

固体推進劑의 燃燒速度 推定을 위한 새로운 函数 關係式의 導出

許炳琪*·睦榮一

*垂洲大学校 綜合研究所 垂洲大学校 工科大学
(1982년 7 월 10일 접수, 1983년 11월 8 일 채택)

A New Approach to the Burning Rate Correlation of Solid Propellants

Byung Ki Hur*, Young Il Mok

*Research and Development Center, Ajou University
College of Engineering, Ajou University, Suwon Korea
(Received 10 July 1982; accepted 8 November 1983)

要 約

固体推進劑의 燃燒에 있어서 固体表面과 生成된 燃燒氣體사이의 薄膜의 氣相反應領域이 存在한다는 燃燒模型을 設定함으로써, 理論的 根據를 가진 새로운 燃燒速度式 $BR = k \left(\frac{1}{RT} \right)^n \exp \left(-\frac{E_a}{RT} \right) \left(\frac{P}{Z} \right)^n$ 을 誘導하였다. 特히 本 研究에서는 燃燒速度式의 展開에 있어서 對應相態理論의 壓縮係數를 導入함으로써, 燃燒領域內에 存在하는 實際氣體의 燃燒反應을 非理想氣體의 으로 處理할 수 있었다.

提示된 燃燒模型의 堅實성을 立證하기 위하여, 세가지 타입의 複合固体 推進劑의 實測值를 提示模型의 計算値와 比較檢計하였다. 그 結果를 보면 提示模型에 의한 計算値가 燃燒室內壓이 낮은 경우는 물론 높은 경우에도 實測値에 잘一致하였다. 特히 燃燒室內壓이 1,000 psia以上인 경우에 提示模型은 널리通用되고 있는 實驗的 燃燒模型, $BR = ap^m$ 또는 半理論的模型, $1/BR = A/P + B/P^{1/3}$ 에 비해 越等함을 알 수 있었다.

Abstract—By assuming an effective, rate determining “reaction layer” between the decomposition and flame zones, a new theoretical relation for burning rate of the form, $BR = k \left(\frac{1}{RT} \right)^n \exp \left(-\frac{E_a}{RT} \right) \left(\frac{P}{Z} \right)^n$, has been deduced where BR = burning rate, k , n = constants, E_a = activation energy, Z = mean compressibility factor, P = combustion chamber pressure and T = temperature of reaction zone. Inclusion of compressibility factor in the equation permitted the application of the concept to real situations prevailing in actual design and analysis of propulsion systems.

The proposed model was tested vis-a-vis experimental data and it was concluded that the burning rates predicted by the proposed model is in excellent agreement with the measured values at high as well as low combustion chamber

pressures. It was also shown that this model is indeed superior to the conventional empirical model, $BR = ap^m$ where $a, m = \text{constants}$, and the semiempirical model, $1/BR = A/P + B/P^{1/2}$ where $A = \text{chemical reaction time parameter}$ and $B = \text{diffusion time parameter}$, particularly in the region where the combustion chamber pressures exceed 1,000 psia.

1. 諸論

固体推進劑의 燃燒메카니즘에 관한 研究는 멀리 15세기의 로켓트誕生과함께 시작되어 그 年輪을 같이하고 있다. 그 동안의 研究結果는 크레인設計解析, 로켓트의 性能豫測 等 이 分野에 至大한貢獻을 하였고 드디어 1900年代에는 인간이 달에 着陸하기에 이르렀다. 이와같이 燃燒메카니즘은 利明을 위하여 많은 研究가 進行되었고, 또 상당한 進歩가 있었으나, 그 메카니즘을 完全히 理解하기에는 아직 우리의 知識과 經驗이 未洽한 것이事實이다. 持히 推進機關의 燃燒室內壓이 높아질수록 그 機構가 複雜하여 지며 豫測이 점점어려워 지게된다[1-4].

