用의 節減및 便利를 圖謀하였으며<sup>(10)</sup> test section의 크기는 30cm×30cm×75cm로 하였고, 唯新電子(株)의 220 V, 3 phase, 軸動力 15馬力의 V.S. motor와 韓進商工社의 最大 風量 250m<sup>3</sup>/min, 風壓 150 mmAq의 blower를 使用하였다. 風洞裝置設計의 理論및 計算內容은 附錄 I에 실었다.

抗力測定用 balance는 本 研究를 遂行하는데 充分히 精密하다고 判斷되는 spring式 balance를 製作하여 使用하였으며<sup>(11)</sup> spring式 balance의 設計및 計算內容은 附錄 II에 실었다. 그림 7은 風洞裝置의 試驗部에 直徑 11.43 cm의 球形 로켓트를 設置한 風洞實驗 場面과 製作된 balance의 寫眞이고 그림 8은 回轉球의 抗力測定 結果이다. (表 4 參照). 그림 8에

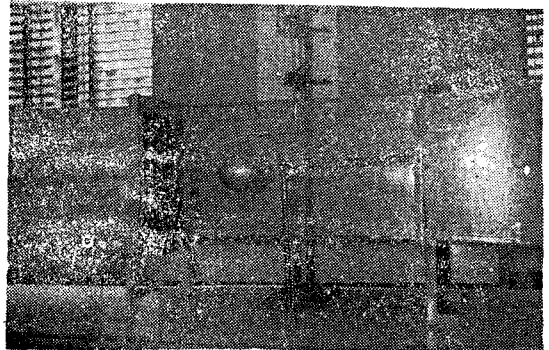


그림 7. 구형로켓트의 풍동실험 장면,

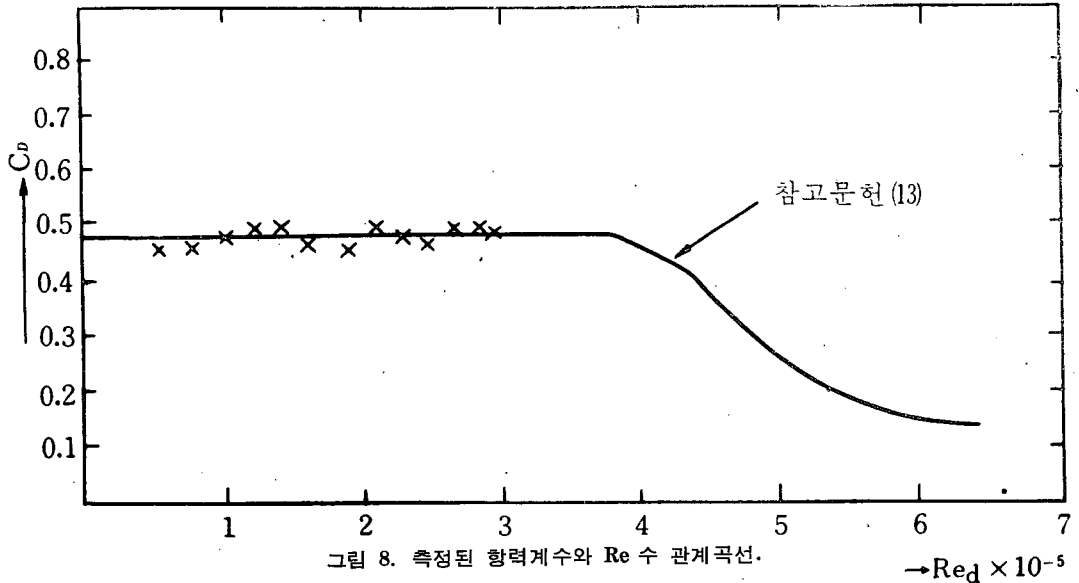


그림 8. 측정된 항력계수와 Re 수 관계곡선.

→ Re<sub>d</sub> × 10<sup>-5</sup>

표 4. 측정된 항력계수

풍속 (m/sec)	Reynolds 수 ( $Re \times 10^{-5}$ )	Drag(gr)	$C_D$
6.918	0.541	13.8	0.45
11.296	0.884	37.5	0.459
13.836	1.082	58	0.473
16.708	1.3067	85	0.475
18.946	1.4817	112.5	0.489
21.135	1.6529	133.3	0.467
24.377	1.9065	172	0.452
26.793	2.0954	221	0.480
29.418	2.3007	260	0.469
31.828	2.4892	297	0.458
34.474	2.6961	365	0.479
37.040	2.8968	421	0.479
37.785	2.9551	434	0.474

서 實線은 參考文獻 13에 나타난 非回轉球의 抗力曲線이다.

