

# ハイブリッドラムジェット用固体燃料の検討

那賀川一郎

(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 〒370-2398 群馬県富岡市藤木900番地  
E-mail: i-nakagawa@iac.ihl.co.jp

2005年12月8日 受付 2006年1月5日 受理

## 要旨

固体燃料と液体燃料の両方を使用するハイブリッドラムジェットは、固体燃料ラムジェットの持つ2次燃焼着火性・燃焼安定性が良いこと、液体燃料ラムジェットが持つIsp性能が高いこと、流量制御範囲が大きいことの両者の特徴を兼ね備えたラムジェットとなることが期待される。このハイブリッドラムジェット用固体燃料に適した燃焼速度特性及び燃料組成について検討を行った結果、燃焼速度特性については流量制御範囲の観点から、通常のコンプジット推進薬の圧力指数と同等でよく、燃料組成については、B, Ti, Zrを含有させることが燃焼安定性を向上させる上でよいと考えられるが、Isp性能的にはどれを採用しても大きな差がないことが得られた。

## 1. 緒言

ラムジェットエンジンには大きく分けて燃料に液体燃料を使用する液体燃料ラムジェットと固体燃料を使用する固体燃料ラムジェットがある。固体燃料ラムジェットの中には、固体燃料を1次燃焼させて燃料リッチなガスを発生させ、この燃焼ガスを2次燃焼室で空気と混合させるダクテッドロケットと固体燃料の中に空気を流し境界層燃焼させるタイプの2つのタイプがある。この内液体燃料ラムジェットとダクテッドロケットは燃料流量の制御が可能であり、飛翔条件によって変化するエンジンへの流入空気量に対し、最適な空燃比を保持することが可能であり、様々な飛翔経路に対し高性能を維持できるエンジンである。液体燃料ラムジェットは、Fig. 1に示すような構造をしてお

り、タンクの液体燃料をガスジェネレータ等で加圧し、エンジンに流入する空気中に微粒化して噴射し、燃焼させる。液体燃料は常温であるため、普通のバルブにより容易に流量をコントロールすることが可能であり、流量制御範囲もほとんど任意に採ることが可能である。ダクテッドロケットはFig. 2に示すような構造をしており、固体燃料は1次燃焼室(Gas generator)で自立燃焼する必要があるために酸化剤成分を含有している。このため、ダクテッドロケットは液体燃料ラムジェットに比較し、Isp性能が低い欠点がある。しかし、1000 Kを越える高温の1次燃焼ガスを空気と混合して燃焼させるため、常温の燃料を空気と混合して燃焼させる液体燃料ラムジェットに比較し、燃焼安定性が高いと言われている。ただし、燃料流量の制御は1次燃焼

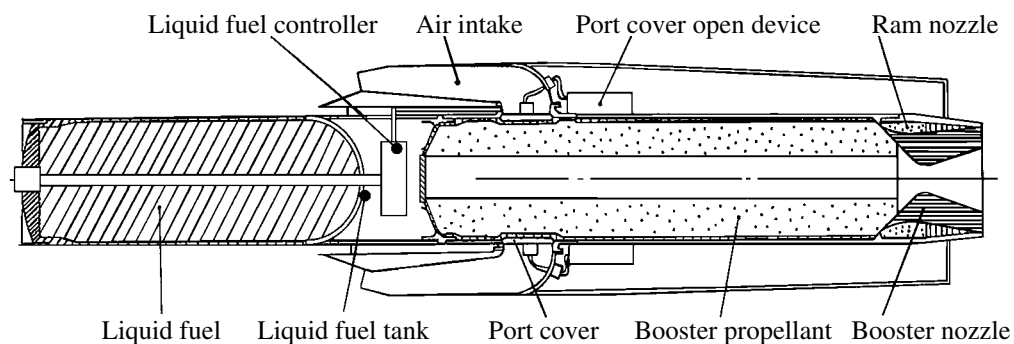


Fig. 1 Schematic of a liquid fuel ramjet.

