

ハイブリッドロケットエンジンの 気体噴射用インジェクターの流路断面積について

片野田 洋*

Cross-sectional Area of Oxidizer-gas Injector of Hybrid Rocket Engines

Hiroshi KATANODA*

A cross-sectional area of oxidizer-gas injector of a hybrid rocketed engines, required no to be choked at the injector, is theoretically calculated. The calculation is based on steady quasi-one-dimensional isentropic flow upstream of the injector exit and chemical equilibrium analysis in a combustion chamber of the hybrid rocketed engine. The calculation is conducted for PMMA as fuel and gaseous oxygen as oxidizer. Under the specific conditions of the injector pressure is 0.8MPa, combustion gas pressure is 0.75MPa, design Mach number of the nozzle is 2.0, and the nozzle throat diameter is 11.8mm, each of four injectors must be 4.6mm or more in diameter, in order to avoid choking.

Keywords : Hybrid Rocket, Gaseous Oxidizer, Cross-sectional Area, Injector

1. 緒論

ハイブリッドロケット^{1),2)} (図1) は、固体ロケットや液体ロケットとは異なり、燃料や酸化剤が爆発することがない。そのため、安全なロケットとして多くの研究が行われている。ハイブリッドロケットエンジンでは、燃料に固体、酸化剤に液体または気体を用いる場合が多い。酸化剤に気体を用いる場合、インジェクターで流れがチョークすると燃焼室の圧力がインジェクター上流圧力の半分程度まで下がる。従って、燃焼室圧力の2倍以上のインジェクター上流圧力が確保できない場合、インジェクタ

ーで流れがチョークしないようにインジェクターの流路直径と個数を設計しなければならない。すなわち、ノズルスロート断面積に対して、必要最小限のインジェクター流路断面積を把握しておくことは必須である。本研究では、燃料をアクリル樹脂 (Polymethyl Methacrylate : PMMA, 1ユニットの分子式 : $C_5H_8O_2$, 標準生成エンタルピー : $-108,130\text{cal/mol}$ ³⁾), 酸化剤を酸素ガス (GOX) と

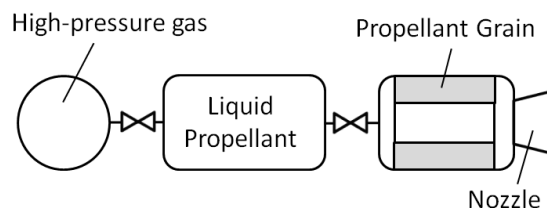


図1 ハイブリッドロケットの模式図

2017年10月5日受理

* 機械工学専攻

して、ノズルスロート断面積に対する必要最小限のインジェクター流路断面積を理論的に求める。

2. 理論解析

図2のような流れ場を考える。インジェクター部の流れの諸量の付添字を1、燃焼室内を2とする。まず、理論解析を行うにあたり、以下を仮定する。

- 1) 流れは一次元定常等エントロピー流れである。
- 2) インジェクター出口のGOXの流れは超音速であり、インジェクター出口静圧は燃焼室圧力に等しい。

いま、インジェクターの孔を通過するときのGOXのマッハ数を $M_1 \leq 1$ とする。インジェクター出口の静圧は燃焼室の圧力に等しいので、準一次元等エントロピー流れの関係式から

$$\frac{p_{01}}{p_{02}} = \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \leq \left(\frac{\gamma_1 + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \quad (1)$$

インジェクターの孔を通過するGOXの質量流量は、流出係数を C_{d1} として、

$$\dot{m}_{O_2} = C_{d1} \frac{p_{01} A_1}{\sqrt{R_1 T_{01}}} \sigma_1^* \Gamma_1 \quad (2)$$

ここで、

$$\Gamma_1 = M_1 \left[\frac{2 + (\gamma_1 - 1) M_1^2}{\gamma_1 + 1} \right]^{-\frac{\gamma_1 + 1}{2(\gamma_1 - 1)}} \quad (3)$$

$$\sigma_1^* = \sqrt{\gamma_1 \left(\frac{2}{\gamma_1 + 1} \right)^{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1}}}$$

ノズルのスロートを通る燃焼ガスの質量流量は、

$$\begin{aligned} \dot{m}_g &= \dot{m}_f + \dot{m}_{O_2} \\ \therefore \dot{m}_g &= \dot{m}_{O_2} \frac{1 + \xi}{\xi} \end{aligned} \quad (4)$$

