研究論文

アンチョーク型固体燃料ラムジェットの空燃比調節機能と燃料の燃焼速度特性

那賀川一郎*，桑原卓雄*

アンチョーク型固体燃料ラムジェットは，空燃比の変化を自動的に抑えるように調節する機能があることが知られている。本研究では，この自動調節機能と燃料の燃焼速度特性の関係を，まず，計算により理論検討し，次に直結燃焼試験により実験的に確認した。これにより，理論検討と同等の空燃比自動調節機能を確認した。

1. 緒　言

固体燃料ラムジェットの中に，ガスジェネレータと2次燃焼器の間の流れがチョークしていない，Fig. 1に示すようなアンチョーク型固体燃料ラムジェットがある。この形式の固体燃料ラムジェットは，ガスジェネレータ出口にバルブ機構を持たない非常に単純な構造をしているが，燃料ガス流量を流入空気量に対しA/Fが変化しない方向に調節する機能があり，高度変化を伴う飛行をした場合も安定した性能を得ることができるとして知られているものである[1,2]。本報では，アンチョーク型固体燃料ラムジェットのこのようなA/F自動調節機能と固体燃料の燃焼速度特性との関係について，計算による理論検討と実験結果について報告する。

2. 計算による検討

固定構造の空気取入口を持つラムジェットにおいて，飛行マッハ数一定で飛行すると，高度が上昇するにつれて，空気の密度が減少するためにエンジンへの流入空気量は減少する。たとえば，高度が10kmから15kmに上昇したとき流入空気量は約2分の1以下に減少する。

Fig. 2は，固定構造の空気取入口を持つラムジェットにおいて，飛行マッハ数は3で一定とし，高度10kmにおけるA/Fが10となる点を基準とした場合に，高度変化に対してA/Fが変化する様子を示している。図中のnは，固体燃料の燃焼速度特性である圧力指数を示している。ガスジェネレータ出口がチョークする場合は，2次燃焼器内圧力にかかわらず燃料ガス流量が一定である（これはnが0の場合と同等である。）ため，高度15kmではA/Fは約4になる。これに対しアンチョーク型の場合は，流入空気流量の増減によって上下する2次燃焼器内圧力に応じて，固体燃料の燃焼圧力が変化し，燃料の燃焼速度が変化する。すなわち，流入空気流量が増加すると燃料ガス流量も増加するように変化するので，A/Fの変化量を小さくすることができる。

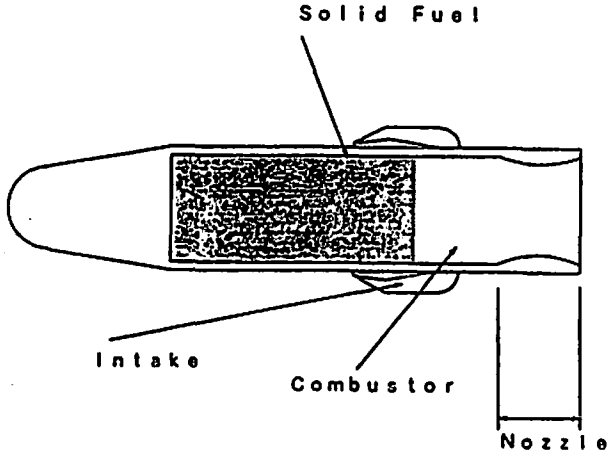

Fig. 1 Basic configuration of un-choked solid fuel ramjet

この流入空気流量に対するA/Fの変化量を計算してみる。まず，特性排気速度C^*に関する式から，

$$m_d = \frac{P_{tc} A_t}{C^*} \tag{1}$$

ここで，P_{tc}は2次燃焼器内圧力，A_tはノズルスロート断面積，$\dot{m}_d$は排出ガス流量である。

$$\dot{m}_d = \dot{m}_{air} + \dot{m}_g \tag{2}$$

1996年6月3日受理

*日産自動車(株)宇宙航空事業部研究開発センター
〒350−11 埼玉県川越市的場新町21−1
TEL 0492-31-1114
FAX 0492-31-1116