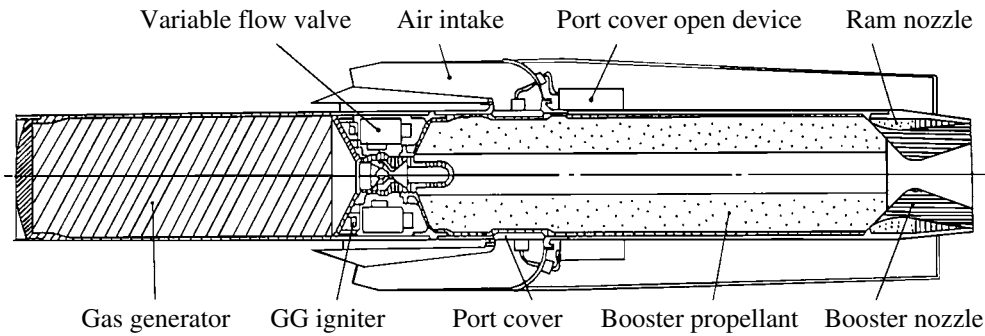


Fig. 2 Schematic of a ducted-rocket.

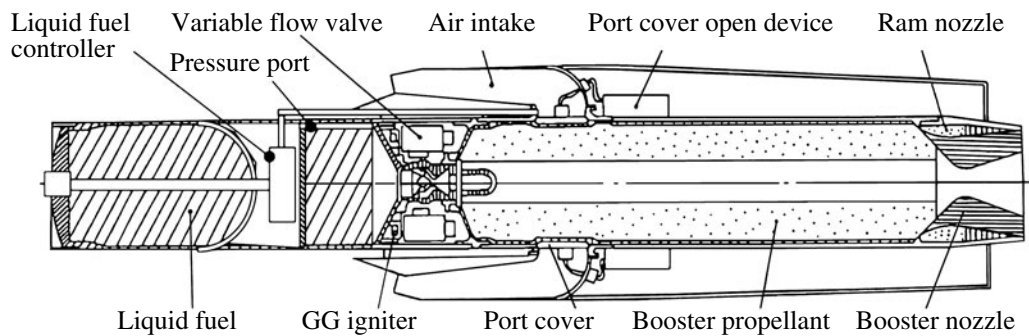


Fig. 3 Schematic of a hybrid ramjet.

圧力を高温ガスに耐えるバルブの開閉により変化させることにより、固体燃料の燃焼速度を変化させて行う必要があり、その制御範囲は、固体燃料の燃焼速度特性により、制限される。本報で提案するハイブリッドラムジェットは液体燃料ラムジェットとダクテッドロケットを組み合わせたシステムでFig. 3に示すような構成となる。このエンジンは両者の長所を生かす、すなわち、Isp性能が高く、燃料流量制御範囲が広く、燃焼安定性が良いことを狙ったものである。本報ではこのハイブリッドラムジェットエンジンに使用する固体燃料について検討した結果を報告する。

## 2. 固体燃料の燃焼速度特性の検討

流量制御型ダクテッドロケット（以下VFDRと略す）では、1次燃焼圧力を変化させ、固体燃料の燃焼速度特性に応じて、燃料流量を変化させる。したがって、流量制御範囲を大きくとるために、圧力感度の高いすなわち、圧力指数の大きい燃料が要求される<sup>1)</sup>。ハイブリッドラムジェットは、液体燃料の供給バルブの開閉を行うことにより、より大きな流量制御範囲をとれるが、この場合の固体燃料に要求される燃焼速度特性について、ここでは検討する。