回轉球의 推力測定은 얇은 aluminium 製品의 半球를 製作하여 그 內部에 motor를 裝置하여 回轉시켰으며 그림 8과 表 4에서 보는 바와 같이 1,000rpm程度의 回轉速度로서는 drag에 미치는 效果가 없었다<sup>(14)</sup>.

#### IV. 彈道 및 飛行 安定

##### 1. 彈道 計算

그림 9는 飛行體의 自由物體圖를 나타내고 있으며  $F$ 는 推力,  $D$ 는 抗力,  $W$ 는 飛行體의 重量,  $\theta$ 는 水平面과 飛行體의 軸이 이루는 角度를 나타낸다. 彈道計算에 使用한 諸元(計算에 依해서 導出한 推進劑 設計諸元의 假定을 地上 燃燒實驗에서 얻은 結果로 다시 修正한)은 로켓트 初期重量 1,336gr, 推進劑의 重量 79.12gr, 推進劑의 燃燒時間 2.5秒 初期推力 20,040gr이다.

彈道の 接線 方向과 彈도에 垂直한 方向의 運動方程式은 다음과 같이 쓸 수 있다.

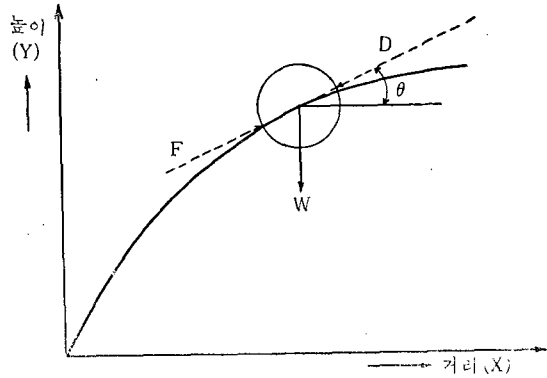


그림 9. 비행탄의 자유 물체도

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} \cdot (F - W \sin \theta - D) \dots \dots \dots (9)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -g \cos \theta / V \dots \dots \dots (10)$$

여기서  $V$ 는 飛行體의 速度이고,  $g$ 는 重力加速度이다.

任意時間  $t$ 에서의 飛行體의 무게를  $W$ , 初期重量을  $W_0$ , 노즐을 통한 重量流動率을  $\dot{W}$ 라고 하면 다음과 같은 關係式이 成立된다.

$$W = W_0 - \dot{W} t \dots \dots \dots (11)$$

空氣密度  $\rho_a$ , 飛行體의 投影斷面積을  $A_p$ 라고 하며 抗力의 表現은

$$D = C_D \frac{\rho_a \cdot V^2}{2} A_p \dots \dots \dots (12)$$

이때, 水平距離  $X$ 와 垂直距離  $Y$ 는

$$dX = V \cos \theta dt \dots \dots \dots (13)$$

$$dY = V \sin \theta dt \dots \dots \dots (14)$$

두式을 積分하므로써 求解진다.

NOVA 840 computer를 利用하여 發射角 15°, 30° 및 45°에 대하여 計算한 彈道를 그림 10에 表示하였으며 發射角 45°의 境遇에 대해서 上昇飛行運動 및 落下飛行運動으로 區分하여 表 5에 表示하였다. 電算機 Program은 附錄Ⅲ에 실었다.

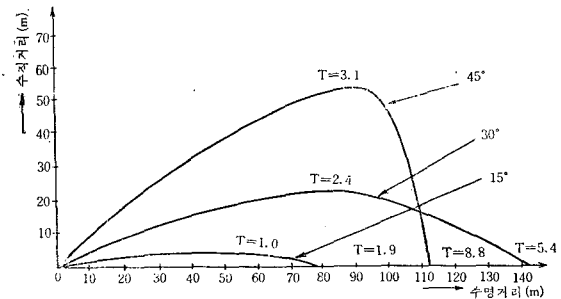


그림 10. 발사각 15° 30° 45°에서의 탄도

표 5. 발사각 45°에서의 Computer 시뮬레이션 결과

연 소 중

t(SEC)	V(M/SEC)	A(M/SEC <sup>2</sup> )	θ(DEG)	Wt(GR)	거리(M)	높이(M)
0.0	14.72	124.75	45	1.33	0	0
0.6	43.57	-0.15	36.45	1.28	15.69	13.11
1.2	42.98	-1.26	29.99	1.23	37.31	27.58
1.8	42.21	-1.28	22.96	1.17	60.04	39.24
2.4	41.45	-1.29	15.39	1.12	83.69	47.76

상 승 비 행 (연소후)

