

複合 固體 推進劑의 初期溫度가 燃燒速度에 미치는 影響에 關한 研究

睦 榮 一 · 許 炳 琪*

亞洲大學校 工科學大學 *亞洲大學校 綜合研究所
(1982 年 9 月 6 日 接 收)

A New Functional Relationship between Buring Rate and Initial grain Temperature in Composite Solid Propellants

Young-Il Mok and Byung-Ki Hur

Department of Chemical Engineering, College of Engineering,
Ajou University, Suwon 170, Korea

*Research and Development Center, Ajou University

(Recived; September 6, 1982)

要 約

複合 固體 推進劑의 燃燒에 있어서 分解領域, 氣體反應領域, 火焰領域 사이의 熱傳達를 輻射 및 傳導의 두 機構로 假定함으로써, 推進劑의 燃燒速度-初期溫度-燃燒室內壓의 函數關係를, $BR = k\tau^n \exp(-E_a/\tau) (P/Z)^n$ 으로 表現하였다. 여기서, τ 는 推進劑 初期溫도의 分數 函數으로써 $\tau = 1/R \cdot (T_i + C)$ 로 表現된다.

本 研究에서는 推進劑의 初期溫度가 燃燒速度에 미치는 影響을 輻射와 傳導의 두 熱傳達 機構로 說明함으로써, 初期 溫도의 影響을 計量化 하였다. 提案된 關係式은 任意的 初期溫度, 任意的 燃燒室內壓 下에서 推進 機關의 設計 및 性能 解析을 가능하게 한다.

提示된 模型의 堅實性을 實證하기 위하여 2가지 타입의 複合 固體 推進劑를 選定, 燃燒試驗을 通하여 計算値와 測定値를 比較 檢討하였다. 그 結果, 各各의 初期溫度에서, 燃燒室內壓에 따른 燃燒速度의 測定値와 計算値 사이의 差異를 測定値에 對한 百分率로 나타내었을 때 最低 0%에서 最高 2% 사이의 分布를 이루고 있다는 것을 認知하였으며, 이 差異는 推進機關의 設計 및 性能解析에 미치는 影響은 極微하다는 것을 알 수 있었다.

ABSTRACT

By depicting the transfer of heat and combustion reaction to take place within thin gas layers close to the propellant burning in a steady-state fashion, a new theoretical relationship has been

deduced to describe the burning rates of solid propellants as a function of initial grain temperature and chamber pressure. The proposed equation is $BR = k\tau^n \exp(-E_a\tau)(P/Z)^n$ where BR = burning rate, $\tau = 1/R(T_i + C)$, k, n = constants, E_a = activation energy, T_i = initial grain temperature, C = effective temperature rise, P = Combustion chamber pressure and Z = mean Compressibility factor.

The proposed model was tested and evaluated *visa vis* strand burner data and it was found that the deviation of the computed burning rates from the measured ones ranged zero to 2%. This leads to the conclusion that the model proposed herein, both physical and mathematical, correctly represents the reality of combustion process of solid propellants, thus proving to be useful in design and performance analysis of propulsion system.

1. 緒 論

고체 추진제의 초기온도가 연소율에 미치는 영향은豫想했던 것보다는 微少하다는 것이 研究結果에 의하여 잘 알려져 있다. Huggett¹⁾ 및 Halzman²⁾ 등은 一定한 燃燒室 內壓下에서 그레이인의 초기온도에 따른 燃燒速도의 變化는 每 10°C 마다 5% 미만이라고 發表하였다. 典型的 固體推進劑의 경우 溫度에 따른 燃燒速도의 變化係數는 0.2%/°C 內外라는 것도 잘 알려져 있다. 그러나 이들 影響이 비록 微少하다고 할지라도 로켓트가 作動되는 時期와 장소에 따라서 그 週邊溫度가 -65°F에서 165°F까지의 넓은 分布를 이루고 있기 때문에, 그 時空에 따른 固體推進劑의 燃燒速도는 상당한 차이를 나타낸다. 이로 말미암아, 추진제의 초기온도가 높을 경우에는 設計된 燃燒室 內壓의 限界値를 超過하는 壓力를 誘發시킴으로써 폭발사고에 까지 가능하며 초기온도가 낮을 경우에는 點火 시스템이 作動한 후에도 그레이인의 燃燒가 일어나지 않거나 燃燒가 일어나는 경우에도 設計된 性能을 充足시키지 못하는 경우도 발생하게 된다. 따라서 溫度變化가 固體推進劑의 燃燒速도에 미치는 影響을 最小化하기 위하여 組成 成分의 測面에서의 研究는 물론, 그 燃燒메카니즘의 糾明에 關한 實驗的 그리고 理論的 研究가 계속 이루어지고 있다.^{2,3)}

