



変化する。

固体燃料の一次燃料ガス流量率 $\dot{m}_g$ は、次式で与えられる。

$$\dot{m}_g = \rho_p r A_b \quad (1)$$

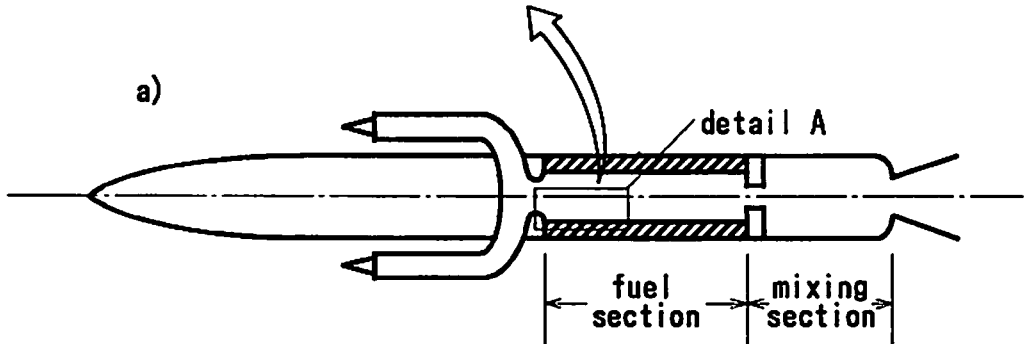
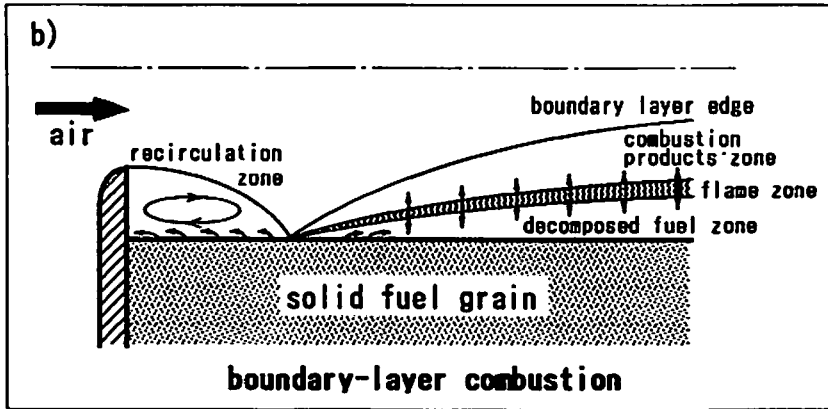
ここで、 $\rho_p$ : 固体燃料の密度、 $r$ : 固体燃料の燃焼速度、 $A_b$ : 固体燃料の燃焼面積である。DSFRの固体燃

料は端面燃焼型であるから、一次燃料ガス流量率は固体燃料の燃焼速度に比例し、

$$\dot{m}_g \sim r \quad (2)$$

で与えられる。一般に固体推進薬の燃焼速度は、次式で与えられる。

$$r = bP^n \quad (3)$$



### Solid Fuel Ramjet

Fig. 1 Schematic view on a solid fuel ramjet: a) general view; b) closeup of detail A

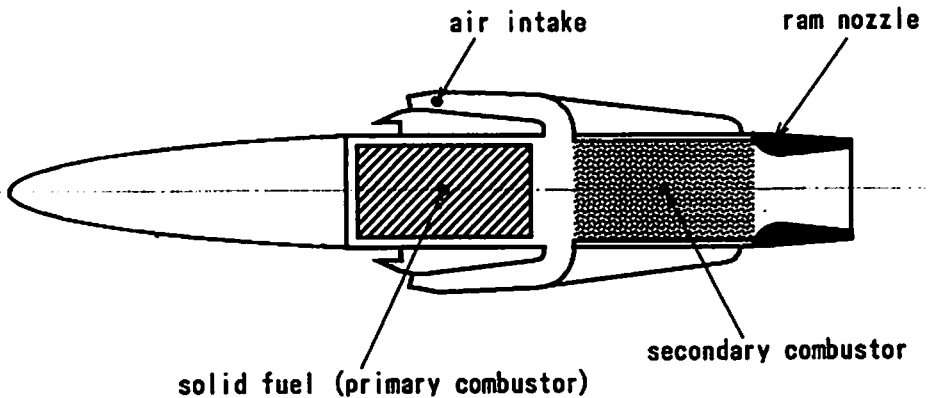


Fig. 2 Schematic diagram of DSFR.