2.5	41.33	-148.49	14.07	1.11	87.69	48.83
2.7	20.27	-36.94	10.68	"	94.27	50.41
2.9	14.08	-17.74	4.59	"	97.90	51.02
3.1	11.00	-9.66	-3.95	"	100.55	51.14

낙 하 비 행

4.0	8.50	1.65	-52.81	1.11	107.62	47.85
4.8	9.81	1.18	-74.55	"	110.76	41.33
5.6	10.45	0.33	-83.11	"	112.32	33.37
6.4	10.64	0.09	-86.94	"	113.05	24.93
7.2	10.69	0.003	-88.53	"	113.42	16.39
8.0	10.70	0.006	-89.32	"	113.57	7.86
8.8	10.71	0.0015	-89.68	"	113.63	0

2. 飛行 安定

飛行體가 空氣力學的으로 安定되기 위해서는 空氣力學 中心이 무게 重心보다 後方에 있는 것이 必要하며 通常 그 距離가 全長의 5% 以上이면 充分히 安定한 것으로 알려져 있으나<sup>(15)</sup> 球形 로켓트에 있어서는 構造上 特別 燃燒前의 重心의 位置는 거의 中心에 가깝고 또한 完全한 球의 空氣力學的 中心은 球의 中心과 一致하므로 燃燒初期에 있어서 充分한 空氣力學的 安定성을 얻기 어렵고, 따라서 發射前에 spin을 주므로써 燃燒初期의 安定성을 주는 것이 要求되며 spin을 주는 方法은 燃燒初

期에 放出되는 gas의 energy를 利用하는 것이 推薦될 수 있다.

Gyro 安定성은 安定係數  $S_g$ 의 값이 보다 큰 境遇에 얻어진다. 安定係數는 다음의 式으로 表示된다<sup>(16)</sup>.

$$S_g = \frac{I^2 x P^2}{4I_y \mu}$$

여기서  $P$ 는 回轉率 (RAD/sec)이고  $I_x$  및  $I_y$ 는 縱軸 및 橫軸 慣性모멘트이며,  $\mu$ 는 靜의 모멘트 係數(static moment factor)이다. 이 式에 依하면 飛行體에 橫軸과 縱軸에 대한 慣性 모멘트의 比  $I_y/I_x$ 가 작을수록 spin에 依하여 安定化하기가 더 容易하다. 即 從來의 圓筒形보다 球形이 spin 安定에 適合하며 또한 spin



에 의한遠心力을考慮하면 로켓트의 크기에  
 逆比例해서 spin 數를減少시킬 수 있다. 球形  
 로켓트는 圓筒形에 비해 慣性모멘트比  $I_y/I_x$   
 가 적기 때문에 彈體로서의 安定성이 普通 로  
 켓트보다 좋다.

### V. 結 論

本 研究의 結果 다음과 같은 結論을 얻을  
 수 있었다.

1. 球形 로켓트를 使用하므로써 推進劑를 裝  
 置하지 않았을 때의 重量에 대한 推進劑의 重  
 量比를 增加하여 射距離를 增大시킬 수 있다.
2. Ogive 形 로켓트에 비해 球形 로켓트는  
 spin 安定에 더욱 效果的이다.
3. 斷面 燃燒形 推進劑를 使用하므로써 浸  
 蝕燃燒를 防止할 수 있고 推進劑 製作이 容易  
 하다.
4. 球形 로켓트인 境遇 spin 의 效果는 낮은  
 spin 速度로서는 抗力係數에 影響을 미치지 못  
 하고 자이로(gyro)安定性에만 寄與한다.

本 研究와 關聯된 앞으로의 研究는 다음과  
 같이 推薦된다.

1. 銃流彈 發射器와 類似한 發射方法으로 個  
 人 小火器를 利用하여 로켓트를 發射시킬 수  
 있는 簡單한 發射裝置를 考案하면 有用한 兵  
 器로 開發시킬 수 있겠다.
2. 裝填이 簡便하고 射擊을 迅速히 할 수 있  
 는 簡單한 로켓트 分離裝置를 研究, 製作하면  
 戰術的 效果가 增大될 것이다.
3. 曲射및 直射가 可能하며 射距離가 크고  
 命中率이 높으므로 彈丸의 크기를 適切히 바  
 꾸면 큰 偉力의 爆發物로 遠距離의 目標를 精  
 密하게 攻擊할 수 있으므로 飛行機 또는 艦艇  
 兵器및 對戰車兵器로 使用할 수 있도록 應用  
 할 수 있겠다.