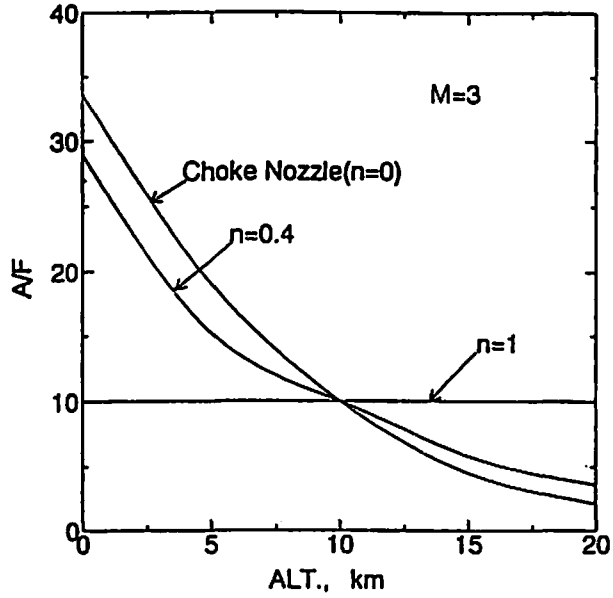

Fig. 2 The relation between A/F and altitude

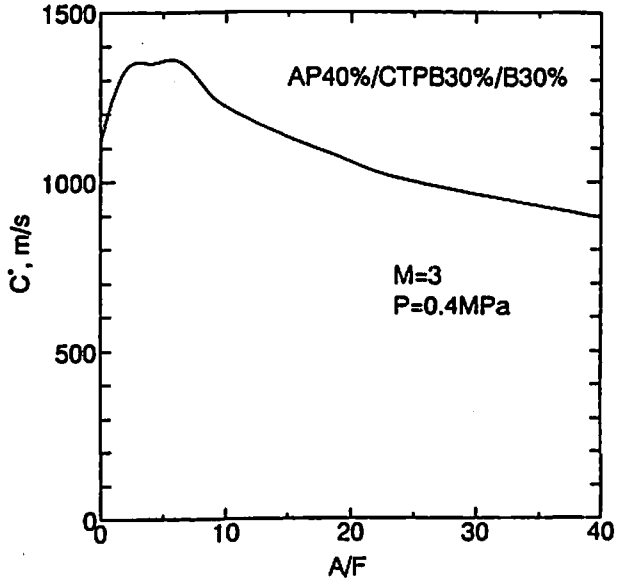

Fig. 3 The relation between C* and A/F

ここで，$\dot{m}_{air}$は流入空気流量，$\dot{m}_g$は燃料ガス流量である。A/Fをεとすると，

$$\varepsilon = \dot{m}_{air}/\dot{m}_g \tag{3}$$

と定義され，(2)式，(3)式を(1)式に代入すると，

$$\dot{m}_{air}(1+1/\varepsilon) = \frac{P_{st}A_t}{C^*} \tag{4}$$

$\dot{m}_g$については次の式が成り立つ。

$$\dot{m}_g = \rho_F r A_b \tag{5}$$

ここで，ρ_Fは固体燃料の密度，rは燃焼速度，A_bは燃焼面積である。固体燃料の燃焼圧力と燃焼速度の関係式は，

$$r = aP_g^n \tag{6}$$

と表すことができる。ここで，aは定数，nは圧力指数，P_gは燃焼圧力である。(6)を(5)に代入すると，

$$\dot{m}_g = \rho_F a P_g^n A_b \tag{7}$$

(3)式より，

$$\dot{m}_{air}/\varepsilon = \rho_F a P_g^n A_b \tag{8}$$

ガスジェネレータと2次燃焼器の間の流れがチョークしてないことより，

$$P_g \approx P_{st} \tag{9}$$

が成り立ち，(8)式は

$$\dot{m}_{air}/\varepsilon = \rho_F a P_{st}^n A_b \tag{10}$$

となる。εとC^*の関係はゴードンらの燃焼計算プログラム[3]により計算することができ，組成が一定の時，燃焼圧力に対してC^*はほとんど変化しないので，一定と仮定すると，(4)式と(10)式を連立させて，$\dot{m}_{air}$に対するP_{st}の変化を求めることができる。

燃料組成をAP40%/CTPB30%/ボロン30%と想定し，A/FとC^*の関係をFig. 3のように求め，圧力指数nは実験結果から約0.4であるとして計算するとFig. 2に示す通り，ガスジェネレータ出口をチョーク状態にする場合と比較するとA/Fの変化量が小さくなる。また，A/Fが$\dot{m}_{air}$の変化にかかわらず一定になるのは，$n=1$の燃焼速度特性を持つ燃料の場合であることがわかる。