VFDRで最高クラスの流量制御範囲が採れる圧力指数0.7の固体燃料では、流量制御範囲は以下の様に計算される。

まず、VFDRの燃料流量( $\dot{m}_f$ )は以下の関係がある。

$$\dot{m}_f = \rho_g A_b r \quad (1)$$

ここで、 $\rho_g$ :固体燃料密度、 $A_b$ :燃焼面積、 $r$ :燃焼速度、

$$r = a P_1^n \quad (2)$$

ここで、 $a$ :燃焼速度定数、 $P_1$ :1次燃焼室圧力、 $n$ :圧力指数(=0.7)、

(2)を(1)に代入すると

$$\dot{m}_f = \rho_g A_b a P_1^n \quad (3)$$

1次燃焼圧力制御範囲は2 MPa~12 MPaとし、12 MPa時の固体燃料流量を $\dot{m}_{f0}$ とすると、(3)式の関係から任意の1次燃焼圧力に対する $\dot{m}_f$ は

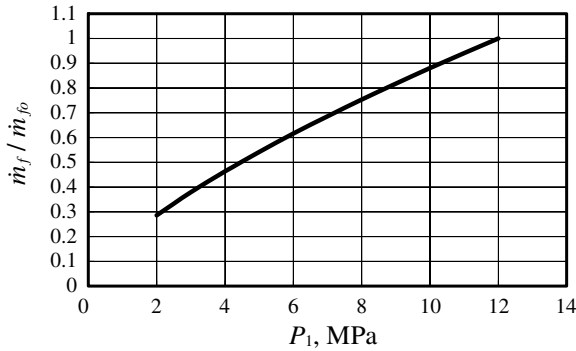


Fig. 4 The change ratio of the fuel flow rate as a function of the gas generator pressure.

$$\dot{m}_f = \dot{m}_{fo} \left( \frac{P_1}{12} \right)^n \quad (4)$$

となる。  $P_1$  と  $\dot{m}_f / \dot{m}_{fo}$  の関係を Fig. 4 に示す。  $P_1$  が 2 MPa における  $\dot{m}_f / \dot{m}_{fo}$  の値は 0.285 であり、圧力指数 0.7 の固体燃料を使用する VFDR では、1 次燃焼圧力制御範囲 2 MPa ~ 12 MPa で燃料流量を約 3.5 倍 ( $1/0.285$ ) に変化させることができることが分かる。

ハイブリッドラムジェットではこの倍の 7 倍の燃料流量制御範囲を採ることを目標に設定し、必要な固体燃料の燃焼速度特性を検討することとする。7 倍の燃料流量制御が可能であれば、海面上から通常のジェット機が巡航する高度 10 ~ 13 km までの高度変化に対し、空燃比を一定にすることが可能である。

まず、1 次燃焼圧力 12 MPa における固体燃料と液体燃料の流量の比率が 1:1 のハイブリッドラムジェットを想定する。

液体燃料を遮断すると、1 次燃焼圧力 12 MPa での燃料流量は 1/2 となる。このとき、1 次燃焼圧力が 2 MPa に変化した時に、燃料流量が 1/7 になるためには、(4) 式の関係から、圧力指数は 0.70 であれば良いことになる。

次に、このときの 1 次燃焼圧力に対する燃料流量の変化を計算する。液体燃料流量 ( $\dot{m}_l$ ) は以下の関係式から計算される。

$$\dot{m}_l = C_D A_i \sqrt{2 \rho_l (P_1 - P_2)} \quad (5)$$

ここで、 $C_D$ : 流量係数、 $A_i$ : 液体燃料噴射孔総面積、 $\rho_l$ : 液体燃料密度、 $P_2$ : 2 次燃焼室圧力、液体タンクは 1 次燃焼室圧力により加圧されるものとし、液体タンク圧力は  $P_1$  に等しいと仮定している。

いま、1 次燃焼室圧力 12 MPa 時の液体燃料流量を  $\dot{m}_{lo}$  とし、 $C_D$  は固定、2 次燃焼圧力は簡単のため 0.5 MPa 一定とすると、任意の 1 次燃焼室圧力における液体燃料流量は以下の式より計算できる。