ただし、 ξ は O/F 比である。ここで、ノズルの流出係数を C_{d2} として、ノズルのスロートを通る燃焼ガスの質量流量は、

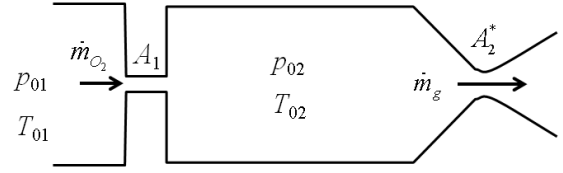


図2 ハイブリッドロケットエンジン内の流れの模式図

$$\dot{m}_g = C_{d2} \frac{p_{02} A_2^*}{\sqrt{R_2 T_{02}}} \sigma_2^* \quad (5)$$

式(4)に式(2)、(5)を代入し、変形して、

$$\frac{A_1}{A_2^*} = \frac{C_{d2}}{C_{d1}} \frac{p_{02}}{p_{01}} \sqrt{\frac{R_1 T_{01}}{R_2 T_{02}}} \frac{\sigma_2^*}{\sigma_1^*} \frac{1}{\Gamma_1} \frac{\xi}{1 + \xi} \quad (6)$$

インジェクターの孔の数を N とすると、上式から

$$\begin{aligned} \frac{N d_1^2}{d_2^{*2}} &= \frac{C_{d2}}{C_{d1}} \frac{p_{02}}{p_{01}} \sqrt{\frac{R_1 T_{01}}{R_2 T_{02}}} \frac{\sigma_2^*}{\sigma_1^*} \frac{1}{\Gamma_1} \frac{\xi}{1 + \xi} \\ \therefore \frac{d_1}{d_2^*} &= \left[\frac{1}{N} \frac{C_{d2}}{C_{d1}} \frac{p_{02}}{p_{01}} \sqrt{\frac{R_1 T_{01}}{R_2 T_{02}}} \frac{\sigma_2^*}{\sigma_1^*} \frac{1}{\Gamma_1} \frac{\xi}{1 + \xi} \right]^{1/2} \end{aligned} \quad (7)$$

ただし、 d_2^* はスロート直径である。

3. 結果と考察

燃料をアクリル樹脂、酸化剤をGOXとし、燃焼室圧力 $p_{02} = 0.75\text{MPa}$ とする。このとき、インジェクターで流れがチョークしないためには、式(1)よりインジェクター上流圧力 p_{01} を p_{02} の約2倍よりも小さく設定する必要がある。本研究では $p_{01} = 0.80\text{MPa}$ とする。ノズルの設計マッハ数は2.0、スロート直径は11.8mmとする。 O/F 比は1~6とする。燃焼ガス温度、および燃焼ガスの物性値は、化学平衡計算プログラムCEA⁴⁾ (Chemical Equilibrium with Applications)により断熱条件で計算する。

まず、燃焼ガス温度の計算結果を図3に示す。燃焼ガス温度は O/F 比が約1.7のときに最大値3200K程度となる。 O/F 比が約1.7よりも大きくなると、燃焼ガス温度は緩やかに減少する。

次に、燃焼ガスの分子量 M_w と比熱比 γ_2 の計算結果を図4に示す。燃焼ガスの分子量は、 O/F 比とと

もに単調に増加する。一方、燃焼ガスの比熱比は、1.20～1.22の間でほぼ一定である。

特性排気速度 c^* の計算結果を図5に示す。特性排気速度は O/F 比が約1.3のときに最大値1600m/sをとる。 O/F 比が約1.3よりも大きくなると、特性排気速度は緩やかに減少する。

推力係数 C_F の計算結果を図6に示す。推力係数は O/F 比に無関係に、ほぼ1.22の一定値に保たれる。

推力 F_T の計算結果を図7に示す。推力は O/F 比に無関係に、ほぼ100Nの一定値に保たれる。これは、図6の推力係数 C_F がほぼ一定値であることと整合している。

次に、式(6)で A_1/A_2^* を求めるために、インジェクターにおける気体力学関数を計算する。まず、インジェクターにおけるマッハ数は式(1)から

$$M_1 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_1 - 1} \left\{ \left(\frac{p_{01}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1}} - 1 \right\}}$$

$$= \sqrt{\frac{2}{1.4 - 1} \left\{ \left(\frac{0.80}{0.75} \right)^{\frac{1.4 - 1}{1.4}} - 1 \right\}} = 0.305$$