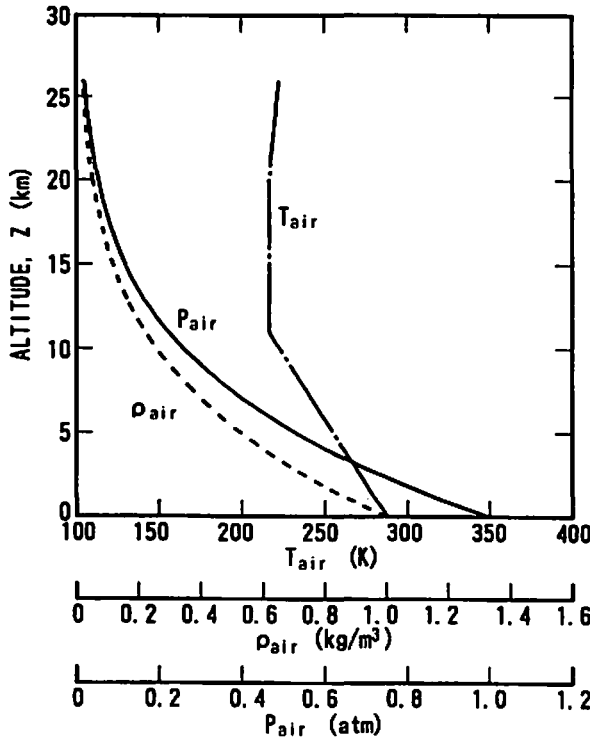


Fig. 3 The atmospheric conditions  
(ICAO Standard Atmosphere)

ここで、 $P$ ：燃焼器内圧力、 $n$ ：圧力指数、 $b$ ：固体推進薬の物理化学特性で決まる定数である。したがって、DSFRの一次燃料ガス流量率は、飛翔高度あるいは飛翔速度等の飛翔条件に依存する二次燃焼器内のラム圧とともに変化する。しかもその変化の依存性は圧力指数だけによって決定される。

一般に燃焼の消費によって重量が変化する飛翔体の飛翔に関する2次元の運動方程式は、次の基本式によって表される<sup>10)</sup>。

$$m \frac{dV}{dt} = F \cos \alpha - D - mg \sin \theta \quad (4)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha + L - mg \cos \theta \quad (5)$$

$$\frac{dX}{dt} = V \cos \theta \quad (6)$$

$$\frac{dZ}{dt} = V \sin \theta \quad (7)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m}_s \quad (8)$$

ここで、 $t$ ：時間、 $V$ ：飛翔速度（空気流入速度）、 $\theta$ ：飛翔角度、 $Z$ ：飛翔高度、 $X$ ：飛翔距離、 $m$ ：飛翔体重量、 $\alpha$ ：迎角、 $g$ ：重力加速度、 $F$ ：推力、 $D$ ：空気

抗力、 $L$ ：揚力である。

議論を簡単にするために、まずDSFRが一定高度を水平にかつ一定高度で飛翔すると考える。迎角が小さいと  $\cos \alpha = 1$  とすると、(4)式より

$$m \frac{dV}{dt} = F - D = 0 \quad (9)$$

の関係が定常に成り立たなければならない。推力 $F$ と空気抗力 $D$ は、それぞれ次の関係式で表すことができる。

$$F = \dot{m}_s I_{sp} n(\epsilon, Z, M) g \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{air}(Z) V^2 C_d(M) S \quad (11)$$