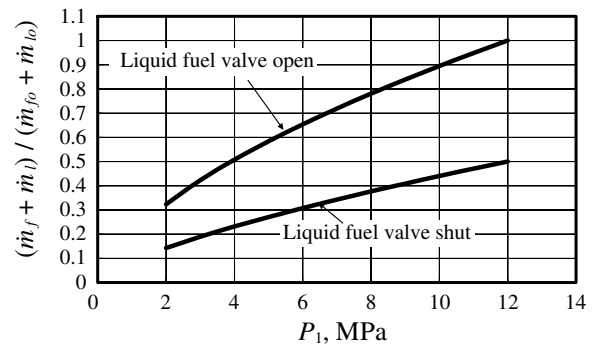


Fig. 5 The change ratio of the fuel flow rate of the hybrid ramjet as a function of the gas generator pressure. (The ratio of the solid fuel flow rate to the liquid fuel flow rate is 1:1 at the gas generator pressure 12 MPa.)

$$\dot{m}_l = \dot{m}_{lo} \sqrt{\frac{(P_1 - 0.5)}{(12 - 0.5)}} \quad (6)$$

以上の関係式から  $P_1$  と  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  の関係は Fig. 5 に示すように計算される。

燃料流量の最低値は 0.14 (= 1/7) であり、1 次燃焼圧力制御範囲 2 MPa ~ 12 MPa で燃料流量を約 7 倍に変化させられることが分かる。圧力を変化させると液体と固定燃料ガスとの比率が変化し、Isp すなわち、燃料流量当たりの推力が変化するが、連続的に変化するため、実行上は燃料比率の変化を考慮に入れて飛翔要求条件に応じた燃料流量が出るように圧力制御を行えば必要な推力が得られるため、問題ないことになる。

次に、12 MPa における固体燃料と液体燃料の流量の比率が 1:2 の場合と 1:3 の場合について検討する。

1:2 の場合、12 MPa で液体燃料を遮断すると、燃料流量は 1/3 となる。このとき、2 MPa で燃料流量を 1/7 にするためには (4) 式の関係から、圧力指数は 0.47 で良いことになる。

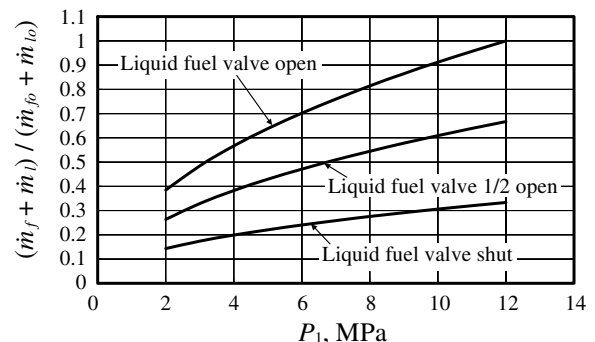


Fig. 6 The change ratio of the fuel flow rate of the hybrid ramjet as a function of the gas generator pressure. (The ratio of the solid fuel flow rate to the liquid fuel flow rate is 1:2 at the gas generator pressure 12 MPa.)

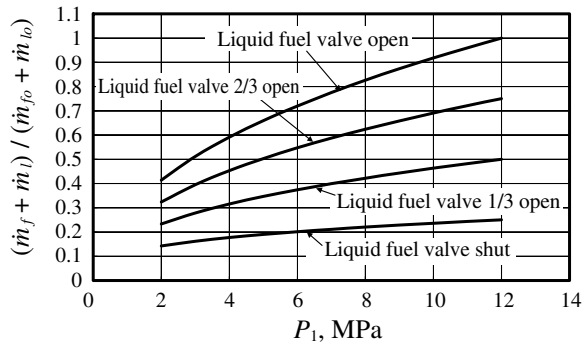


Fig. 7 The change ratio of the fuel flow rate of the hybrid ramjet as a function of the gas generator pressure. (The ratio of the solid fuel flow rate to the liquid fuel flow rate is 1:3 at the gas generator pressure 12 MPa.)