現在까지 잘 알려져 있는 燃燒速度 方程式으로는 le Saint Robert 法則이라고 칭하는

$$BR = ap^m \quad (1)$$

또는 그의 變型인 方程式(2)가 있으며

$$BR = b + ap^{m1} \quad (2)$$

Seinz-Summerfield에 의하여 研究된, 理論의 바탕에 根據를 둔 方程式(3)을 들 수 있다[1-3].

$$\frac{1}{BR} = \frac{A}{P} + \frac{B}{D^{1/2}} \quad (3)$$

위의 燃燒方程式들은 固体推進劑의 燃燒速度를 計算하는데 널리 사용되고 있으며 이 式들에 의하여 計算된 燃燒速度는 內壓이 約300psia에서 1,500 psia까지의 範圍에서는 實測値를 比較的 잘代表하고있다. 그러나 燃燒室內壓이 1,500psia以上에서는 多小의 差異를 나타내고 있다는 것이 研究結果 잘 알려져있다. 이는 이方程式들이 推進劑의 燃燒機構를 理論의으로 充分히 代辯하고 있지 못하다는證據이기도하다.

固体推進劑의 燃燒速度에 影響을 미치는 因子로는 固体推進劑를 形成하고 있는構成 成分에 따른 內的因子와 週環境條件에 의한 外的因子로 大別할 수 있다. 構成 成分에 의한 內的因子로는 推進劑

의 組成成分과 各組成的 重量比, 酸化劑粒子의 表面的, 燃燒解媒를 考慮할수있다. 外的因子로는 燃燒室의 內壓, 推進劑의 初期溫度, 燃燒表面을 지나가는 燃燒氣體의 流速等を 열거할수있다 [3-9].

위의 모든因子들中 燃燒室內壓은 주어진 推進劑에 있어서 그의 燃燒速度에 가장支配的인 影響을 미치는 因子이다. 本 研究에서는 이에 대한 研究가 重占的으로 다루어졌다. 固体 推進劑表面으로부터 分解되는 氣體에 의해 形成되는 薄膜의 反應領域을 律速領域으로 假定하고 이領域內에서의 化學反應을 叙述함으로써 推進劑의 燃燒速度式을 理論的으로 誘導하였다. 誘導된 方程式의 堅實性을 立證하기 위하여 計算된 燃燒速度와 實測値를 比較 檢討하여, 燃燒室內應이 1,500psia以上인 경우는 물론 그 以下인 경우에 대하여도 誤差가 極小하다는 것을 발견하였다.

2. 燃燒메카니즘

推進劑를 占火시키기 위해서는 적당한 量의 熱量이 필요하다. 點火를 위해 필요로하는 熱量은 推進機關의 一部分인 點火시스템에 의하여 공급된다. 폴리부타디엔을 메트릭스로 하는 固体推進劑의 自動點火溫度는 300℃以上이라는 것이 實驗結果로 알려져 있다.

Nitrocellulose 및 Nitroglycerine의二成分 推進劑의 燃燒메카니즘은 比較的 잘알려져 있다[2, 17, 18]. Nitrocellulose-Nitroglycerine推進劑의 燃燒는 多空層(Foam Zone), 氣泡層(Fizz Zone) 및 火焰層(Flame Zone)의 세가지 서로 다른燃燒領域에서 서로의連關性을 유지하면서 일어나며 上記의 3層이 推進劑表面과 平行하여 形成되고 동시에 固体表面에서 消耗되는 物質이 이層들을 連續的으로 通過하면서 變化되어 간다고 貝象化하고있다. 따라서 어느 순간 推進劑의 表面을 重直으로 斷絶하면 위에 언급한 3가지燃燒領域을 同時에 發見할수있다. 燃燒가 아직 일어나고 있지않는 固体燃料層은 氣泡層및 火

焰層으로 부터의 熱傳導와 主가되는 輻射熱에 의하여 加熱되어서 推進劑의 一部가變化 그리고 氣化되면서 分解가 일어나며 이氣체는 酸化하면서 에너지를 放出한다. 氣泡 領域에서 生成된 生成物 들은 反應을 계속하여, 最終에는 燃燒室 内部가 等圧火焰溫度에 도달하게 된다.