ここで、 $\epsilon$ ：空気と燃料ガスの比（空燃比）、 $M$ ：飛翔マッハ数、 $I_{sp} n$ ：二次燃焼による正味の比推力（ $\epsilon$ 、 $Z$ 、 $M$ の関数）、 $\rho_{air}$ ：大気中の空気密度（ $Z$ の関数）、 $C_d$ ：空気抗力係数（ $M$ の関数）、 $S$ ：飛翔体断面積である。特に空燃比 $\epsilon$ および飛翔マッハ数は、

$$\epsilon = \frac{\dot{m}_{air}}{\dot{m}_s} = \frac{\rho_{air} V A_i}{\rho_p A_b} \quad (12)$$

$$M = \frac{V}{a} \quad (13)$$

で表される。ここで、 $\dot{m}_{air}$ ：空気の質量流量率、 $A_i$ ：

空気取り入れ口（インテイク）面積、 $a$ ：音速である。DSFRが一定高度、一定速度で飛翔するとき、ラム圧 $P_r$ 、空気の質量流量率 $\dot{m}_{air}$ 、空気抗力 $D$ はそれぞれ一定となり得る。したがって、ラム圧 $P_r$ と(2)、(3)式の関係より一次燃料ガス流量率 $\dot{m}_g$ が一定となり、(4)式の関係より空燃比 $\epsilon$ が一定となる。さらには、正味比推力 $I_{sp,n}$ が一定となり、(4)より推力 $F$ が一定となるので、(9)式の関係が定常に成り立つ。このように、DSFRは、固体燃料の燃焼速度特性により空燃比が一定に保たれ、一定高度、一定速度の飛行が可能になる。しかも、インテイク面積の設計によって、できるだけ高空燃比になるように設定しておけば、高比推力の維持が期待でき、飛翔距離を延伸することができる。

つぎに、DSFRが飛翔速度及び空燃比を一定としたまま、異なる高度で水平飛翔することを考える。ここでは、飛翔高度を最も理想的となる高度によって音速の変わらない領域、すなわちFig. 3に示す大気温度が変わらない領域 $Z = 11 \sim 20\text{km}$ の空域として考える。この空域では、(4)式より飛翔マッハ数も一定となるので、推力 $F$ 、空気抗力 $D$ 、一次燃料ガス流量率 $\dot{m}_g$ は(4)、(11)、(12)式の関係からそれぞれ $Z$ のみの関数となり、

$$F \sim \dot{m}_g I_{sp,n}(Z) \sim \dot{m}_g \quad (14)$$

$$D \sim \rho_{air}(Z) \quad (15)$$

$$\dot{m}_g \sim \rho_{air}(Z) \quad (16)$$

で表される。ここで、(14)式において $I_{sp,n}(Z)$ は $Z = 11 \sim 20\text{km}$ の空域で $Z$ に対してはほぼ変わらないと考えることができるので一定とした。(14)、(15)、(16)の3式は、 $F$ と $D$ がそれぞれ $\rho_{air}$ と比例することを示し、異なる高

度であっても(9)式の関係が保たれることを意味する。さらに、ラム圧 $P_r$ は、空気取り入れ口の設計に依存するが、飛翔マッハ数が変化しない場合、ほぼ空気密度 $\rho_{air}$ に比例するので、

$$\rho_{air} \sim P_r \quad (17)$$

となることから、(2)、(4)、(17)式より

$$r \sim P_r \quad (18)$$

の関係が成り立つ。したがって、(1)式と(18)式から

$$n = 1 \quad (19)$$

の関係が成り立つ。すなわち、DSFRは一次燃焼器内の固体燃料に圧力指数1の推進薬を用い、 $Z = 11 \sim 20\text{km}$ の空域におけるある高度で一定速度、一定空燃比で水平飛翔させるよう設計すれば、その空域の異なる高度でも同様の飛翔が可能になる。

### 3. 飛翔計算

#### 3.1 比推力

DSFRのような空気吸い込み式エンジンの推力は、一次燃料が空気とともに燃焼したガスをノズルより排出することによって得られる運動量から吸い込み空気の運動量を差し引く必要があるので、

$$F_n = F_g - \dot{m}_{air} V_{air} \quad (20)$$

で表される。ここで、 $F_g$ ：二次燃焼時による見かけの推力、 $V_{air}$ ：吸い込み空気の流入速度（飛翔速度 $V$ と同じ）である。見かけ推力 $F_g$ は空気と燃料の燃焼によるものであるから、