$n \geqq 1$の場合，ロケットでは安定に燃焼することができない。ロケット燃焼室内の質量バランスを考えると，Fig. 4に示すようにガス発生量$\dot{m}_g$と排出ガス流量$\dot{m}_d$が交点で安定になるかどうかは，$n<1$か$n \geqq 1$であるかどうかにかかっている。$n<1$の場合圧力が交点より上昇すれば，$\dot{m}_d$のほうが$\dot{m}_g$より大きくなり圧力が低下し交点の方に向かう。逆に圧力が交点より下降すれば，$\dot{m}_g$のほうが$\dot{m}_d$より大きくなり圧力が上昇し，やはり交点の方に向かう。すなわち，この場合交点は安定点である。ところが，$n>1$の場合は全く逆になり交点で安定しない。すなわち，安定点を持たない。$n=1$の場合は交点を持たないためやはり安定点を持たない。

アンチョーク型固体燃料ラムジェットの場合について同様に安定条件を検討してみる。この場合，Fig. 5に示すように$\dot{m}_g+\dot{m}_{air}$と$\dot{m}_d$の質量バランスを考えな

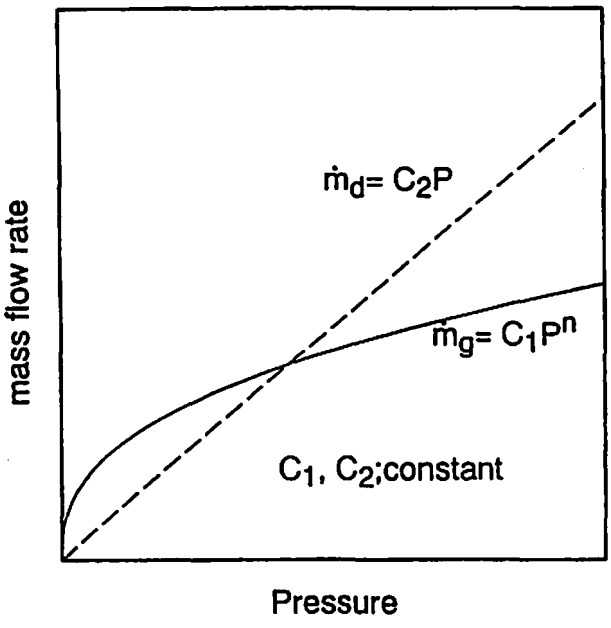

Fig. 4 The mass balance of a solid rocket

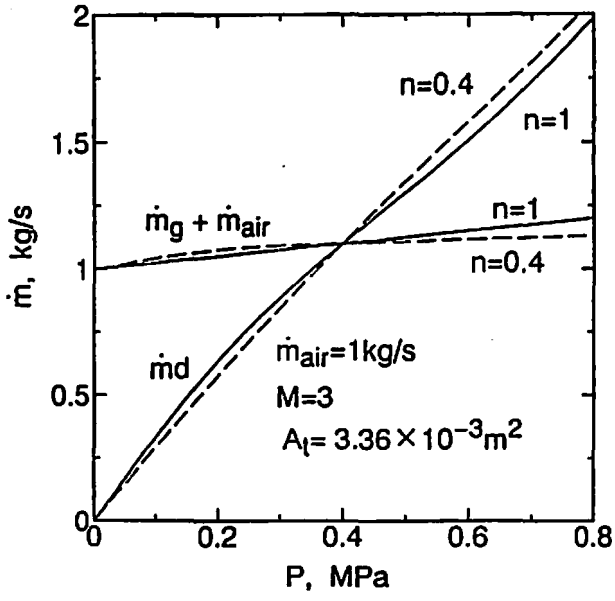

Fig. 5 The mass balance of an un-choked solid fuel ramjet

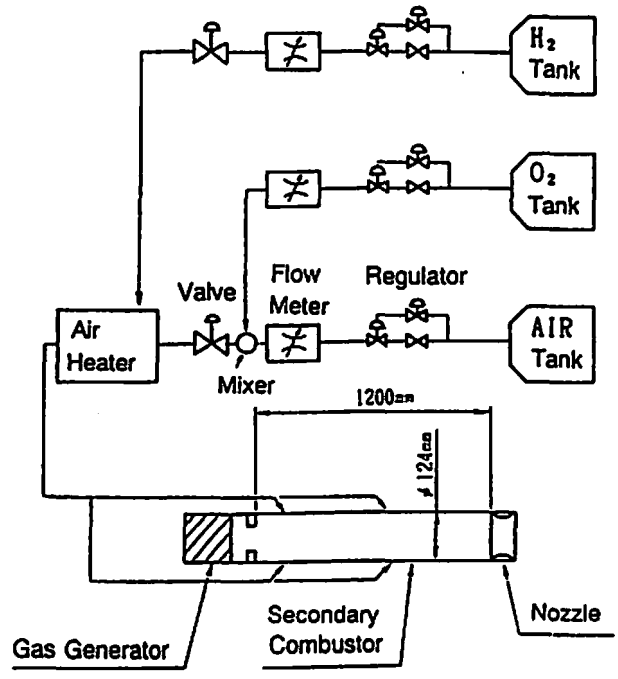

Fig. 6 The direct connect ramjet test facility