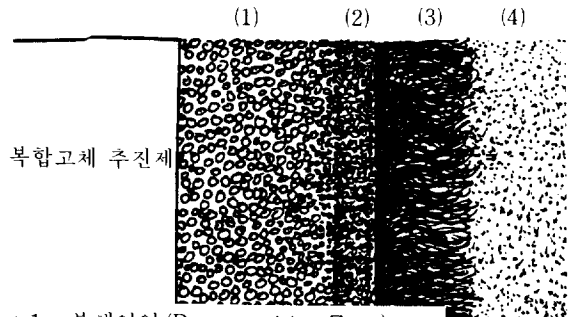
複合推進劑의 燃燒는 Nitroglycerine-Nitrocellulose推進劑의 燃燒메카니즘과 전혀 다른 메카니즘에 의하여 일어난다고 본다. 複合 推進劑 内에는 酸化劑와 燃料가 異質相으로 同時に 存在하기 때문에 燃燒의 어느 순간에 推進劑의 燃燒表面에 垂直한 斷面을 보면 酸化劑 成分이 燃料成分보다 풍부한 部分과 그 반대의 傾向을 갖인 部分을 發見할수 있다. Cole[11], Sutherland[19] 및 Siller[20]는 燃燒表面 아주가까이 에서는 渦流現象을 發見하지 못하였으며, Derr[21] 및 Sutherland[19]는 Spatial Radiation Emission方法에 의하여 氣體火焰領域内에서 氣体の 不均一性을 觀察하였다. 또다른 研究結果[22-24]에 의하면Ammonium Perchlorate複合 推進劑의 燃燒表面은 아주乾燥하거나 혹은 약간의 용융現象이 일어나나 燃燒메카니즘 側面에서 볼때에는 燃燒表面이 파괴될 만큼 流動이 심하지 않으므로 表面은 딱딱한 固体라고 看過할수 있다는 結論에 도달하게 되었다. Hightower[25] 및 McGark[26]는 A P推進劑에서 燃燒가 아직 일어나고 있지않는 固体部分에서는 化學反應이 일어나고 있지 않다는 研究結果를 發表하였다. Levy 와 Friedwan[27]은 複合推進劑의 氣相反應領域에 관한 研究로, 燃燒領域의 두께가 燃燒室 内壓에 따라서 變하나 數마이크론以下라는 結論에 이르게되었다.

本 研究에서는 위에 열거한 여러研究結果를 토대로 다음과 같은燃燒메카니즘을 假定하였다.

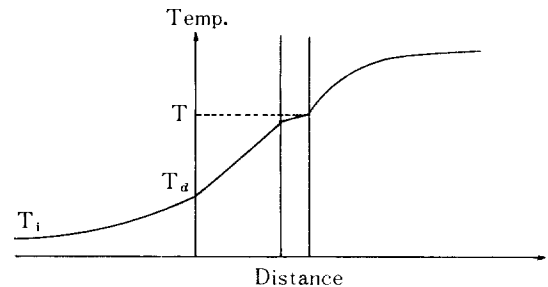
1) 複合推進劑의 燃燒는 Figure I에 表示된 것과 같이 分解領域, 氣體反應領域, 火焰領域의 세가지 서로 다른 領域으로 区分할수있다.

2) 燃燒는 推進劑의 表面에서 垂直한 方向으로 一次元的으로 進行되며, 推進劑의 燃燒表面에 平行한 層에서 連續적으로 일어난다.

3) AP複合推進劑의 燃燒表面은 乾燥한 狀態이며, 아직燃燒가 일어나고 있지않는 固体層에서는 化學反應이 일어나지 않는다. 熱分解에 의하여 推進



- 1. 분해영역 (Decomposition Zone)
- 2. 기체반응 영역 (Gas Reaction Zone)
- 3. 화염영역 (Flame Zone)
- 4. 연소기체 (Burnt Gases)



T_1 : 추진제의 초기온도 (Initial Grain Temperature)
 T_a : 분해 온도 (Decomposition Temperature)
 T : 반응평균 온도 (Average Reaction Temperature)

Fig. 1. Combustion Zones vs. Temperature Profile

劑의 表面에서 發生되는 氣체는混合되지않는 狀態로 氣體反應領域으로 流入된다.