$$F_g = I_{sp,g}(\dot{m}_{air} + \dot{m}_g)g \quad (21)$$

で決定される。ここで、 $I_{sp,g}$ はロケット推進薬の定義で与えられる燃料が空気とともに燃焼したときの見

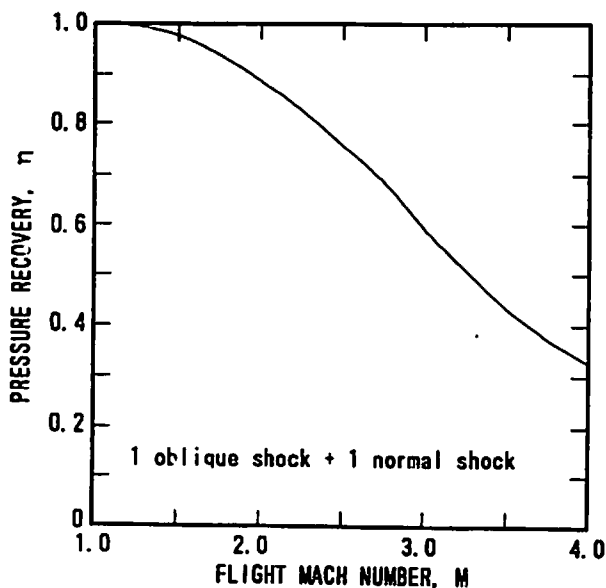


Fig. 4 Total pressure recovery ratio for a supersonic air intake.

かけの比推力である。つぎにDSFRの正味比推力は、

$$I_{sp,n} = \frac{F_n}{\dot{m}g} \quad (2)$$

で定義される。これは(1)式に等しい。以上の(1), (2), (3)式と空燃比に関する(4)式により、DSFRの正味推力は、

$$I_{sp,n} = I_{sp,g}(1 + \epsilon) - \frac{\epsilon V_{air}}{g} \quad (3)$$

で表される。

DSFRのような空気吸い込み式エンジンは、超音速で流入する空気の動圧をインテイクにより圧力回復させ、ラム圧に圧縮した空気を利用する。また一般に、ある流速をもつ空気流れの圧力あるいは温度は、速度及び高度に依存する<sup>11)</sup>。したがって、(3)式で表される正味比推力は、燃料の種類、インテイク形状、空燃比、速度、高度に依存することになる。本研究では、(3)式で表される正味比推力 $I_{sp,n}$ あるいは見かけの比推力 $I_{sp,g}$ を得るために、各パラメータの条件を決定した。条件は、燃料にGAPをベースとした固体推進薬を用

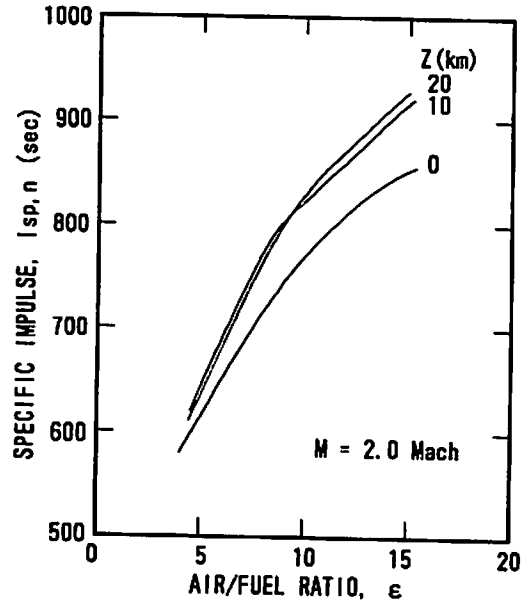


Fig. 5 Net specific impulse as a function of the air-fuel ratio.