### 附 錄

#### 附錄 I. 亞音速 風洞製置之 設計및 製作.

本 研究의 航空力學의인 問題를 解決하기  
 위하여 亞音速 Wind Tunnel 을 設計製作하였

다. 이 實驗 裝置는 球形 로켓트의 航空力學  
 的인 힘을 測定할 目的과 多方面의 研究를 위  
 한 施設로서 低廉한 初期施設 經費, 最少의  
 維持費와 적은 造作費를 要하면서도 高度의  
 性能을 發揮할 수 있는 施設이다.

이 亞音速 Wind Tunnel 은 最大風速 40m/  
 sec, 測定部의 斷面積은 30cm×30cm, 길이는  
 75cm 로 로켓트와 같이 긴 模型의 實驗에 有  
 利하도록 設計한 것으로 이에 必要한 部品이  
 測定部, Screen, Balance, 胴體의 設計및 製作  
 은 直接 施行하였고 送風에 必要한 變身 motor  
 및 blower 는 市中에서 購入하였다.

風洞裝置는 基本的으로 開回路와 閉回路의  
 두가지 形態가 있는데<sup>(8)</sup> 本 研究를 위해서는  
 開回路를 選擇하였으며 그 中에서도 測定部가  
 壁으로 둘러싸여 있는 NPL 型(National Phy-  
 sical Laboratory in England)을 擇하였다. 거  
 의 모든 現代式 風洞裝置는 縮少部(Contraction  
 section), 測定部(test section), 擴大部(diffuser)  
 및 動力部(driving unit)로 構成되어 있는데  
 네가지 構成部 外에도 settling chamber 가 必  
 要하다.

空氣는 blower 에 의하여 風洞 回路에 供給  
 되며 blower 는 韓進商工社 製品으로서 最大風  
 量 250m<sup>3</sup>/min, 風壓 150mmAq 로서 220V, 3  
 phase, 軸動力 15 馬力의 唯新電子(株)社 製  
 V.S. motor 를 V-belt 로서 連結하여 motor 速  
 度를 500rpm 에서 1,500rpm 까지 可變하여 送  
 風機에서 나오는 空氣速度를 調節하도록 하였  
 다 위의 構成品들을 基本部品으로하여 設計한  
 風洞裝置의 大略의인 斷面圖는 그림 I-1 과  
 같다.

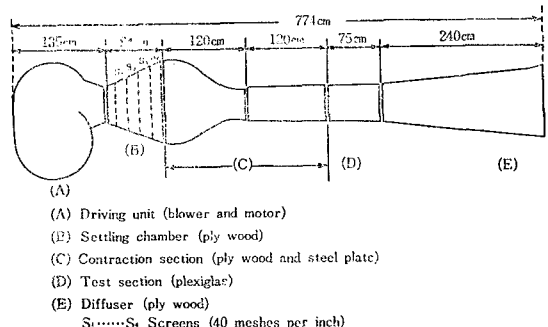


그림 I-1. 풍동 장치의 단면도

Settling chamber의 擴散角度는 30°로 하였으며 適當한 間隔으로 damping screen을 附着하여 壁에서의 flow separation의 危險을 防止하고 turbulence를 減少시키고 또한 흐름의 均質度를 增加시켰다<sup>(9)</sup>. Diffuser와 screen들로 構成된 settling chamber의 入口의 크기는 30cm×40cm, 出口은 75cm×75cm, 길이는 84cm이며 材料는 9mm 두께의 合板으로 製作하였다. 2.54cm 길이當 40meshes의 screen(Wire 直徑 0.16051mm)을 4個 附着하였는데 screen의 數와 位置는 다음式으로<sup>(9)</sup> 決定하였다.

$$\frac{A_1}{A_0} = (K_1 + 1)^{\frac{1}{2}}$$

여기서  $A_0 = 30 \times 30 = 900 \text{cm}^2$

$$\frac{A_2}{A_1} = (K_2 + 1)^{\frac{1}{2}}$$

$$K_1 = K_2 = \dots = 1.21$$

위 式을 利用하여 計算된 screen의 數는 4個였으며 screen의 位置는 다음과 같이 決定하였다.