Cross 및 Grimshaw⁵⁾는 추진제의 초기온도가 연소율에 미치는 影響을 考慮하여 式(1)을 提案하였다.

$$BR = \frac{B' \cdot P^n}{T_o - T_i} \quad (1)$$

위 式에서 T_o 는 추진제의 組成에 의하여 決定되는 常數로써 溫度의 次元을 갖으며, T_i 는 추진제의 초기온도이다. 그러나 式 (1)은 추진제의 초기온도가 연소율에 미치는 影響을 實質의으로 잘 代辯하지 못하고 있으므로, 實際 推進機關 設計에는 式 (1)보다는 下式 (2) 및 (3)과 같이 定義되는 一定壓力 下에서의 溫度 敏感度 (Temperature sensitivity of pressure) 혹은 燃燒速度-溫度係數(Burning-rate temperature coefficient) 등 實驗式을 이용하고 있다.

$$\pi_k = \frac{100(P_2 - P_1)}{\left(\frac{P_2 + P_1}{2}\right)} / (T_2 - T_1) \quad (2)$$

$$\sigma_p = \frac{100(BR_2 - BR_1)}{\left(\frac{BR_2 + BR_1}{2}\right)} / (T_2 - T_1) \quad (3)$$

式 (2)는 下式 (4)와 같이 定義되는 面積比 K_n 을 一定하게 固定시켰을 때 추진제 초기온도의 單位變化當 燃燒室 內壓의 變化를 백분율로 나타낸 것이며, 式 (3)은 燃燒室 內壓을 一定하게 했을 때 초기온도의 單位變化當 燃燒速도의 變化를 백분율로 나타낸 式이다.

$$K_n = \frac{A_b}{A_t} \quad (4)$$

위 式에서 A_t 는 推進機關의 노즐스포트(Nozzle

throat)의面積을 意味하며, A_b 는 推進劑의 燃燒表面積을 意味한다.

本 研究는 HUR 와 MOK⁴⁾이 發表한 複合固體推進劑의 燃燒速度 機構에 對한 理論的 研究의 連續으로, 固體推進劑가 燃燒할 때 形成되는 分解領域, 反應領域 및 火焰領域 사이의 熱傳達 機構의 糾明을 통하여, 反應領域의 平均反應 溫度와 推進劑의 初期溫度 사이의 函數 關係를 導出함으로써 推進劑의 初期溫度가 燃燒速度에 미치는 影響을 究明하였다.

2. 推進劑의 初期溫度 變化에 따른 推進劑 燃燒의 特性變化

一般的으로 複合固體 推進劑의 燃燒速度는 다음 方程式으로 表現될 수 있다.

$$BR = f(P, T_i, T_F, V_G, G, O/F, C-P, O-P) \quad (5)$$

윗 式에서

P : 推進機關 燃燒室內壓

T_i : 推進劑의 初期溫度

T_F : 燃燒火焰 溫度

V_G : 燃燒表面을 지나가는 燃燒 氣體의 流速

G : 推進劑 그레인의 形狀因子

O/F : 酸化劑와 燃料의 混合比

$C-P$: 推進劑의 組成 및 各成分의 重量比

$O-P$: 酸化劑 粒子의 粒度分布

HUR 및 MOK⁴⁾의 固體 推進劑의 燃燒機構에 關한 研究 結果에 의하면 式 (5)는 式 (6)과 같이 具體化 될 수 있다. 즉 固體 推進劑의 燃燒速度는 燃燒室內壓과 反應領域의 平均溫도의 函數로 表現된다.

$$BR = f(P, T_i, T_F, V_G, G, O/F, C-P, O-P) = k \alpha^n \exp(-E_a \alpha) (P/Z)^n \quad (6)$$

여기서 $\alpha = 1/RT_R$ 이고 T_R 은 反應領域의 平均溫度, E_a 는 이 領域에서의 活性化에너지, Z 는 T_R 과 P 에 의하여 決定되는 平均 壓縮 係수이다. 또한 k 와 n 은 常數이다.