ければならない。図はAP40/B30/CTPB30の燃料の特性排気速度とA/Fの関係(Fig. 3)を用いて，$\dot{m}_{air}$＝1 kg/s，飛行マッハ数3，ノズルスロート断面積3.36×10^{-3}㎡を仮定し，$n=1$と$n=0.4$の場合について，圧力に対する質量流量の関係を計算したものである。$\dot{m}_d$は(1)式より，$\dot{m}_g$は(7)式より求めた。$\dot{m}_g$はP＝0.4MPaで0.1kg/s，すなわち，A/Fが10になるという条件を与えて計算している。図からわかるように，$n=1$の場合も$n=0.4$の場合と同様に，$\dot{m}_g+\dot{m}_{air}$と$\dot{m}_d$の交点より圧力が増加すると，$\dot{m}_d$の方が大きくなり圧力が減少する方向に動き，逆に圧力が低下した場合は圧力が上昇する方向に動くため，この交点は安定点である。したがって，アンチョーク型の固体燃料ラムジェットの場合は，$n=1$の燃料も安定して燃焼することができると言える。

3. 実　験

次に，アンチョーク型固体燃料ラムジェットのA/F自動調節機能の確認を行うために，サブスケールのエンジンを用いて実施した直結燃焼実験について述べる。

3.1 実験方法

地上の実験設備で，ラムジェットエンジンの性能を求める実験を行うためには，飛行条件に応じた空気をエンジンに供給してやる必要がある。空気をエンジンに供給する方法のうち空気供給設備とエンジンを直接配管で接続する実験法を直結燃焼実験と呼び，本研究ではこの方法で実験を行った。

実験に用いた直結燃焼実験装置をFig. 6に示す。空気加熱器は希薄燃焼方式と言われるもので，水素を燃焼させることにより空気総温を上昇させる。流せる最大空気流量は約3 kg/sであり，最高総温は約1000Kである。

エンジンの構成は，前部に固体燃料を1次燃焼させ燃料ガスを発生させるガスジェネレータがあり，その後方に2次燃焼器がある。2次燃焼器長さは約1200㎜，内径は124㎜であり，2次ノズルスロート内径は75㎜である。固体燃料の形状は外径80㎜，内径40㎜，長さ140㎜であり，燃料の外側2㎜はレストリクタで覆われており，両端面及び内面が燃焼面となっている。