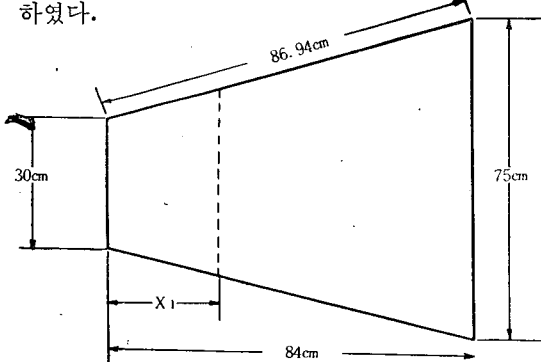


그림 1-2. Settling Chamber의 입면도

위 그림 1-2에서 入口로부터 screen 1까지의 垂直距離  $x_1 = (56 + 84) \times \left( \frac{900 \times 1.487}{75 \times 75} \right)^{\frac{1}{2}} - 56 = 12.2878 \text{cm}$ 이다. 그러므로 入口壁面으로부터 screen 1까지의 距離  $a_1$ 은  $a_1 = 12.2878 \times \frac{86.94}{84} = 12.7179 \text{cm}$ . 같은 方法으로

$$a_2 = 28.2265 \text{cm}$$

$$a_3 = 47.1059 \text{cm}$$

$$a_4 = 70.1565 \text{cm}$$

Settling chamber에서 各 screen의 位置는 그림 1-3에 나타내었다.

收縮部의 contour의 設計는 Libby and Reiss의 方法으로<sup>(10)</sup> 決定하였으며 材料는 平面部

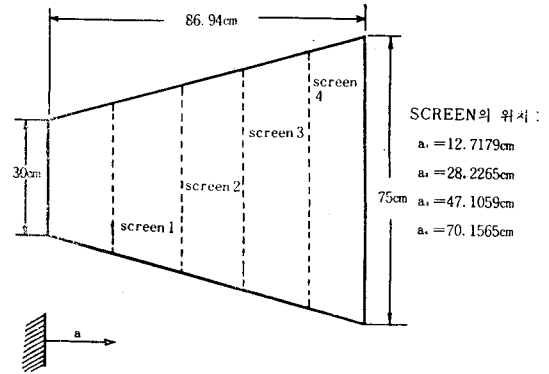


그림 1-3. Settling Chamber 벽면의 Screen 위치

分은 9mm의 合板, 曲面部分은 1mm의 steel plate로 製作하였다. 이 方法을 使用하면 收縮部의 入口로부터 收縮部 壁을 따라서 一率의 으로 減少하게되며 따라서 境界層 分離의 危險을 防止할 수 있다.

二次元的 收縮部는 三次元的 收縮部에 비해 設計및 製作에 있어서 많은 利點이 있다<sup>(10)</sup>. 二次元的 收縮部는 全體斷面을 二段階에 걸쳐 75cm×75cm에서 30cm×30cm로 收縮하였으며 收縮比는 6.25:1로 하였다. 參考文獻<sup>(10)</sup>의 式(11a)및 (11b)를 使用하여 IBM 1130 computer에 의하여 計算하고 그림 1-4에 그 形狀을 나타내었다.

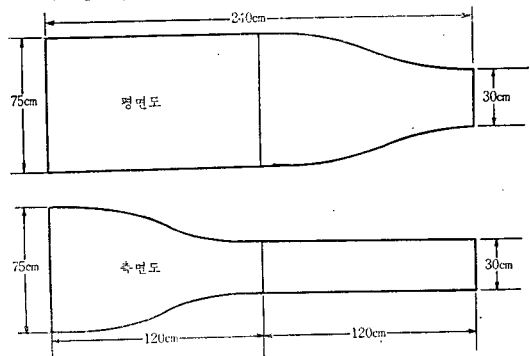


그림 1-4. 수축부의 단면도

Motor의 性能과 測定部에서의 最大速度를 考慮하여 測定部 斷面을 30cm×30cm로 하였으며 길이는 70cm로 긴模型의 實驗도 可能하며 材料는 두께 10mm의 plexiglas로서 製作하였다. 윗部分의 中央에는 pitot static tube와 實驗用 model의 裝着에 便利하도록 길이 45cm의 開閉式 窓門을 그림 1-5와 같이 만들었다.

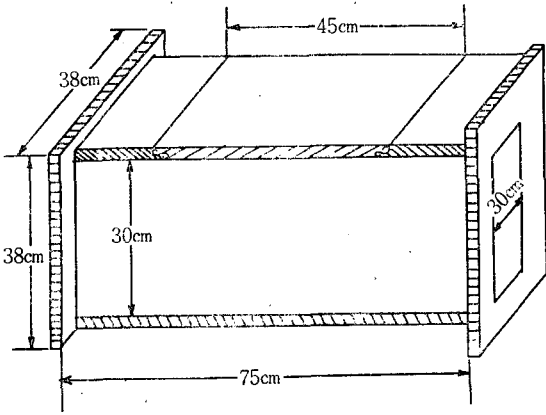


그림 1-5. 시 험 부

Diffuser 는 두께 9mm 의 합板으로 製作하였

으며 規格은 入口 30cm×30cm, 出口 60cm×60cm 그리고 길이는 240cm 로 하고 擴散角度는 3.58° 로 하였다.