推進劑를 燃燒表面에 수직인 方向에서 縱으로 絶斷하여 燃燒表面 近方의 溫度分布를 보면, 아직 燃燒가 일어나고 있지 않는 固體部分의 溫度

가 가장 낮고 完全히 燃燒가 일어난 燃燒 氣體層의 溫度가 가장 높게 된다. 이 두 領域 사이에 存在하는 分解領域, 反應領域 및 火焰領域의 溫度는 燃燒表面의 溫度로부터 燃燒氣體層의 溫度에 이르도록 급히 상승함을 알 수 있다. 固體推進劑가 燃燒할 때에 各 領域에서의 溫度分布가 推進劑의 初期溫度에 따라서 Fig. 1과 같이 形成된다고 假定하면 各 領域에서의 溫度分布는 式 (7)과 같이 表現된다.

$$T = f(x) + T_i \quad (7)$$

式 (7)에서 x 는 推進劑 燃燒表面에서 부터 수직인 方向의 距離를 意味하며, T_i 는 推進劑의 初期溫度이다.

固體 推進劑가 燃燒할 때 形成되는 各 領域의 두께는 數 마이크로 以下이며,⁶⁾ 燃燒表面 아주 가까이에서 접근하면, 渦流 現象이 不在하다는 것은 이미 지적되었다.^{7,8,9)} 따라서 燃燒領域內에서 熱傳達 메카니즘은 對流을 無視한 傳導와 輻射에 限한다고 해도 무리가 없다.

反應領域內에서 反應氣體의 化學反應은 發熱反應이며, 推進劑 表面의 分解反應은 吸熱反應이다. 發熱反應에 의하여 發生된 熱量은 輻射와 傳導에 의하여 反應 領域에서 부터 固體 推進劑의 表面에 도달함과 동시에 吸收되어서 分解反應을 속행시킨다. 따라서 推進機關의 燃燒室內壓이 一定한 경우에는, 發熱反應과 吸熱反應 사이에 熱量的側面에서 動的 平衡을 이루게 되어 이 領域들 사이에 一定한 溫度分布 曲線을 나타

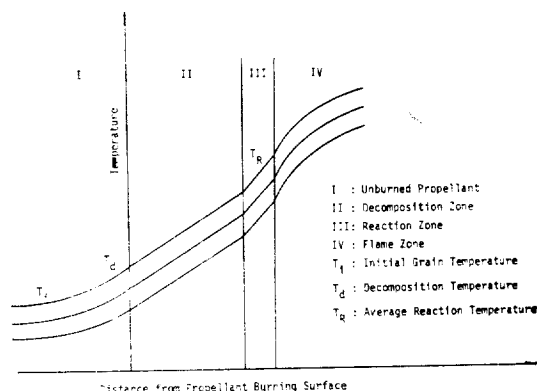


Fig. 1. Temperature Profiles Affected by Different Initial Grain Temperatures.

내게 된다. 燃燒領域의 어떤 地點에서 부터 固體 推進劑의 燃燒表面 사이의 熱傳達는 다음 式과 같이 表現할 수 있다.

$$q = U\Delta T = U(T_x - T_i) \quad (8)$$

式 (8)에서 q 는 熱플럭스이며, T_x 는 任意的 點 x 에서의 溫度, T_i 는 推進劑의 初期溫度, 그리고 U 는 總括傳熱 係數로써 式 (9)와 같이 表現된다.

$$\frac{1}{U} = \sum \frac{l_i}{k_i} \quad (9)$$

여기서 l_i 와 k_i 는 各 燃燒領域의 두께와 有效熱傳導도를 意味한다. 만일 各 燃燒領域의 熱傳達抵抗이 推進劑 組成의 函數로써, 燃燒室 內壓의 變化에 無關하게 一定하다면, q 와 U 또한 推進劑 組成의 函數로써 그 組成에 따라서 一定하게 된다. 따라서 式 (8)로부터 氣體反應領域의 平均 溫度는 다음 式으로 表現된다.

$$T_R = T_i + \frac{q}{U} = T_i + C \quad (10)$$

複合 固體推進劑의 初期溫度가 燃燒速度에 미치는 影響을 糾明하기 위하여 式 (6)과 式 (10)을 組合하면 式 (11)을 얻게 된다.

$$BR = k \cdot \tau^n \exp(-E_a \tau) \cdot \left(\frac{P}{Z}\right)^n \quad (11)$$

여기서

$$\tau = \frac{1}{R(T_i + C)} \quad (12)$$

式 (11)은 推進劑의 燃燒速度를 세 개의 函數群으로 분리하여 표시된 式이다. 즉, 그래인의 初期溫度를 包含하는 推進劑 시스템의 溫度의 函數 τ , 推進劑 固有의 反應性을 나타내는 活性化 에너지 函數 그리고 推進機關의 內壓의 函數이다.