このときの  $P_1$  と  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  の関係は Fig. 6 に示すように計算される。液体燃料バルブを開にした場合の 2 MPa における  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  の値は 0.38 であり、12 MPa で液体燃料を遮断したときの値 0.33 (=1/3) より大きく、0.33~0.38 の燃料流量が出せない問題がある。これに対しては、液体燃料遮断弁を 2 個設置し、1 個だけ開の場合は液体燃料噴射孔の半数を使用するようにすることにより、解決することができる。1 個だけ開の場合の  $P_1$  と  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  の関係も Fig. 6 に示す。

1:3 の場合、12 MPa で液体燃料を遮断すると、燃料流量は 1/4 となる。このとき、2 MPa で燃料流量を 1/7 にするためには (4) 式の関係から、圧力指数は 0.31 で良いことになる。

このときの  $P_1$  と  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  の関係は Fig. 7 に示すように計算される。Fig. 7 には液体燃料遮断弁を 3 個設置した場合の  $P_1$  と  $(\dot{m}_f + \dot{m}_l) / (\dot{m}_{fo} + \dot{m}_{lo})$  関係も示している。

### 3. 固体燃料組成の検討

固体燃料と液体燃料の流量の比率を 1:3 にすると、圧力指数が 0.3 程度でよいことが、2 項の検討から得られたことから、固体燃料組成は特殊なものではなく、従来の固体ロケットの推進薬に使用されている AP 系コンポジットで、良いと考えられる。2 次燃焼の着火性、燃焼安定性を考慮すると金属粒子を含有させたほうが有利であると考えられ、

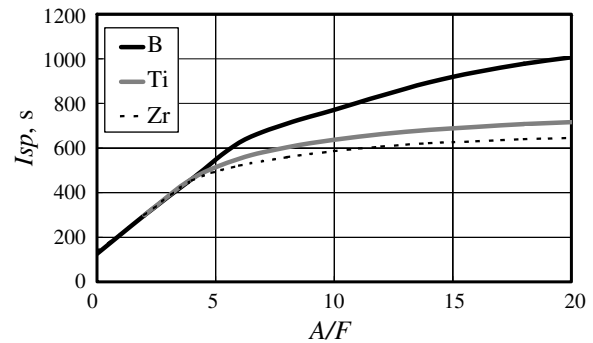


Fig. 8 The  $I_{sp}$  as a function of the  $A/F$  for a ducted-rocket.

金属の候補としては、燃焼熱が大きく希少金属でないものとして、B, Mg, Al, Si, P, Ca, Ti, Zr が考えられる。

Table 1 に示すように、Mg, Al, Si, Ca は酸化物の沸点より、元の金属の沸点が低く気相燃焼すると考えられ、B, Ti, Zr は逆に元の金属の沸点のほうが高いため、表面燃焼すると考えられる<sup>3)</sup>。P は沸点自体が非常に低いため、1 次燃焼室内で気化すると考えられる。2 次燃焼の着火性、燃焼安定性を向上させるために、燃焼場に高温の粒子をばら撒くことは、着火源を密に存在させることができ有利であることから、気化せず粒子の状態を保ち、粒子表面で燃焼する B, Ti, Zr のほうが固体燃料組成として適していると考えられる。

B, Ti, Zr について、ハイブリッドラムジェットの実験 Isp 性能を NASA が開発した化学平衡計算プログラム CEA 400<sup>4)</sup> を使用して計算し、性能検討を行った。検討した組成表を Table 2 に示す。最近のコンポジット推進薬のバインダーの主流は HTPB であるが、HTPB に B 粒子を混ぜると発泡し混和成形できないことから、理論計算では比較のため統一してバインダーは CTPB とした。金属の含有量と過塩素酸アンモニウム (以下 AP と略す) の含有量はこれまでの実績で金属含有量最大限クラスの金属 30 wt%, AP 40 wt% を想定した。液体燃料については航空機エンジン用燃料として使用されている JP-4 を検討対象とした。また、飛

Table 1 Boiling point of fuel materials and the oxidants.