위와같은 設計에 의해 製作한 風洞裝置의 性能을 檢査하기 위하여 Ishihara 製品의 pitot tube 를 使用하여 測定部에서 流速을 測定하였 으며 U-tube manometer 는 유리管으로 製作하여 最大流速은 秒速 40m/sec 를 얻었다. 斷面의 流速變化를 調査하기 위하여 測定部の 入口로 부터 40cm, 斷面에서 2cm 間隔으로 196 點에 걸쳐 動壓力頭를 調査하였으며 測定된 速度分布는 다음 그림 1-6, 그림 1-7과 같다.

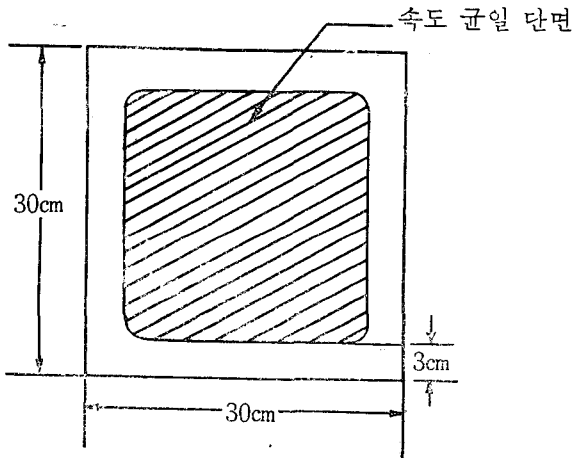


그림 1-6. 풍속 24.92m/sec 일때의 속도 분포

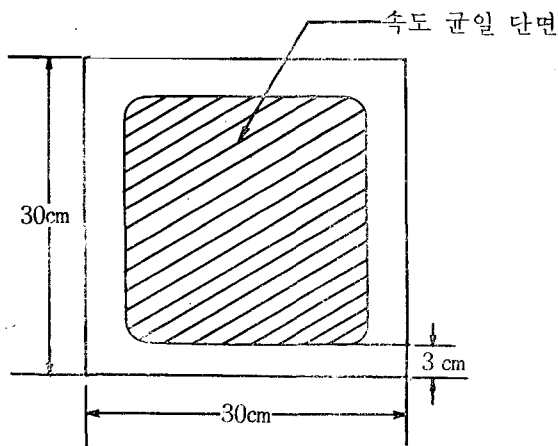


그림 1-7. 풍속 36.8m/sec 일때의 속도 분포

pitot tube 의 크기로 因하여 測定 可能한 壁 으로부터의 最少距離는 0.5cm 였으며 이 地 點과 壁사이의 速度分布는 그림에서 smooth

curve 로 이었다. 流速은  $K \frac{q}{\rho t}$  의 式<sup>(8)</sup>으로 calibration 할 수 있는데 이때의

$q$  : 測定部 斷面 여러點의 全壓力頭(動壓力)

$q_i$  : 收縮部 角錐 上流의 平均靜壓力頭이다. 縱方向의 壓力變化는  $K = \frac{\Delta p}{q_i}$ 의 式으로 求할 수 있는데.

$q_i$  : 風洞 manometer 에 表示된 動壓力頭.

$\Delta p$  : 中央線의 靜壓力에서 測定部 入口壁의 靜壓力을 뺀것.

測定部の 運動量 境界層의 두께는 流速에 따라 다르지만 約 3cm 였다.

亂流系數를 決定짓기 위하여 球의 抗力을 測定하여 임계 레이놀드數( $C_D=0.3$  되는  $Re$  數) 求하여 다음式으로 亂流系數(turbulent factor)를 求한다<sup>(17)</sup>.

$TF = \frac{385,000}{RNcr}$  여기서 385,000 은 조용한 大氣中에서 球의 抗力系數가 0.3 이 되는  $Re$  數이고  $RNcr$  은 風洞內에서 球의 抗力系數가 0.3 이 되는  $Re$  數이다.

本 測定實驗은 11.43cm 및 12.7cm 直徑의 球로서 實施하였으나 spring balance 의 正確度가 銳敏치 못해 大略  $TF$  가 1.2 程度로 나타났다.

測定部를 흐르는 空氣流의 動에너지와 blower 驅動에 必要한 入力에너지의 比  $ER$  은  $ER = \frac{\frac{1}{2}PV^3A}{550\eta bhp}$  이며<sup>(8)</sup> 이것은 風洞의 效率를 表示한다. 이 에너지比를 決定하기 위하여 motor 에 대한 入力의 에너지比  $ER_I = \frac{(qAV)t}{550EI/746}$  를 適用하여 motor 入力を 測定하여 求한 結果 低速에서는 에너지比가 3. 高速에서는 5 程度였다.