3. 提案 模型의 評價

提示된 燃燒 模型의 堅實性을 立證하기 위하여 CTPB (Carboxy-terminated polybutadiene)를 매트릭스로 하는 2가지 타입의 AP 複合 固體 推進劑를 選定하여, 燃燒室 및 推進劑의 初期溫度가 各各 -40°C , 20°C 및 50°C 일때의 燃燒速度를 STRAND BURNER를 사용하여 測定

하였다.

本 研究에서 選定한 固體 推進劑의 타입은 참고문헌 (4)에서 選定되었던 타입과 同一한 것이다. 따라서 여기서는 燃燒速度 計算에 필요한 臨界壓力, 換算溫度 및 n 의 값을 참고문헌 (4)에서 인용하였다. Table 1은 이들의 값을 나타내고 있다.

Table 1. Critical Pressures, Reduced Temperatures, and n-Values of Propellant Types L and N

Term Type	Critical Pressure (atm)	Reduced Temperature (T_r)	n-Value in Eq(11)
L	130	Higher than 3	0.348
N	131	1.30	0.407

燃燒速度 式 (11)에서 k , C 및 E_a 의 값을 求하기 위하여 式 (11)을 대수로 變形시키면 다음 式과 같다.

$$\ln BR = \ln k + n \ln \left(\frac{1}{R(T_i + C)} \right) - E_a \left(\frac{1}{R(T_i + C)} \right) + n \ln \left(\frac{P}{Z} \right) \quad (12)$$

그래인 初期溫度 -40°C , 20°C 및 50°C 에서 임의의 燃燒室內壓에서의 燃燒速度는 다음과 같이 表現된다.

$$\ln(BR_{233.15})_i = \ln k + n \ln \left(\frac{1}{R(233.15 + C)} \right) - E_a \left(\frac{1}{R(233.15 + C)} \right) + n \ln \left(\frac{P}{Z} \right)_i \quad (13)$$

$$\ln(BR_{293.15})_i = \ln k + n \ln \left(\frac{1}{R(293.15 + C)} \right) - E_a \left(\frac{1}{R(293.15 + C)} \right) + n \ln \left(\frac{P}{Z} \right)_i \quad (14)$$

$$\ln(BR_{323.15})_i = \ln k + n \ln \left(\frac{1}{R(323.15 + C)} \right) - E_a \left(\frac{1}{R(323.15 + C)} \right) + n \ln \left(\frac{P}{Z} \right)_i \quad (15)$$

式 (13)에서 式 (14)를 減하고, 測定된 모든 값에 대하여 그 關係를 적용시키면 式 (16)을 얻게 된다.

$$\begin{aligned} \frac{E_a}{R} = & \left[\frac{1}{(233.15 + C)} - \frac{1}{(293.15 + C)} \right] \\ & \left\{ \sum_{i=1}^k \left[\ln(BR_{233.15})_i - \ln(BR_{293.15})_i \right] \right. \\ & - k \cdot n \left\{ \ln \frac{1}{R(233.15 + C)} \right. \\ & \left. - \ln \frac{1}{R(293.15 + C)} \right\} \\ & \left. - n \left\{ \sum_{i=1}^k \left(\ln \left(\frac{P}{Z} \right)_{233.15} - \right. \right. \right. \\ & \left. \left. \left. \ln \left(\frac{P}{Z} \right)_{293.15} \right) \right\} \right\} \quad (16) \end{aligned}$$

위의 과정을 式 (14) 및 (15)에 적용시키면 式 (17)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{E_a}{R} = & \left[\frac{1}{(293.15 + C)} - \frac{1}{(323.15 + C)} \right] \\ & \left\{ \sum_{i=1}^k \left[\ln(BR_{293.15})_i - \ln(BR_{323.15})_i \right] \right. \\ & - kn \left\{ \ln \frac{1}{R(293.15 + C)} \right. \\ & \left. - \ln \frac{1}{R(323.15 + C)} \right\} \\ & \left. - n \left\{ \sum_{i=1}^k \left(\ln \left(\frac{P}{Z} \right)_{293.15} - \right. \right. \right. \\ & \left. \left. \left. \ln \left(\frac{P}{Z} \right)_{323.15} \right) \right\} \right\} \quad (17) \end{aligned}$$

式 (16) 및 (17)로부터 C 및 E_a 를 구하고 이들 값을 式 (13)에 적용시키면 k 값을 구할 수 있다. Table 2는 각 타입의 計算된 燃燒特性들이다.

