

流量制御型ガス発生器の温度感度に関する解析

駒井 巖*, Robert A. Frederick, Jr.**

本報では流量制御型ガス発生器において初期温度によって圧力指数が一定でない推進薬を使用する際の燃焼速度の温度感度などのパラメータの数学的な関係を確立した。このモデルは端面燃焼形式でありスロート面積を変化させることにより流量制御が可能なガス発生器に適用することができる。ある作動圧力範囲と燃料流量制御範囲に対しての計算例を示した。その結果により、要求を満足することができる推進薬の燃焼速度特性を特定できる。

1. 緒言

流量制御型ガス発生器の用途として固体燃料ラムジェット、ダクトドケット、ハイブリッドドケットなどが挙げられる。これらの場合、ガス流量はガス発生器の重要なパラメータである。推進薬の燃焼速度は初期温度の関数であるのでガス流量も初期温度の関数となる。

本研究の目的は流量制御型ガス発生器の温度感度を解析することであり、(1) チャンバ圧力、ノズルスロート断面積などの変数の間に数学的な関係を確立すること、(2) 圧力指数が一定でない推進薬の温度感度のモデルを(1)の関係に当てはめることに焦点を絞った。

2. ガス発生器が受ける制約

ガス発生器はある一定の範囲のガス発生速度がえられなければならない、その範囲はミッションによって決められる。Fig. 1はガス発生器の概念図である。定常状態において燃焼ガスの質量流速は推進薬の燃焼速度を使って次のように表される^{1), 2)}。

$$m_f = \rho_p r A_b \quad (1)$$

また、チャンバ圧力と燃焼面積のスロート断面積に対する比の関係は連続の式によって求められる。

$$p = (\rho_p - \rho_G) c^* r K \quad (2)$$

従って、推進薬と燃焼面積が可変でないとすれば推進薬の燃焼速度は限られた範囲の圧力下で必要な自由度を持たなければならない。

Fig. 2は推進薬の性能の制約を表している。燃焼速度の範囲は必要な質量流速によって決められる。最小圧力 p_1 はスロートのチョーク条件または推進薬の安定燃焼限界によって定まる。そして、最大圧力 p_2 はハードウェアの強度によって制約を受ける。さらに、ガス発生器内の圧力を安定に保つためには燃焼速度の圧力指数は1以上であってはならない。従って、推進

Nomenclature

Symbols

- A_b ; 燃焼表面積
- A_r ; ノズルスロート面積
- a ; 燃焼速度の圧力係数
- a_s ; 基準温度における燃焼速度の圧力係数
- c^* ; 特性排気速度
- K ; 燃焼面積のスロート面積に対する比
- m_f ; 燃料ガスの流量
- n ; 燃焼速度の圧力指数
- n_s ; 基準温度における燃焼速度の圧力指数
- p ; チャンバ内圧力または作動圧力
- r ; 推進薬の燃焼速度
- T ; 温度
- T_f ; 炎尖温度
- T_i ; 推進薬初期温度

Greeks

- α ; 燃焼速度の圧力係数の温度感度
- β ; 燃焼速度の圧力指数の温度感度
- π_K ; K 一定における圧力の温度感度 $(\partial \ln p / \partial T_i)_K$
- ρ_G ; 燃焼ガスの密度
- ρ_p ; 推進薬密度
- σ_p ; 圧力一定における燃焼速度の温度感度 $(\partial \ln r / \partial T_i)_p$

1995年3月14日受理

*日本油脂(株)愛知事業所武豊工場研究開発部
〒470-23 愛知県知多郡武豊町字北小松谷 60-1
TEL 0569-72-1954
FAX 0569-73-3776

**The University of Alabama in Huntsville Propulsion Research Center
Huntsville, AL35899
TEL +1-205-890-7203
FAX +1-205-890-7205

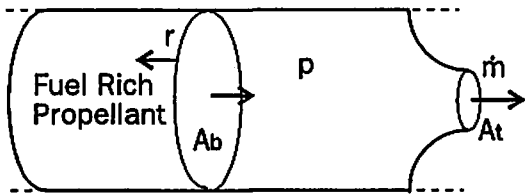


Fig. 1 Schematic of solid fuel gas generator

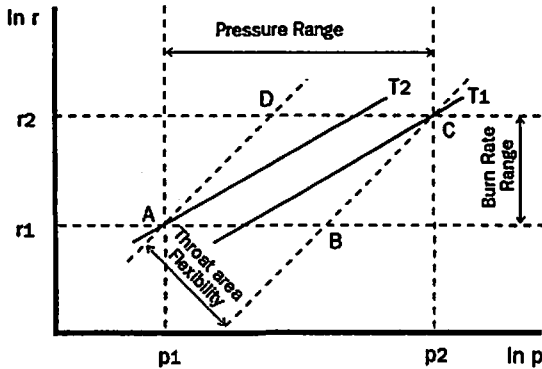


Fig. 2 Constraints for propellant burn rate characteristics

薬の燃焼速度を表す曲線は使用温度範囲内では平行四辺形ABCDの中を通らなければならない。言い換えると、初期温度 T_2 で圧力 p_1 における燃焼速度は r_1 以下でなければならない、逆に初期温度 T_1 で圧力 p_2 における燃焼速度は r_2 以上でなければならないことが必要条件になる。これを式で表すと次のようになる。