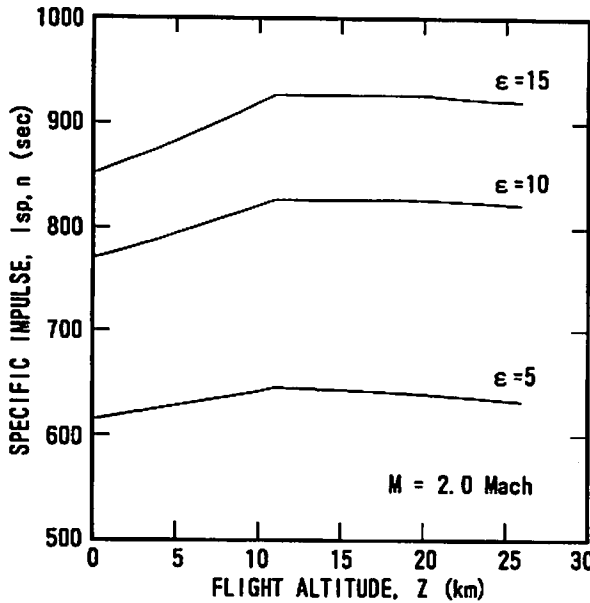


Fig. 6 Net specific impulse as a function of the flight altitude.

い、インテイクには斜め衝撃波と垂直衝撃波が各1本立つと考えてFig. 4のような圧力回復率を持つものを用いた。また、空燃比、速度、高度については、飛行シミュレーションにおいて任意の値を内挿して使えるように、各パラメータの適当な範囲、適当な間隔を設定した。これらのパラメータをもとに比推力のマトリックスデータを計算し、作成した。

Fig. 5及びFig. 6に速度マッハ数を2としたときの、それぞれ空燃比及び高度に対する正味比推力の関係を示す。正味比推力は、Fig. 5から空燃比に大きく依存し、空燃比の増加にともなって増加することが分かり、Fig. 6から高度にはさほど影響されない。特に11km以上の高度ではほとんど変わらないことが分かる。また、Fig. 7に高度を10kmとしたときの速度

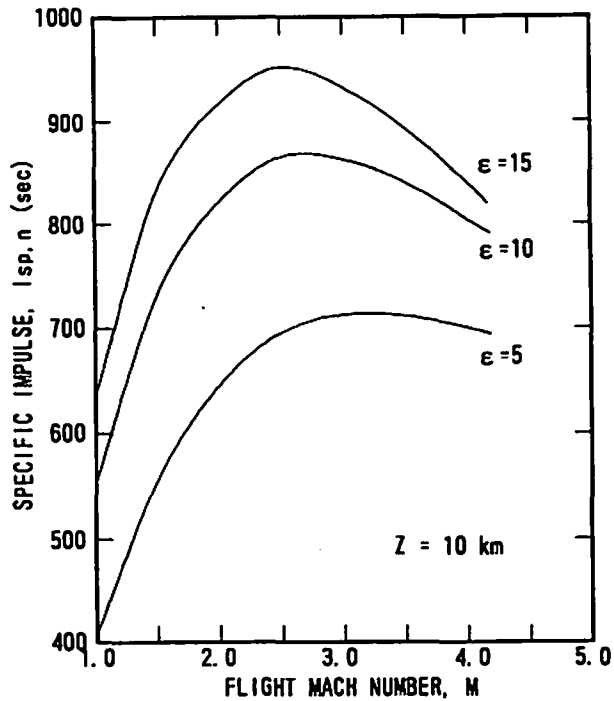


Fig. 7 Net specific impulse as a function of the flight Mach number.

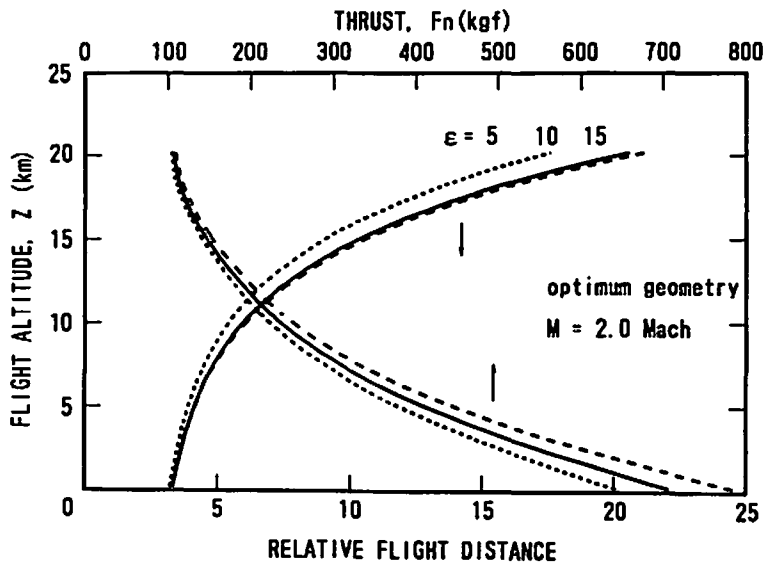


Fig. 8 The horizontal flight distance at arbitrary altitude.