4) 燃燒가 일어나고 있는 各 領域의 氣体の 부피는 燃燒室 内壓의 函數로써, 壓力에 따라서 一定하게 된다. 따라서, 어느순간 어떠한 領域에 存在하고 있는 氣体の mole數는 隣接領域에서 化學反應에 참여하고 있는 氣体の mole數와 特定한 函數關係를 갖는다. 燃燒表面에서 熱分解한 氣體로 形成된 分解領域内에서의 氣體mole數는 氣體反應領域内的 氣體mole數와 函數關係에 있기때문에 氣體反應領域内的 反應氣体の mole數에 따라서 分解領域内的 氣體mole數가 定해진다. 이에대한 速度眞이라할수있다. 따라서 反應氣体の mole數는 燃燒表面에서 分解되는 氣体の mole數를 制約하게된다. 환언하면, 分解領域의 부피와 氣體反應領域의 부피는 燃燒室 内壓에 比例하여 變하나 各 領域에 存在하는 氣体の mole分率 및 組成은 燃燒室 内壓의 變化에도 불

구하고 推進劑의 組成特性에 따라서 定해지며, 그 濃度만이 內壓에 따라서 變한다.

5) 氣體反應領域에서는 氣體사이에 化學反應 및 擴散에 의한 混合이 同時에 일어나고 있으나 酸化 氣體가 燃料氣體로 擴散되는 速度가 化學反應에 비해 빠르기 때문에 燃燒速度를 좌우하는 것은 氣體反應 領域內的 氣體의 化學反應速度이다.

6) 氣體反應領域의 두께는 대단히 얇아서 이領域의 平均溫度는 燃燒室內壓와 關係없이 推進劑의 組成 및 外的 因子에 따라서 定해진다. 위의 여러 가지 假定으로 부터 얻어진 燃燒메카니즘에 關한 物理的 模型을 數學的으로 記述하면 다음과 같다.

3. 燃燒速度의 數學的 模型

固体推進劑의 燃燒速度는 다음 關係式으로 表現할 수 있다.

$$BR = f(P, T_i, T_F, V_G, G, O/F, C-P, O-P) \quad (3)$$

위式에서 週邊環境과 條件에 의한 外的因子로는

P : 推進機關의 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

模成成分에 따른 內的因子로는

O/F : 酸化劑와 燃料의 混合比

C-P : 推進劑 組成 및 各 組成의 重量比

O-P : 酸化劑 粒子徑의 分布

式(3)의 여러變數들은 相互間의 函數關係를 가지면서 各各이 燃燒速度에 影響을 미치게 된다. 物質數 支에 따르면, 氣體反應領域內에서 反應하여 燃燒氣體로 變하는 單伊時間當 氣體의 重量은 燃燒表面에서 單位時間當 分解되는 推進劑의 重量과 同一하게 된다. 따라서 固体推進劑의 燃燒速度式(3)은 다음과 같이 表現된다.

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

$$\begin{aligned} \frac{dL}{dt} &= \frac{d}{dt} \left(\frac{V_P}{S_P} \right) = \frac{1}{P_P S_P} \cdot \frac{dW_P}{dt} \\ &= \frac{M_a}{P_P S_P} \cdot \frac{dNd}{dt} \end{aligned}$$

$$= \frac{M_R}{P_P S_P} \cdot \frac{dN_R}{dt} \quad (4)$$

여기서 $L, t, V_P, S_P, P_P, W_P, M_a, N_a, M_R$ 및 N_R 의 意味는 사용기호에서 說明된 意味를 갖는다. 어떤 反應領域內에 存在하는 氣體分子 A, B, ..., D의 化學反應 速度는 다음式으로 表現된다.

$$r = \frac{dN_R}{dt} = k_1 \cdot C_A^a \cdot C_B^b \cdots C_D^d \quad (5)$$

式(4)와(5)를 組合하면 燃燒速度에 關한 式(6)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} BR &= \frac{M_R}{P_P S_P} \cdot k_1 \cdot C_A^a \cdot C_B^b \cdots C_D^d \\ &= k_2 \cdot \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \cdot C_A^a \cdot C_B^b \cdots C_D^d \quad (6) \end{aligned}$$

式(6)에서 C_A, C_B, \dots, C_D 는 氣體反應領域에 있는 氣體의 mole濃度로서 다음式들을 사용하여 各成分 氣體의 分壓으로 代置시킬 수 있다.

$$\frac{N}{V} = \frac{P}{ZRT} \quad (7)$$

여기서 Z는 氣體反應領域의 平均壓縮係數로써 各成分 氣體壓縮係數와 mole分率의 積의 和이다.

$$C_i = \frac{N_i}{V} = \frac{P_i}{Z_i RT}, \quad i = A, B, \dots, D \quad (8)$$

$$N = \sum_{i=A}^D N_i \quad (9)$$

$$P_i = \frac{N_i}{N} \cdot \frac{Z_i}{Z} \cdot P, \quad i = A, B, \dots, D \quad (10)$$