$$r(p_1, T_2) \leq r_1, \text{ and } r(p_2, T_1) \geq r_2 \quad (3)$$

そのため、限られた圧力の範囲で広い燃焼速度範囲を持つためには燃焼速度の圧力指数は高いことが望ましい。また、圧力範囲を小さくするためには燃焼速度の温度感度が小さいことが好ましい。

式(2)によると、 K が一定の場合は r は p に比例する。従って、 $\ln(r) - \ln(p)$ のグラフ上の K 一定の線は傾き1である。従ってADとBCの間の距離はそのままスロート断面積と温度感度のフレキシビリティを表している。このように固体燃料ガス発生器の質量流速は推進薬の燃焼速度の温度感度に大きく影響している。

3. 温度感度の直線近似モデル

推進薬の燃焼速度はしばしば次のような形で表される^{1), 2)}。

$$r = ap^n \quad (4)$$

また、燃焼速度の温度感度は次のように定義される^{1), 2)}。

$$\sigma_p = \left(\frac{\partial \ln r}{\partial T_i} \right)_p \quad (5)$$

式(4)を(5)に代入すると次式が得られる。

$$\sigma_p = \left(\frac{\partial \ln a}{\partial T_i} \right)_p + \left(\frac{\partial n}{\partial T_i} \right)_p \ln p \quad (6)$$

直線近似をすることによって、式(6)の偏微分の項は

$$\left(\frac{\partial \ln a}{\partial T_i} \right)_p = \frac{\ln a - \ln a_s}{T_i - T_{i,s}} = \alpha \quad (7)$$

そして、

$$\left(\frac{\partial n}{\partial T_i} \right)_p = \frac{n - n_s}{T_i - T_{i,s}} = \beta \quad (8)$$

のように表される。式(7)と(8)を(6)に代入することによって

$$\sigma_p = \alpha + \beta \ln p \quad (9)$$

また、燃焼速度は次のように表される。

$$r = a_s \exp[\alpha(T_i - T_{i,s})] p^{[n_s + \beta(T_i - T_{i,s})]} \quad (10)$$

ここで、 $T_{i,s}$ は基準初期温度、 a_s と n_s はそれぞれ基準温度における燃焼速度の圧力係数と圧力指数である。

一方、チャンバ圧力の温度感度は次のように定義される^{3), 4)}。

$$\bar{\kappa}_K = (\partial \ln p / \partial T_i)_K \quad (11)$$

さらに、式(2)と(4)を使うことによって(11)は次のように変形できる。

$$\bar{\kappa}_K = \frac{1}{1 - n_s - \beta(T_i - T_{i,s})} [\alpha + \beta \ln p + \pi_c] \quad (12)$$

4. 温度感度の制約

発生するガスの質量流速の要求を満たすためには、式(10)は式(3)を満たさなければならない。従って、

$$a_s \exp[\alpha(T_2 - T_{i,s})] p_1^{[n_s + \beta(T_2 - T_{i,s})]} \leq r_1 \quad (13)$$

そして

$$a_s \exp[\alpha(T_1 - T_{i,s})] p_2^{[n_s + \beta(T_1 - T_{i,s})]} \geq r_2 \quad (14)$$

さらに変形すると、

$$(\sigma_p)_{p=p_1} \leq \frac{\ln r_1 - \ln a_s - n_s \ln p_1}{T_2 - T_{i,s}} \quad (15)$$

$$(\sigma_p)_{p=p_2} \leq \frac{\ln a_s + n_s \ln p_2 - \ln r_2}{T_{i,s} - T_1} \quad (16)$$

Table 1 Basic data for sample calculations

α	0.00527	(in/s-psia)
β	-0.0005	(-)
Pressure coefficient of B. R. at $T_{i,s}(a_s)$	0.02322	(in/s-psia)
Pressure exponent of B. R. at $T_{i,s}(n_s)$	0.44	(-)
Propellant density	0.047	lb./in ³
Ch. exhaust velocity (c^*)	3843	ft/sec
Flame temperature	2498	R
Mean molecular weight of product (Standard ini. temperature($T_{i,s}$))	19.96	g/mol
	65	F
Minimum pressure(p_1)	150	psia
Maximum pressure(p_2)	3000	psia
Minimum burn rate(r_1)	0.2	in/sec
Maximum burn rate(r_2)	1.0	in/sec