マッハ数に対する正味比推力を示す。Fig. 7からは、今回の計算に用いたインテイクでは2～3マッハで最適な比推力が得られることが分かる。

### 3.2 推力作動飛翔距離

飛翔計算は、DSFRが2項で示す一定速度、一定高度を一定空燃比で揚力を考慮せず水平に飛翔する場合

について、(6)、(8)、(9)の運動方程式、(10)～(13)の関係式、Fig. 3に示す標準大気データ、そして3.1項で求めた正味比推力のマトリックスデータを用いて実行された。この際、(9)式の関係が定常に成り立つように(10)式におけるインテイク面積を選んだ。また、一次燃料重量は30kg、(11)式に関連する飛翔体外径は8

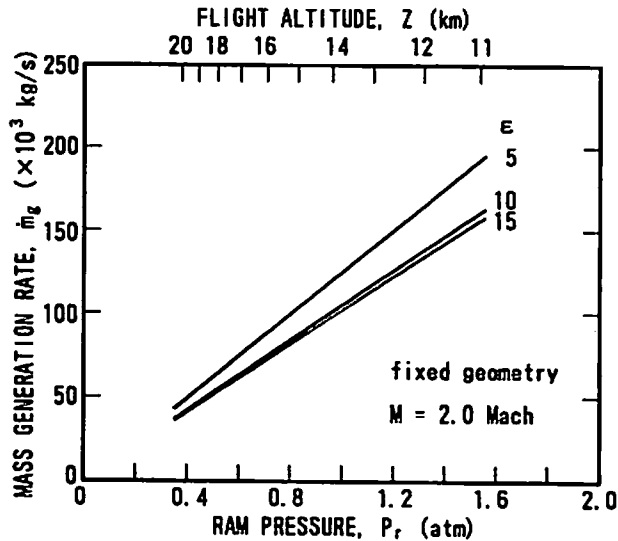


Fig. 9 The mass generation rate as a function of the ram-pressure.

inch (203mm), 空気抵抗係数はインテイク、迎角も考慮して適当なものを設定した。

Fig. 8 に各高度で 2 マッハの速度を与えたときの推力作動飛翔距離を示す。横軸の早対飛翔距離は、飛翔高度を海面上、空燃比を 10 とした場合の飛翔距離を 1 としたときの各高度、各空燃比における飛翔距離を表す。また、同図に各高度の飛翔においてつりあいを保っている推力と空気抗力を示す。インテイク面積はそれぞれの高度で推力と空気抗力がつりあう最適な値を設定した。Fig. 8 から、高々度で飛翔するほど、空気抗力が極端に減少していくため、それに見合う推力すなわち燃料ガス流量率を少なくすることができ、結果として (Fig. 6 に示すように) 比推力が高度に対してさほど変わらないのにも関わらず、飛翔航続距離が大幅に伸びていくことが分かる。また、同高度で議論する場合、設定空燃比が大きいほど、Fig. 5 に示すように比推力が大きくなるので、飛翔距離が増大する傾向にあるが、逆に多くの空気を必要とするためにインテイク面積を大きくさせざるをえず、空気抗力がその分大きくなるので、空燃比が 10 と 15 の時では飛翔距離の有意差はみられなかった。

つぎに Fig. 9 に各高度で必要となる燃料ガス流量率とその高度及び速度で二次燃焼器内に流入する空気のラム圧との関係を示す。飛翔高度は 11~20km の領域とした。設計点は高度 15km, 速度 2 マッハとし、その設計点で最適なインテイク面積を計算し、その値を固定して各高度での計算を行った。(2) 式で述べたように燃料ガス流量率は、燃料の燃焼速度に比例する。し