以上の 性能 測定으로 이 風洞은 高度의 精密度를 要하는 實驗을 除外하고는 充分한 資料를 提供할 수 있으며 damping screen 으로 因하여 에너지가 消耗되는 傾向이 있으나 運營費가 低廉하므로 良質의 흐름을 必要로 할 때 若干의 損失은 甘受해야 한다.

### 附錄 II. 抗力測定用 Spring Balance 의 設計 및 製作

風洞裝置에서 航空力學的인 힘을 測定하기 위해서는 銳敏하고 正確한 힘과 모멘트를 測定

할 수 있는 balance 가 必要하다. 本 研究를 위하여 風洞裝置는 製作되었으나 balance 가 獲得되지 못하였기 때문에 spring 과 지렛대의 原理를 利用하여 簡單하 balance 를 設計 製作하였다. spring 常數는 다음式에서 計算될 수 있다<sup>(7)</sup>.

$$K = \frac{P}{\sigma} = \frac{Gd^4}{8nD^3}$$

여기서  $G$  : piano wire 일때  $8 \times 10^3 \text{kg/mm}^2$

$d$  : wire diameter

$D$  : spring diameter

$n$  : 捲數

저울에 使用될 spring 의 길이는 15cm 이고 最大航力은 0.5kg 이 豫想되므로  $d=1.0\text{mm}$ ,  $D=9\text{mm}$  인 piano wire spring 을 使用했을 때의 引張되는 길이는  $K = \frac{0.5}{x} = \frac{8 \times 10^3 \times (1.0)^4}{8 \times 150 / 1.0 \times (9)^3}$  에서  $x=54.675\text{mm}$  가 된다.

Spring 저울을 使用하여 calibration 을 實施한 結果 抗力에 대한 spring 의 一次의인 變形 領域이 매우 좁았으므로 spring 常數가 相異한 4 個의 spring 을 使用하여 適切한 航力範圍에서 各各 使用하여 實驗하였다.

製作된 balance 의 諸元은 그림 II-1 과 같고 그림 II-2 는 balance 의 寫眞이다.