Table 2. Combustion Characteristics of Each Type of Propellant

Type	Term	k	C(°K)	Ea(cal/g-mol)
L		190	2,040	23,950
N		117	1,530	18,174

이들 計算에 의하면 推進劑 타입 L의 경우 反應領域의 平均 溫度는 推進劑의 初期溫度에 따

라서 2,273°K에서부터 2,363°K 사이에 分布되어 있으며, 反應氣體의 活性化에너지는 23,950 cal/g-mol인 것을 알 수 있다. 반면에 타입 N인 경우에는 反應領域의 平均反應溫度가 1,763°K에서부터 1,853°K 사이에 分布되어 있고 活性化 에너지는 L타입의 活性化 에너지보다 낮은 18,174 cal/g-mol인 것을 알 수 있다. 또, n 값으로부터 타입 L은 燃燒室 單位壓力 變化當의 燃燒速度의 變化가 타입 N에 比하여 완만하다는 것을 알 수 있다. 그레인 初期溫度가 상술한 바와 같이 平均反應溫度에 影響을 미친다는 사실은 斷熱火焰 溫度 計算을 통하여서도 대략 豫測할 수 있다.

Fig. 2 및 3은 推進劑 타입 L 및 N의 燃燒速度 測定値와 燃燒速度式(11)로부터 計算된 計算値를 plotted한 것이다. 各各의 初期溫度에서 燃燒室 內壓에 따른 燃燒速度 測定値와 計算値 사이의 差異를 測定値에 대한 百分率로 나타내었을 때 最低 0%에서 最高 2%의 分布를 이루고

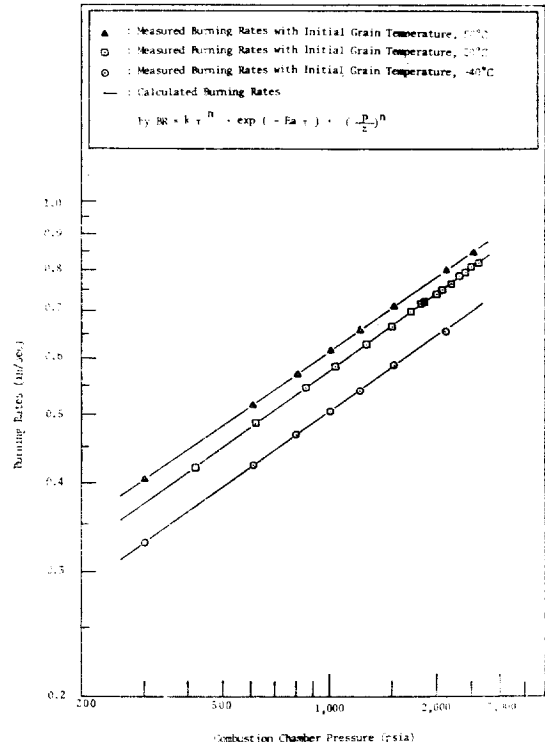


Fig. 2. Burning Rate Data of Propellant Type L, Experimental versus Computed by use of Eq. (11)

있었다. Fig. 2에서 알 수 있듯이推進劑 타입 L에 있어서 燃燒速度和 壓力의 函數關係는 式 (18)을 만족시키고 있다.

$$BR = k' \cdot p^n \quad (18)$$

燃燒速度計算에 널리 通用되는 式 (18)은 一般式 (11)의 한 極限의 型態이다. 참고문헌 (4)의 燃燒機構에 따르면 타입 L의 경우, 燃燒時 形成되는 反應領域內에서의 反應氣體들은 比較的 理想氣體와 類似하게 舉動한다. 이에 반하여 타입 N의 燃燒速度和 壓力과의 函數關係는 式 (18)에서 부터 많이 벗어나며, 壓力이 높은 경우에는 그 벗어나는 정도가 커지는 경향을 보이고 있다. 이는 反應領域의 氣體들이 理想氣體의 舉動에서 많이 벗어나 있다는 것을 나타내는 것이다.