このとき、気体力学関数は式(3)より

$$\Gamma_1 = 0.305 \left[\frac{2 + (1.4 - 1) \times 0.305^2}{1.4 + 1} \right]^{\frac{1.4 + 1}{2(1.4 - 1)}} = 0.499$$

上記の結果およびCEA計算により得られた燃焼室内の諸量 T_{02} , R_2 , γ_2 を用いて、式(6)から断面積比 A_1/A_2^* を計算した結果を図8に示す。ただし、 $T_{01} = 300\text{K}$, $C_{d1} = 0.80$, $C_{d2} = 0.98$ とした。図より、 O/F 比の最大値として6までを考える場合、断面積比 A_1/A_2^* は0.6以上でなければならない。

$N = 4$ として、式(7)から直径比 d_1/d_2^* を計算した結果を図9に示す。 O/F 比の最大値として6まで考える場合、直径比 d_1/d_2^* は0.39以上でなければならない。本研究の条件では $d_2^* = 11.8\text{mm}$ であるため、 $d_1 > 4.6\text{mm}$ でなければならない。

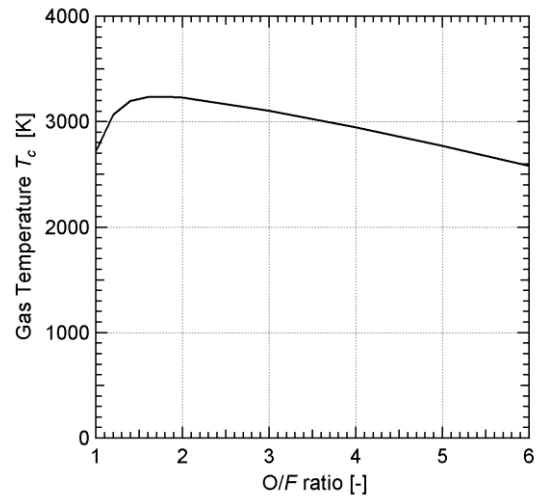


図3 燃焼ガス温度の O/F 比による変化

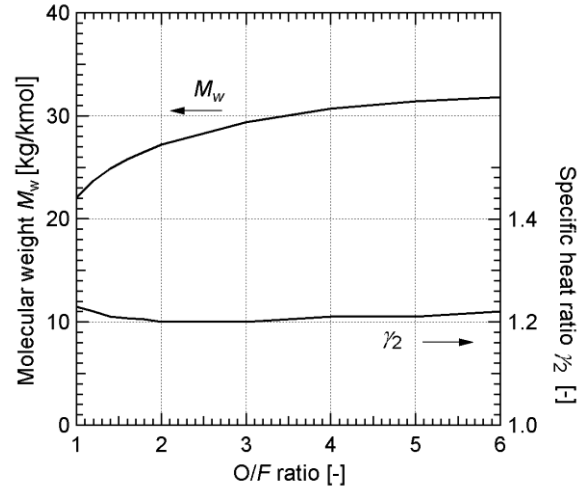


図4 分子量と比熱比の O/F 比による変化

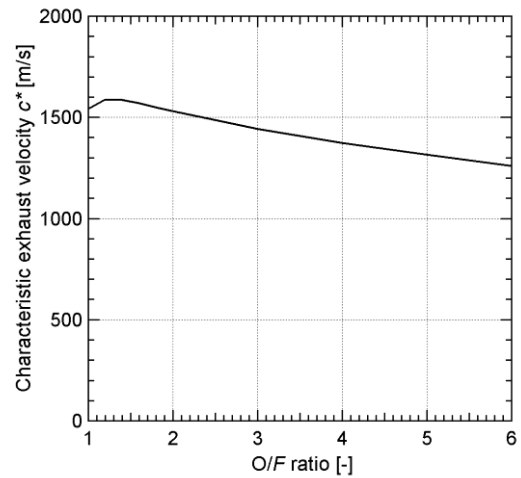


図5 特性排気速度の O/F 比による変化

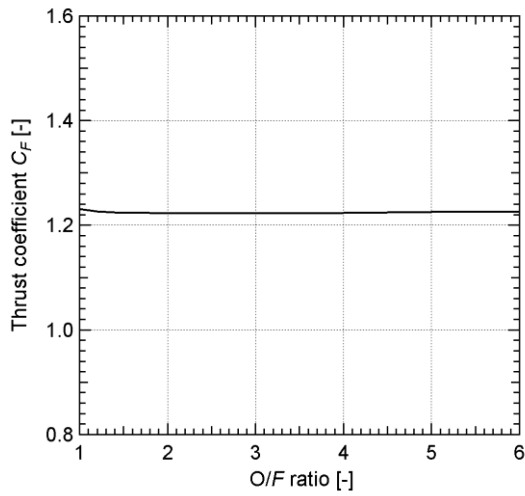


図6 推力係数のO/F比による変化

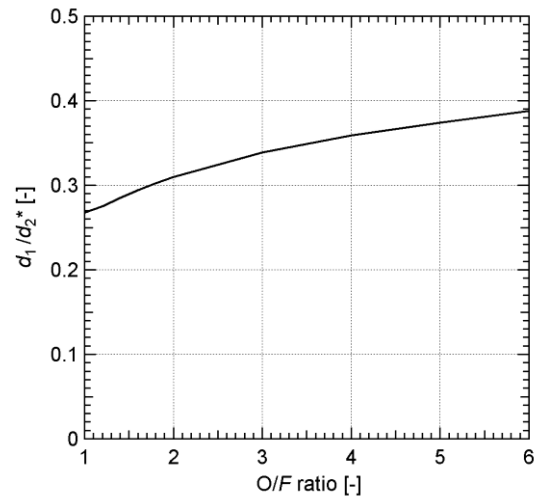


図9 インジェクター孔の必要直径 (式 (7))

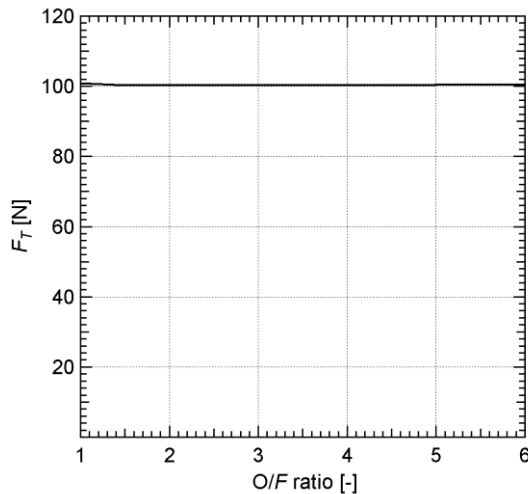