式(6), (7), (8), (9) 및 (10)으로 부터 燃燒速度式을 式(11)과 같이 定義되는, 氣體反應領域의 平均溫度, 燃燒室의 全壓 및 氣體反應領域의 mole分率의 세變數 분리되는 函數의 積으로 表現할 수 있다.

$$BR = k_2 \cdot f(T) \cdot g(P) \cdot h(\text{mole fraction}) \quad (11)$$

式(12)는 위의 關係式들로 부터 誘導된 固体推進劑의 燃燒速度式이다.

$$\begin{aligned} BR &= k_2 \cdot \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \cdot \left(\frac{1}{RT}\right)^n \left(\frac{N_A}{N}\right)^\alpha \left(\frac{N_B}{N}\right)^\beta \\ &\quad \cdots \left(\frac{N_D}{N}\right)^\sigma \left(\frac{P}{Z}\right)^n \quad (12) \end{aligned}$$

여기서 $n = \alpha + \beta + \dots + \sigma$

앞에서 언급했듯이 氣體反應領域內에서 度應氣體

反應領域의 溫度는 아직까지 그 計算方法이나 實驗結果가 알려져 있지 않다 [3]. 다만 이 溫度는 推進劑의 組成의 函數로써 組成變化에 따라서 큰 差異를 나타낸다. 따라서 混合氣體의 溫度를 다음 過程을 통하여 求하였다. 燃燒室內壓은 알려져 있는 因子이기 때문에 混合氣體의 換算壓力을 計算할 수 있다. 壓縮係數線圖 (generalized Compressibility factor), 計算된 換算壓力, 燃燒室內壓 및 測定 燃燒速度를 식(12)에 이용하여, 計算된 燃燒速度和 測定 燃燒速度사이의 標準偏差가 最小가 되도록 하는 燃燒特性值 K , 및 n , 換算溫度를 求하면 Table 3 와 같다.

Table. 3 Calculated Combustion Characteristics of Each Type Propellant and its Reduced Temperature

Term Type	k_3	n	Reduced Temperature (T_r)
L	0.0524	0.348	Higher than 3
M	0.0155	0.423	1.30
N	0.0257	0.407	1.30

Figure 2 는 燃燒速度的 實測値와 式(12) 및 (1)을 이용한 計算値를 表示하고있다. 이 結果에 의하면 式(12)를 이용한 計算値가 式(1)을 이용한 計算値보다 實測値에 더욱 接近함을 알수있다. 특히 燃燒室內壓이 1500psia 이상인 경우에는 式(1)의 結果値는 實測値에서 상당히 벗어나나 式(12)의 結果値는 實測値에 充分히 接近함을 알수있다. 推進劑타일 L인 경우에는 式(1)과 式(12)의 計算結果사이에서 差異가 없으며 이는 燃燒室 内部의 溫度가 상당히 높아서 反應領域의 反應氣體가 理想氣體와 같이 舉動한다는 것을 알 수있다.

推進劑의 組成에 따라서 燃燒室 内部의 斷熱火焰 溫度가 定해지며, 斷熱火焰溫度가 充分히 높아서 反應氣體가 理想氣體로써 舉動할 경우에는 높은壓力下에서도 燃燒速度를 計算하는데 式(1)을 잘 이용할 수있다. 斷熱火焰溫度가 充分히 높지 않는 경우에는 反應氣體가 理想氣體와 같이 舉動하지 않으므로 이들 둘사이의 補正因子인 壓縮係數의 導入이 必要하다. 특히 燃燒室의 內壓이 1,000psia 이상인 경우

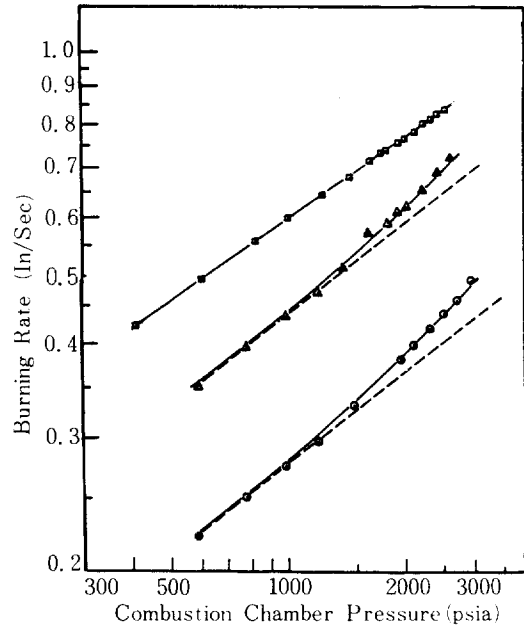


Fig. 2. Burning Rates Data Plotted to Test Validity of Equation 13.