各推進劑의 燃燒速度-溫度係수가 壓力和 初期溫度 範圍에 따라서 變하는 傾向을 알기 위하여 式 (3)을 이용하여 그 係數를 計算하였다. Fig. 4는 N타입 推進劑의 初期溫度 範圍가

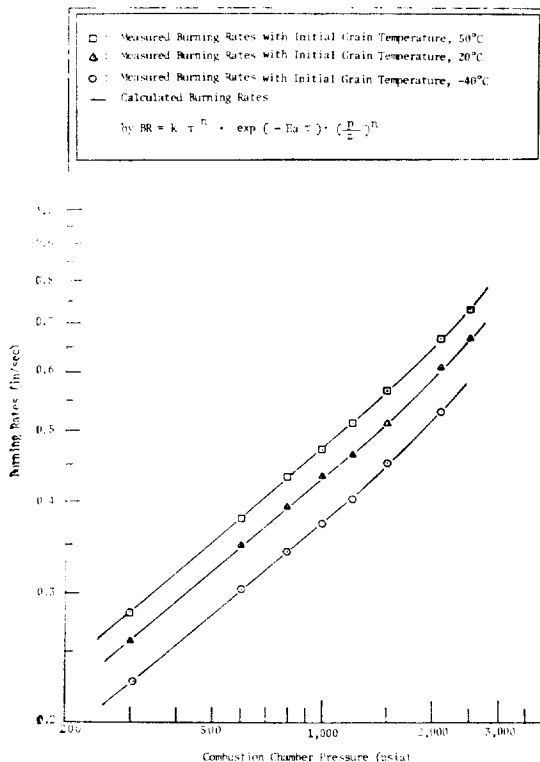


Fig. 3. Burning Rate Data of Propellant Type N, Experimental versus Computed by use of Eq. (11)

$-40^{\circ}\text{C} \sim 20^{\circ}\text{C}$, $-40^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}$, 및 $20^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}$ 인 경우에 있어서 燃燒速度-溫度係數(σ_p)이며 Fig. 5는 같은 初期溫度 範圍에서 타입 L의 燃燒速度-溫度係數를 나타내고 있다. 이 結果에 의하면, 타입 N인 경우에는 初期溫度範圍 및 燃燒室 內壓에 따라서 그 係數가 最高 $0.15\%/^{\circ}\text{C}$ 의 差異를 나타내고 있다. 반면 타입 L인 경우에는 같은 初期溫度 範圍에서는 壓力變化에 따라 燃燒速度-溫度係數의 變化를 發見할 수 없었으며, 같은 壓力에서 初期溫度 範圍에 따른 燃燒速度-溫度係數値의 變化 또한 크게 나타나지 않았다. 그러나 타입 N의 推進劑를 어떤 推進 機關에 사용할 경우 그 機關의 設計 및 性能 解析에 있어서 어떤 初期溫度 範圍의 燃燒速度-溫度係數를 사용하느냐에 따라서 그 結果에 상

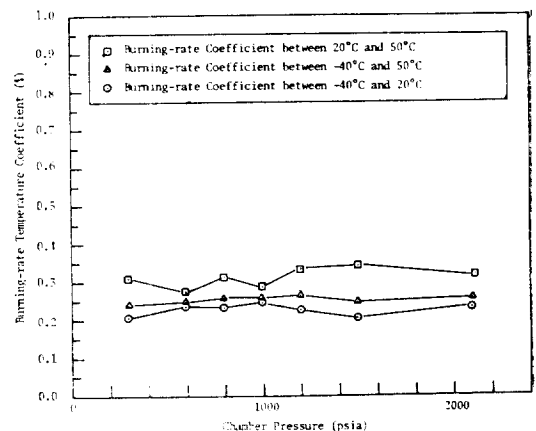


Fig. 4. Chamber Pressure vs. Burning-rate Temperature Coefficient of Propellant Type N

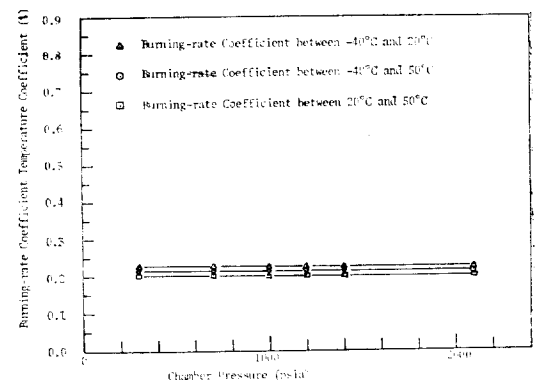


Fig. 5. Chamber Pressure vs. Burning-rate Coefficient of Propellant Type L

당한 差異를 보일 것이다.