これらの式が推進薬の圧力指数に制約を与える。式(15)と(16)を n_s について解くと、

$$n_s \leq \frac{\ln r_1 - \ln a_s - (T_2 - T_{i,s})(\sigma_p)_{p=p_1}}{\ln p_1} \quad (17)$$

$$n_s \geq \frac{\ln r_2 - \ln a_s - (T_{i,s} - T_1)(\sigma_p)_{p=p_2}}{\ln p_2} \quad (18)$$

また、 n_s は1以下であってはならない^{1), 2)}ので、 n_s には3つの制約があることになる。

5. 推進薬とガス発生器の性能

定量的な議論をするために架空の推進薬に対する計算を行ってみた。この計算に使った基礎データはTable 1に示したとおりである。この場合推進薬の燃焼速度の温度感度は次のようになる。

$$\sigma_p = 0.0527 - 0.0005 \ln p \quad (19)$$

また、特性排気速度が初期温度に依存しないと仮定することによってチャンバ圧力の温度感度は次式で表せる。

$$\pi_K = \frac{0.0527 - 0.0005 \ln p}{1 - 0.44 - 0.0005(T_i - T_{i,s})} \quad (20)$$

ここで、 α と β は一定であるから、 σ_p とは圧力の関数であり、 π_K は圧力と初期温度の関数である。

この例では、圧力指数の温度感度 β が負であるため、高温において圧力指数が小さくなっている。その結果、燃焼速度の温度感度が高圧域で小さい。Fig. 3に燃焼速度特性をしめす。

ふつう $p_p > p_G$ であるから、式(10)を(2)に代入すると、

$$p = \{ \rho_p c^* a_s \exp[\alpha(T_i - T_{i,s})] K \}^{1/[1 - n_s - \beta(T_i - T_{i,s})]} \quad (21)$$

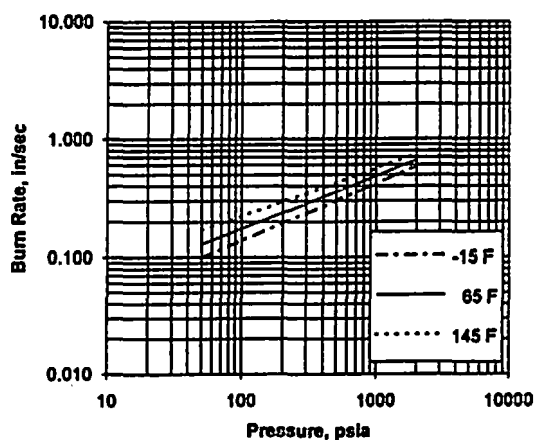


Fig. 3 Burn rate characteristics of model propellant

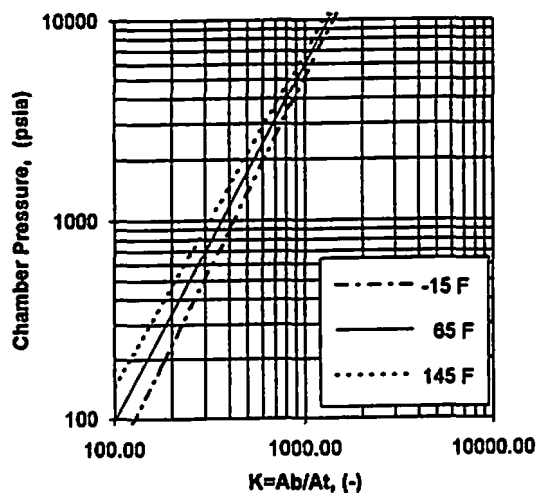


Fig. 4 Relationship between area ratio (K) and pressure

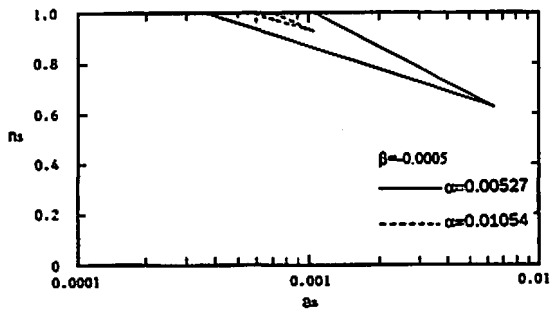


Fig. 5(a) Restrictions for "ns" and "as"