지렛대 길이의 約  $\frac{1}{3}$  地點에 pivot bearing

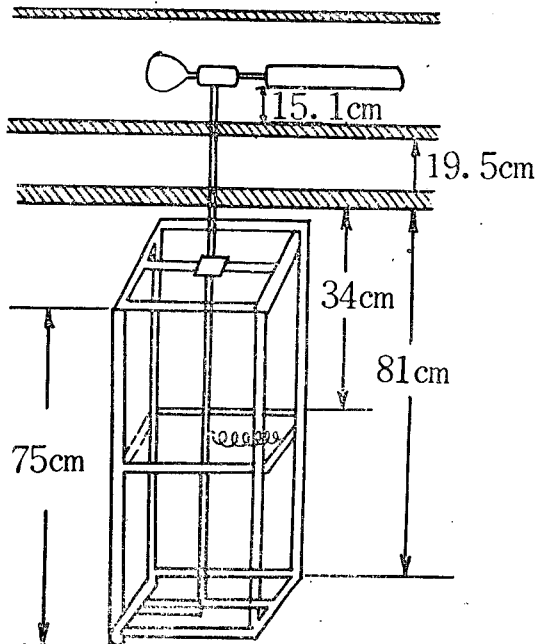


그림 II-1. Spring 식 balance 의 제원

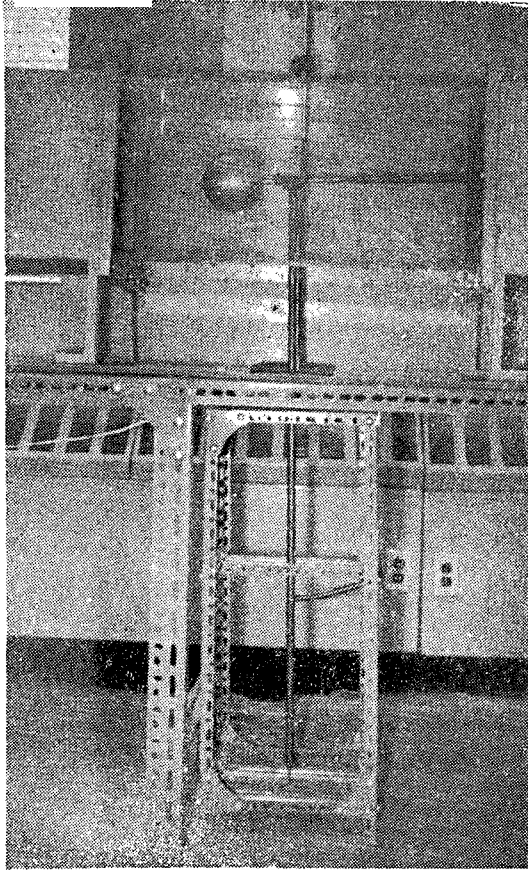


그림 II-2. Spring 식 balance 의 사진

이 위치하고 다음  $\frac{1}{3}$  지점에 spring 을 裝着하였으므로 實驗 model 의 抗力과 spring 의 引張力은 1:1 이 되지만 balance 第一 尺 部分에 表示된 scale 에서 읽을 수 있는 變形된 距離는 二位로 擴大되므로 작은 抗力에 대하여는 spring 常數가 작은 것을 使用하면 詳細하게 抗力을 測定할 수 있다.

附錄 III. NOVA 840 電策機의 MIMIC  
Source Language Program.

MIMIC SOURCE LANGUAGE PRGORAM  
CON(DT)  
CON(VZERO, WZERO)  
CON(GRAVI, RATE, COEF, FLOWR)  
CON(CUTOFF, TLIM)

PAR(ANGLE)  
ZERO=FSW(T,TRUE,FALSE)  
ZERO PI=ATN(1.,1.)\*4.  
WDOT=FSW(T-CUTOFF,-FLOWR, O.,O.,)  
ZERO THEZE=ANGLE/180, \*PI  
VLO=INT(VDOT, VZERO)  
THE=INT(THEDOT, THEZE)  
WEI=INT(WDOT, WZERO)  
X =INT(XDOT, O.)  
Y =INT(YDOT, O.)  
FORCE=RATE\*WEI  
TRUST=FSW(T-CUTOFF,FORCE, O.,O.,)  
VDOT=GRAVI/WEI\*(TRUST-WEI SIN(THE)-COEF\*VLO\*VLO)  
THEDOT=-GRAVI/VLO\*COS(THE)  
XDOT=VLO\*COS(THE)  
YDOT=VLO\*SIN(THE)  
FIN(C., Y)  
FIN(T, TLIM)  
HDR(T, VELO, THETA, WEIGH, X, Y,)  
HDR(, ACC)  
HDR  
OUT(T, VLO, THE, WEI, X, Y)  
OUT(, VDOT)  
PLO(T, VLO)  
PLO(T, VDOT)  
END

參 考 文 獻

1. Thibodeaux, J.G., Swan, R.L., and Wright, G., "Analytical and Experimental Studies of Spherical Solid-propellant Rocket Motors" NA-CA RML 57 G 12a, Aug. 1957.
2. Martz, C.W., and Swan, R.L., "Experimental and Analytical Study of Rolling-Velocity Am.

3. 秋葉一郎, “球形 ロケット”, 糸川研究場告 6月 1961.  
plification, During the Thrusting Process for Two 10-inch-Diameter Spherical Rocket Motors
4. 科學技術處 報告書, MOST-P-70-77-SA, “小形 로켓트 開發에 관한 研究(第一)”.
5. 陸軍士官學校, “兵器工學 概論(上)”, 1971.
6. Sutton, G.P., “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley, 1971.
7. 日本 金屬學會編, “金屬材料便覽” 1960. in Free Flight.” NASA TMX-75, Sept. 1959.
8. Pope, A., and Harper, J. J., “Low-Speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley, 1966.
9. Schubauer, G.B., and Spangenberg, W.G., “Effect of Screens in Wide-Angle Diffusers,” NACA REPORT 949, pp. 545—584, 1949.
10. Libby, P.A., and Reiss, H.R., “The Design of Two-Dimensional Contration Screens,” Quar, Appl, Math, Vol. IX, No. 1, pp. 95—98, 1951.
11. 베네 技術研究會編, “ほ權”, 丸善株式會社, pp 153—172, 1970.
2. Streeter, V.L., “Fluid Mecqanics.” Mcgraw-hill, 1971.
13. Hoerner, S. F., “Fluid-Dynamic Drag,” Published by the author, 2 King Lane, Green briar Brick Town, N.J., 1965.
14. Schlichting, H., “Boundarg Layer Theory”, Mcgraw-hill, 1960.
15. Etkin, B. “Dynamics of Flight,” John Wiley, 1965.
16. Gantmakher, F.R., and Levin, L. M., “The Flight of Uncontrolled Rockets,” The Macmillan, Company, 1964.
17. Platt, R. C., “Turbulence Factors of NACA Wind Tunnels as Determined by Sphere Tests,” NACA Report 558, 1935.