本 研究는 燃燒速度를 初期溫度 및 燃燒室 內壓의 函數로 表示함으로써 任意的 初期溫度, 任意的 燃燒室 內壓下에서 推進機關의 設計 및 性能 解析을 가능하게 하였다. 初期溫度 및 燃燒室 內壓이 燃燒速度에 미치는 影響을 燃燒機構로써 糾明함으로써, 燃燒速度에 影響을 미치는 다른 因子들의 效果를 先驗的 및 實驗的으로 數式化, 計量化 할 수 있는 基礎를 마련하였다. 式 (11)은 資料의 貯藏 및 回收(Data storage and Retrieval)의 편리한 수단으로 간주할 수도 있다.

4. 結 論

複合 固體 推進劑의 初期溫度가 燃燒速度에 미치는 影響에 대한 理論的 實驗的 研究를 통하여 얻은 結果를 다음과 같이 要約할 수 있다.

(1) 本 研究에서 提示한 燃燒 및 熱傳達 機構에 의하여 誘導된 燃燒速度式은 實測值를 잘 代辯하고 있다.

(2) 推進劑 組成中 Aluminum의 含量이 16 wt%인 타입 L의 경우에는 反應領域의 平均溫度 및 活性化 에너지가 Aluminum의 含量이 4 wt%인 타입 N 경우보다 높게 나타났다.

(3) 燃燒速度-溫度係數는 初期溫도의 範圍에 따라서 相異한 값을 나타내었다.

(4) 推進劑 타입 N인 경우 燃燒室 內壓에 따라서 燃燒速度-溫度係數가 變하나 그 變化 程度는 初期溫度 範圍에 의한 것보다 훨씬 작았다.

(5) 推進劑 타입 L인 경우에는 燃燒室 內壓의 變化가 燃燒速度-溫度係數에 거의 影響을 미치지 않았다.

Nomenclature

A_b Burring surface area of propellant, in^2 .
 A_t Area of nozzle throat, in^2
 BR Burring rate, in/sec
 C Effective temperature difference, $^{\circ}\text{K}$
 $C-P$ Chemical formulation of propellant

E_a Activation energy of gas reaction in reaction zone

G Propellant grain shape factor

k, k' Constants of Combustion characteristics

K_n Area ratio

n Constant of Combustion characteristics

O/F Oxidizer-fuel mixture ratio

$O-P$ Oxidizer particle size

P Combustion chamber pressure, psia

R Universal gas constant, $\text{cal}/\text{g}\cdot\text{mol}\cdot^{\circ}\text{K}$

T_F Combustion flame temperature, $^{\circ}\text{K}$

T_i Initial grain temperature, $^{\circ}\text{K}$

T_R Average gas temperature of reaction zone, $^{\circ}\text{K}$

V_G Transverse velocity of combustion gases across burning surface, in/sec

Z Compressibility factor

σ_p Burning rate temperature coefficient, $\%/^{\circ}\text{K}$

π_k Temperature sensitivity of pressure, $\%/^{\circ}\text{K}$

REFERENCES

1. C. Huggett, Section M. Combustion of Solid Propellants, p.565, Princeton, N. T., Princeton University Press(1956).
2. R.T. Halzman, Chemical Rockets and Flame and Explosion Technology, Marell Dekker INC. New York and London(1969).
3. F.A. Warren, Rocket Propellants, Reinhold Publishing Cooperation, New York (1960).
4. B.K. Hur and Y.I. Mok, A New Approach to the Burning Rate Correlation of Solid Propellants, J. of KICHe, in press (1983).
5. A.D. Crow and W.E. Grimshaw, The Combustion of Colloidal Propellant, Trans. Kay. Soc. London, A230, 387(1932).
6. J.B. Levy and R. Friedman, Symp. Combust. Pasadena, Calif., 1960, 663(1962).
7. R.B. Cole and J. Wenograd, Princeton University, Aerospace Mech. Su. Report

446—0(June 1965).

University(1958).

8. G.S. Sutherland, Ph.D. Thesis, Princeton

9. H. Silla, ARS J. 31, 1277(1961).