□ : Measured Burning Rates of Propellant Type L
 △ : Measured Burning Rates of Propellant Type M
 ○ : Measured Burning Rates of Propellant Type N
 — : Calculated Burning Rates

$$\text{by } BR = K_1 \left(\frac{1}{RT} \right)^n \exp \left(- \frac{E_a}{RT} \right) \left(\frac{P}{Z} \right)^n$$

-- : Calculated Burning Rates
 by $BR = ap^m$

에는 이 補正因子의 考慮가 반드시 必要 하나 300psia에서 1,000psia範圍의 燃燒室內壓에서는 式(1)으로써도 燃燒速度 計算이 安全하다고 볼수있다.

5. 結論

本 研究는 現在까지 經驗의으로 사용되어 오던 推進劑 燃燒速度式에 대한 燃燒메카니즘의, 反應工學의 究明에 큰意義가 있다. 특히 燃燒室內壓이 1,000-1,500psia 이상인 경우에 대한 燃燒機構 利明에 하나의 動機가 될것이다. 本 研究의 結果를 다음 몇개의項으로 要約할수가 있다.

1) Aluminium의 重量%가 16%인 推進劑 타일 L은 推進劑 燃燒領域의 反應溫度가 높아서 反應氣體

가 비교적 理想氣體에 가깝게 舉動을 한다. 따라서 이 경우에는 燃燒速度式(1)과(2)의 計算結果가 同一하게 된다.

2) 推進劑타일이 M, N인 경우에는 Aluminium의 重量%가 각각 4% 및 2%로서, 이들이 燃燒할때 燃燒室의 斷熱火焰溫度가 타일 L에 比하여 充分히 낮게 된다. 따라서 反應領域內의 氣體들의 舉動特性이 理想氣體의 舉動特性에서 많이 벗어난다. 特히 燃燒室內壓이 높은 경우에는 더욱 심하다.

3) 燃燒室內壓을 300psia에서 1000psia로 推進機関을 設計할 경우에는 燃燒速度式(1)을 무리없이 사용할 수 있다.

4) 推進劑를 形成하고있는 各 組成의 熱分解로 生成되는 分解氣體에 대한 正確한 研究結果가 不足하고, 各 氣體成分에 대한 臨界溫度 및 臨界壓力에 關한 資料가 不足하여, 本 研究의 結果인 式(12)로 計算된 값과 實測值와의 偏差가 多少發生하였다.

本 研究는 固体推進劑 燃燒機構利明에 關한 발단에 불과하며, 앞으로의 지속적인 研究가 필요하다. 特히 本 研究가 앞으로의 燃燒工學 發展에 조그만 기여가 되기를 희망한다.

* Nomenclature *

- A : Chemical reaction parameter, $\text{psia} \cdot \text{sec} \cdot \text{in}^{-1}$
 a : Constant of burning characteristic, $\text{in} \cdot \text{sec}^{-1} \text{psia}^{-m}$
 B : Diffusion Parameter, $\text{psia}^{\frac{1}{2}} \cdot \text{sec} \cdot \text{in}^{-1}$
 C_i : Mole concentration, moles/in³
 E_a : Activation energy of gas reaction in reaction zone, cal/g-mole
 k₁ k₂ k₃ : Constants of burning characteristic
 k₁ : Reaction constant
 L : Length, in
 M_d : Average molecular weight of decomposed gas mixture, grams
 M_R : Average molecular weight of reaction gas mixture, grams
 m : Constant of burning characteristics, dimensionless