たがって、Fig. 9 におけるラム圧と燃料ガス流量率の直線の関係は、燃料の燃焼速度の圧力指数として 1 が要求されるという (9) 式の関係を示している。しかも、インテイク面積を固定しているため、同一のミッションで、すなわち同一の燃料を用いて、異なる高度での飛翔が可能になる。

#### 4. 結論

本研究で提案された DSFR は、次のような特徴を持っている。

- (1) 一次燃焼器と二次燃焼器から成る。
- (2) 一次燃焼器と二次燃焼器の間がチョークされないため、一次燃焼器内の固体燃料が二次燃焼器内に圧縮されて流入してきた空気の圧力と同じ圧力で燃焼する。
- (3) 固体燃料グレインが端面燃焼型である。

これらの特徴により、DSFR は、一次燃焼器内の固体燃料に圧力指数 1 の推進薬を用いて一定空燃比を維持できれば、一定速度で、任意の高度での飛翔が可能になる。

#### 謝 辞

本研究において、防衛庁技術研究本部第 3 研究所久保田浪之介部長に、御指導、御助言をいただきました。ここに厚く御礼申し上げます。

#### 文 献

- 1) P.J.M. Elands, P.A.O.G. Korting, T. Wijchers, and F. Dijkstra, "Comparison of Combustion Experiments and Theory in Polyethylene Solid Fuel Ramjets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.6,

- No.6, pp.732-739, 1990.
- 2) B. Natan and A. Gany, "Ignition and Combustion of Boron Particles in the Flowfield of a Solid Fuel Ramjet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.7, No.1, pp.37-43, 1991.
  - 3) 飯田章英, 駒井巖, 久保田浪之介, 「ダクテッドロケットの性能 (I)」, 平成3年度工業火薬協会春季研究発表講演会講演要旨集, pp.76-77, 1991.
  - 4) 駒井巖, 飯田章英, 久保田浪之介, 「ダクテッドロケットの性能 (II)」, 平成3年度工業火薬協会春季研究発表講演会講演要旨集, pp.78-79, 1991.
  - 5) A. Iida and I. Komai, "Combustion of Solid Fuel Ramjet (II)," *AIAA Paper 92-3728*, 1992.
  - 6) A. Iida, "Combustion of Metallized Propellants for Solid Ramjets," *Proceedings of the 18th International Pyrotechnics Seminar*, pp.459-470, 1992.
  - 7) M. Mitsuno, T. Kuwahara, and N. Kubota, "Combustion of Metallized Propellants for Ducted Rockets," *AIAA Paper 87-1724*, 1987.
  - 8) N. Kubota, and T. Kuwahara, "Combustion of Energetic Fuel for Ducted Rocket (I)," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 16, pp.51-54, 1991.
  - 9) N. Kubota, Y. Yano, K. Miyata, T. Kuwahara, M. Mitsuno, and I. Nakagawa, "Energetic Solid Fuels for Ducted Rocket (II)," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 16, pp.287-292, 1991.
  - 10) A. Miele, "Flight Mechanic Vol.1 (Theory of Flight Paths)", 1962.
  - 11) H.w. Liepmann and A. Roshko, "Elements of Gasdynamics," *John Wiley & Sons, Inc.*, 1960.

---

## Combustion Characteristics of a Solid Fuel Ramjet

by Akihide IIDA\*

In order to improve the combustion performance of solid fuel ramjets, a new type of solid fueled ramjet (DSFR) is introduced in this study. DSFR consists of a primary combustor and a secondary combustor. However, no choked flow exists between both combustors. The gas generator in the primary combustor burns at the stagnation pressure of the secondary combustor which is generated by the induced air from the atmosphere. The results of the flight performance analysis conducted in this study indicate that the flight distance extends drastically with increasing the flight altitude even though the net impulse is independent of the altitude. In order to operate DSFR effectively, the pressure exponent of burning rate of the fuel-rich propellants is required to be 1.

(\*Ohita Plant, Explosives division, Asahi Chemical Industry, Co., Ltd. Sato 2620, Ohita-shi, Ohita 870-03, Japan)