Materials	Boiling point (°C)	Oxidants	Boiling point (°C)	note
B	2550	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1800	2)
Mg	1090	MgO	3600	2)
Al	2470	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2980	2)
Si	2360	SiO <sub>2</sub>	2950	2)
Ca	1480	CaO	2850	2)
Ti	3200	Ti <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	3000	3)
Zr	4900	ZrO <sub>2</sub>	4300	3)

Table 2 Solid fuels composition.

No.	AP	CTPB	B	Ti	Zr
1	40	30	30	0	0
2	40	30	0	30	0
3	40	30	0	0	30

翔条件は高度0 km, マッハ2を想定した。

CEA 400のロケット性能計算結果の中の地上での最適開口比での $I_{sp}$ を $I_{sp_{mix}}$ とすると, ラムジェットエンジンとしては以下の関係式で計算される。

$$I_{sp} = \frac{Fn}{\dot{m}_f g} \tag{7}$$

ここで,  $F_n$  : 推力,  $\dot{m}_f$  : 燃料流量,  $g$  : 重力加速度,

$$F_n = F_g - \dot{m}_a v \tag{8}$$

ここで,  $F_g$  : ノズルでの発生推力,  $\dot{m}_a$  : 空気流量,  $v$  : 流入空気流速,

$$I_{sp_{mix}} = \frac{F_g}{(\dot{m}_f + \dot{m}_a)g} \tag{9}$$

(8), (9)を(7)に代入すると,

$$I_{sp} = \frac{I_{sp_{mix}}(\dot{m}_f + \dot{m}_a)g - \dot{m}_a v}{\dot{m}_f g} \tag{10}$$

$$= I_{sp_{mix}}(1 + A/F) - \frac{A/F \cdot v}{g}$$

ここで,  $A/F = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f}$  である。

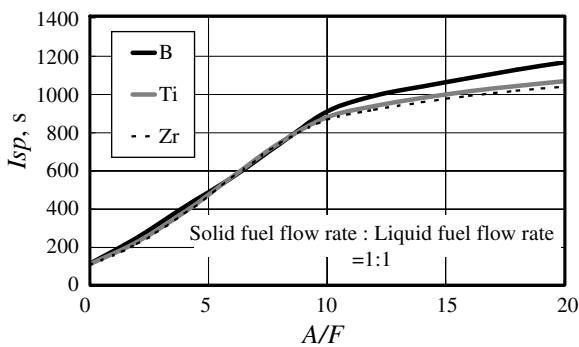


Fig. 9 The  $I_{sp}$  as a function of the  $A/F$  for the hybrid ramjet. (The ratio of the solid fuel flow rate to the liquid fuel flow rate is 1:1 at the gas generator pressure 12 MPa.)

液体燃料はなく固体燃料だけの場合の $A/F$ に対する $I_{sp}$ の理論性能の計算結果をFig. 8に示す。質量当たりの燃焼熱の大きいB含有燃料が最も高く, 次にTi, Zrの順番に高い。 $A/F=15$ のところでB含有燃料とTi, Zr含有燃料では,  $I_{sp} = 200$  s以上の差がある。

固体燃料と液体燃料の流量の比率が1:1の場合と1:3の場合の $A/F$ に対する $I_{sp}$ の理論性能の計算結果をFig. 9及びFig. 10に示す。固体燃料と液体燃料の流量の比率が1:1の場合で,  $A/F=15$ のところでB含有燃料とTi, Zr含有燃料の差は, 100 s以下, 固体燃料と液体燃料の流量の比率が1:3の場合では, ほとんど差がなくなっていることがわかる。