- n : Constant of burning characteristics, dimensionless
 N : Total number of moles of reaction gases in reaction zone
 N_i : Number of moles of each gas component in reaction zone
 N_d : Number of moles of decomposed gases
 N_R : Number of moles of reaction gas in reaction zone
 P_i : Partial pressure of reaction gas in reaction zone, psia
 P : Combustion chamber pressure, psia
 R : Universal gas constant, $\text{cal} \cdot \text{g} \cdot \text{mole}^{-1} \cdot \text{oK}^{-1}$
 r : Chemical reaction rate, moles $\cdot \text{sec}^{-1}$
 S_P : Propellant burning surface, in²
 T : Average gas temperature of reaction zone, oK
 t : Time, sec
 V_P : Volume, in³
 W_P : Weight, grams
 Z, Z_i : Compressibility factor, dimensionless
 α, β, ... δ : Order of reaction with respect to each component, dimensionless
 ρ_P : Solid propellant density, $\text{grams} \cdot \text{in}^{-3}$

* References *

1. Rocket and Space Science Series, Vol 2, "Propellants", Chapter 7, Amateur Rocket Association (1967).
2. Warren, F. A.: "Rocket Propellants", Reinhold publishing Corporation, N. Y. (1960).
3. Boyers, C. and Klayer, K.: "Propellant Manufacture, Hazards and Testings", American Chemical Society, Washington, D. C. (1969).
4. Penner, S. S.: "Advances in Tactical Rocket Propulsion", pp 76-125, Circa Publication Inc., N. Y. (1968).
5. Rumbel, K. E., Grover, J., Cohen, M. and Steurlock, A. C.: Army-Navy-Air Force Solid Propellant Meeting, 19th (May 1953).

6. Steing, J. A., Stang, P. L. and Summerfield, M.: AIAA Preprint 68-658 (June 1968).
7. Duwez, P. and Wheelver, H. L.: J. Aeronaut., **15**, 1509 (1948).
8. Mickley, H. S., Ross, R. C. Squyers, A. C., and Stewart, W. E.: NACH TN 3208, (Kuly 1954).
9. Larry, J. S. and Eugene, F. P.: AIAA Journal, **2**, 168 (Jan. 1968).
10. Powling, J. and Smith, W. A.: Combustion and Flame, **7**, 269-275 (1963).
11. Cole, R. B. and Wenograd, J.: Princeton University, Aerospace Mech. Su. Rept. 446-0 (June (1965)).
12. Jacobs, P. M. M. and Whitehead, H. W.: Chem. Rev., **69**, 551 (1969).
13. Isaacs, N. S.: "Reactive Intermediates in Organic Chemistry", McGraw-Hill (1972).
14. Moor, W. J.: "Physical Chemistry", Fourth Edition, Prenticehall, (1972).
15. Smith, J. M. and Van Ness, H. C.: "Introduction to Chemical Engineering Thermodynamics", Third Edition, McGraw-Hill, (1975).
16. Crow, A. D. and Grimshaw, W. E.: "The Combustion of Colloidal propellants", Trans, Roy. Soc. (London) **A230**, 387 (1932).
17. Taylor, J.: "Solid Propellant and Exothermic Compositions", Interscience Publishers, (1959).
18. Crawford, B. S., Juggett, C. and McBrady, J. J.: "Mechanism of Double-Base Propellants", J. Phys. Chem. **54**, 854-862 (1950).
19. Sutherland, G. S.: Ph. D. Thesis, Princeton University (Sept. 1958).
20. Silla, H.: ARS J. **81**, 1277 (1961).
21. Derr, R. L. and Osborne, J. R.: CPIA Publ, **162**, 491 (Dec. 1967).
22. Hightower, J. D. and Price, E. W.: Symp. Combust, 11th, 467 (1967).
23. Schultz, R. D. and Dekker, A. O.: Aerojet. General Corp. Repot. **576** (1952).
24. Bastress, E. K.: Ph. D. Thesis, Princeton University (Jan. 1961).
25. Hightower, J. D. and Price, E. W.: CPIA Publ. **105**, 421 (1966).
26. McGurR, J. L.: CPIA Publ. **68**, 345 (1965).
27. Levy, J. B. and Friedrnan, R.: Symp. Combust. 8th, 663 (1962).
28. Hur, B. K.: "Theoretical Aspects of Burning Rate Changes with respect to Pressures in the Combustion Chamber of Solid Propellants", Technical Report, Agency for Defense Development (Dec. 1977).