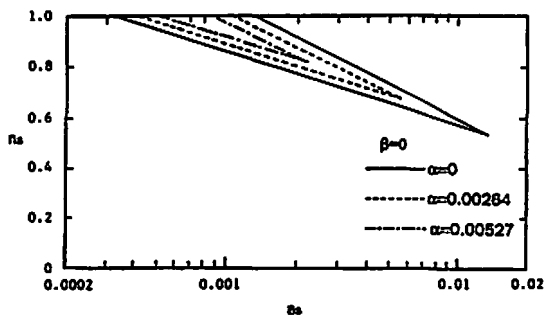


Fig. 5(b) Restrictions for "ns" and "as"

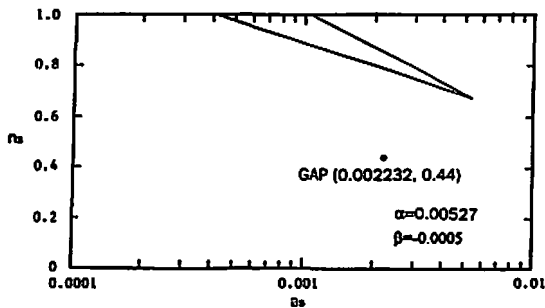


Fig. 5(c) Restrictions for "ns" and "as"

Fig. 4 は面積比 K とチャンバ圧力の関係を示したものである。

燃焼速度のパラメータに必要とされる条件は式 (17) と (18) から計算できる。

Fig. 5 (a) は計算結果を表したものである。Fig. 2 の条件を満たすためには n_s は式 (17) と (18) によって描かれる 2 本の線の間で、さらに、1 以下でなければならない。従って、 α が大きいときは目標となる領域が狭くなる。このことから、広い範囲のミッショ

ンの要求を満たすためには高圧力指数が望ましいことは明らかである。また、この例では燃焼速度の範囲が 0.2~1.0in/sec であることを満たすには圧力指数 0.644 が必要条件である。Fig. 5 (b) は $\beta = 0$ の場合の結果である。大きな β に対しては実際の燃焼速度の温度感度は大きい。そのため、同じ α に対して目標領域は小さくなる。

このモデルを文献⁵⁾ に紹介されている GAP 推進薬に当てはめた結果が Fig. 5 (c) である。これによると、GAP 推進薬は目標の領域には収まっていない。したがって、このミッションに関しては燃焼速度特性の改善などが必要である。燃焼速度の温度感度を下げる、圧力指数を上げる、圧力係数を上げる、などによってこの改善はなされる。

6. まとめ

固体ガス発生剤の温度感度の簡単なモデルについて議論した。ガス発生剤の性能に関する制約から推進薬に要求される性能が決定される。一般に、燃焼速度の圧力指数が高い場合に広い範囲の燃焼速度の圧力係数においてガス発生量が要求を満たす。その結果、圧力指数が高い推進薬のほうが燃焼速度の温度感度が高くてよい。

文 献

- 1) Kubota, N., "Survey of Rocket Propellants and Their Combustion Characteristics" Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Kuo, K. K., Summerfield, M. (Ed's.), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, New York, 1984.
- 2) Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements 6th Edition, John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- 3) Brooks, W. T., Miller, R. R.: "Relationships among Solid Propellant Temperature Sensitivity Parameters," 18th JANNAF Combustion Meeting Paper, CPIA Publication, p277-284, 1981.
- 4) Gaunce, M. T., Osborn, J. R.: "Temperature Sensitivity Coefficients," 35th Congress of the International Astronautical Federation, IAF-84-302, 1984.
- 5) Kubota, N., Sonobe, T., "Combustion Mechanism of Azide Polymer," Propellants, Explosives, Pyrotechnics 13, p172-177, 1988.

An analytical assesment for the temperature sensitivity of variable-flow gas generators

by Iwao KOMAI* and Robert A. FREDERICK, Jr.**

This work develops design relationships for variable exponent solid propellants operation in a throttled gas generator. An analytical model is developed which describes the temperature sensitivity of propellants whose pressure exponent is a function of initial propellant temperature. This model is applied to the operation of the end-burning gas generator that is throttled with a variable area nozzle. Example calculations are shown for realistic constraints of maximum and minimum operating pressures over a range of mass flow rates. These results allow a region of possible ballistic properties to be defined that will meet the particular mission requirement.

(*NOF Corporation, Aichi works, Taketoyo plant, Research and development department, 61—1 Kitakomatsudani, Taketoyo-cho, Chita-gun, Aichi 470—23, Japan

**The University of Alabama in Huntsville Propulsion Research Center Huntsville, AL35899)