したがって, ハイブリッドラムジェットでは理論性能上はB, Ti, Zr 何れの燃料もほぼ同等であることから, どの組成にするかは, 2次燃焼着火特性, 2次燃焼安定性, 2次燃焼室断熱材の損傷状況等から決定することが必要である。

#### 4. 結論

液体燃料ラムジェットとダクトドロケットを組み合わせたハイブリッドラムジェットエンジン用燃料は以下の特性があることが確認された。

- (1) 固体燃料と液体燃料の流量比を1:3にすると, 1次燃焼室圧力2~12 MPaの変化で, 燃料流量を7倍に変化させるために必要な圧力指数は0.31で良く, 固体燃料組成は特殊なものではなく, 従来の固体ロケットの推進薬に使用されているAP系コンポジットで, 良いと考えられる。
- (2) 2次燃焼着火性, 安定燃焼性を向上させるためには, 酸化して散逸しないで, 粒子表面が燃焼するB, Ti, Zrを, 含有させることが有利であると考えられる。固体燃料と液体燃料の流量比を1:3にすると, ハイブリッドラムジェットでは理論性能上はB, Ti, Zr何れの燃料もほぼ同等であることから, どの組成にするかは, 2次燃焼着火特性, 2次燃焼安定性, 2次燃焼室断熱材の損傷状況等から決定されることになる。

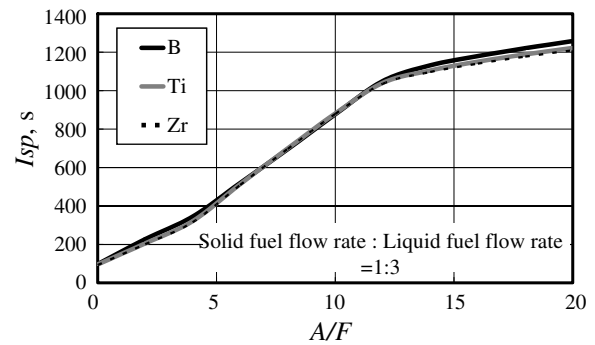


Fig. 10 The  $I_{sp}$  as a function of the  $A/F$  for the hybrid ramjet. (The ratio of the solid fuel flow rate to the liquid fuel flow rate is 1:3 at the gas generator pressure 12 MPa.)

**参考文献**

- 1) Kubota, N., Yano, Y., Miyata, K., Kuwahara, T., Mituno, M., and Nakagawa, I., "Energetic Solid Fuels for Ducted Rockets (II)", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 16, (1991).
  - 2) 日本化学会編, 「化学便覧基礎編」I-22~48及びI-102~206, (1994), 丸善株式会社.
  - 3) 疋田 強, 秋田 一雄, 「燃焼概論」, p. 151, (1971), コロナ社.
  - 4) S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, (1994).
- 
- 

## A study on the solid fuel for a hybrid ramjet engine

Ichiro Nakagawa

A hybrid-ramjet uses liquid fuel and solid fuel. The high ignitability of the secondary combustion and high combustion stability which a solid fuel ramjet (a ducted rocket) has, and the high Isp performance and the wide fuel flow control range which a liquid fuel ramjet has are expected on this engine. What burning rate characteristics of the solid fuel are good and what fuel composition is suitable are investigated in this paper. The same burning rate characteristics as the normal solid propellant for a solid rocket is sufficient for the fuel flow control of the hybrid-ramjet. B, Ti and Zr are good for the fuel composition to improve combustion stability, and the Isp performance of them are almost same.

**Keywords:** Hybrid, Ramjet, Isp, Fuel composition

IHI AEROSPACE Co., Ltd. 900 Fujiki, Tomioka, Gunma 370-2398, JAPAN  
E-mail: i-nakagawa@iac.ihl.co.jp