図7 推力のO/F比による変化

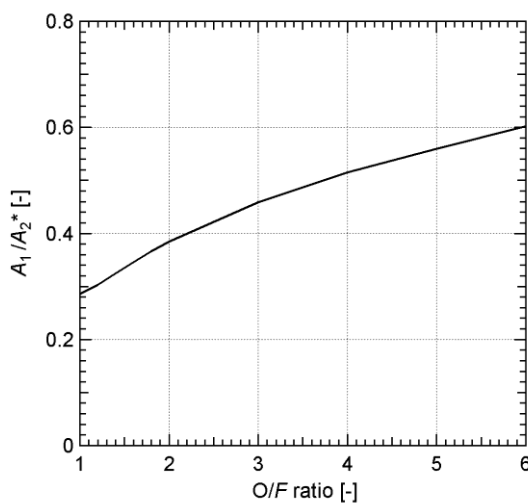


図8 インジェクター孔の必要面積の計算結果 (式 (6))

4. 結論

PMMA を燃料, GOX を酸化剤として用いるハイブリッドロケットエンジンにおいて, インジェクターで流れがチョークしないための条件を理論的に求めた. インジェクターの必要直径は O/F 比の増大とともに大きくなり, 本研究の条件では直径 4.6mm 以上でなければならない. このとき, 推力は O/F 比に無関係に約 100N となる.

参考文献

- 1) G. Sutton and O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 7th Ed., John Wiley & Sons, pp.579-607 (2000).
- 2) M. J. Chiaverini and K. K. Kuo (Eds.), Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics, (2006)
- 3) S. W. Benson, F. R. Cruickshank, D. M. Golden, G. R. Haugen, H. E. O'Neal, A. S. Rodgers, R. Shaw and R. Walsh, Additivity Rules for the Estimation of Thermochemical Properties, *Chemical Reviews*, **69**, 3, pp.279-324 (1969).
- 4) S. Gordon and B. J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I Analysis, NASA Reference Publications 1311, 55 pages (1994).