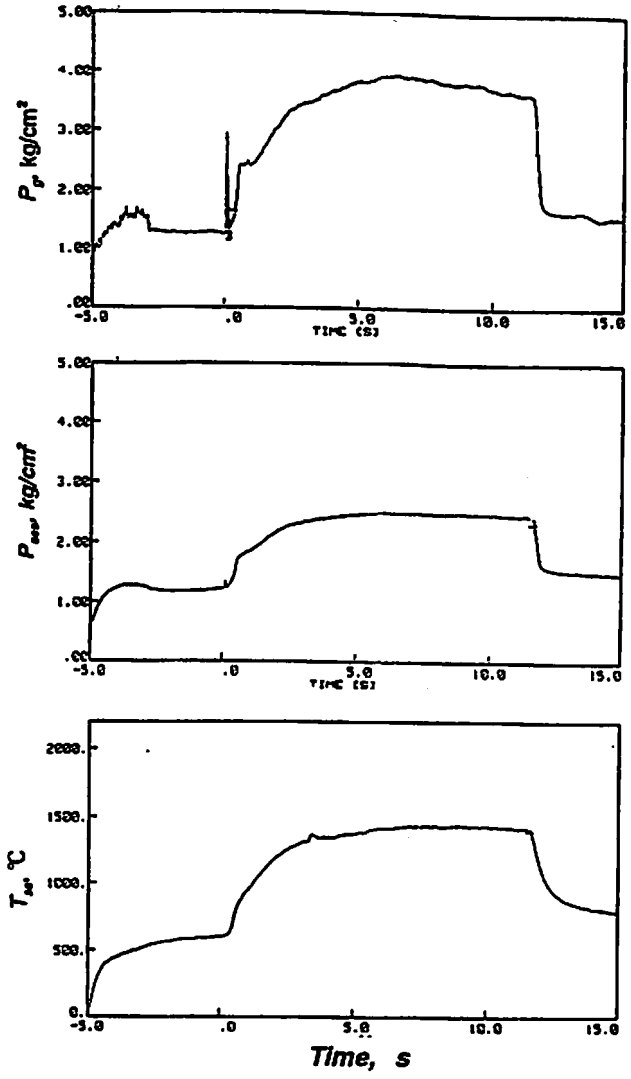

Fig. 7 The direct connect test data example

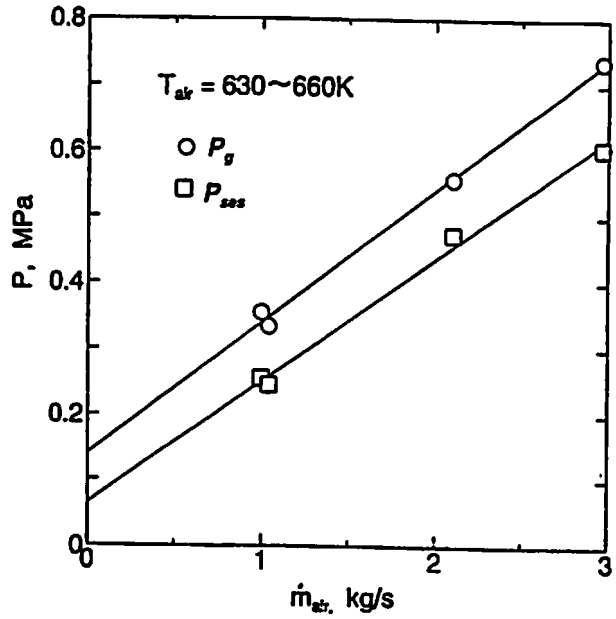

Fig. 8 The relations between the gas generator pressure and the secondary combustor pressure and the air flow rate

燃料組成は重量パーセントでAP 40% (平均粒径約20 μmのものが28%，平均粒径200μmのものが12%)，CTPB 30%，ボロン30% (平均粒径0.9μm) である。

実験では，ある高度を一定速度で飛行する飛行状態を模擬した空気条件の空気をエンジンに供給し，定常状態となったところで固体燃料を点火器で着火させ，ガスジェネレータと2次燃焼器内の圧力を圧力センサー (ミネベア製LP 10) で測定した。この時，空気供給系からエンジンに供給された空気，水素，及び酸素の流量はオリフィス流量計により測定した。

3.2 実験結果と考察

測定したガスジェネレータ内圧力P_g，2次燃焼器内圧力 (静圧) P_{ses}，2次燃焼器内温度T_{se}の時間変化曲線の代表例をFig. 7に示す。ガスジェネレータで発生する平均燃料ガス流量$\dot{m}_g$は次の式によって求められる。

$$\dot{m}_g = (m_F - m_Z)/t_b \tag{11}$$

ここで，m_Fは初期燃料質量，m_Zは燃焼残さ質量である。平均燃焼速度rは

$$r = Web/t_b \tag{12}$$

である。ここにWeb＝(燃料外径－燃料内径) / 2である。また，空燃比A/Fは

$$A/F = \dot{m}_{air}/\dot{m}_g \tag{13}$$

と定義される。ここに，$\dot{m}_{air}$は燃焼時間中の平均空気流量である。Fig. 8に流入空気総温T_{air}は630K～660Kでほぼ一定とし，$\dot{m}_{air}$を変化させたときの，P_{ses}及びP_gの変化を示す。$\dot{m}_{air}$が増加するにつれてP_{ses}及びP_gは上昇している。特性排気速度C^*に関する関係式

$$P_{se} = \frac{C^*(\dot{m}_{air} + \dot{m}_g)}{A_t} \tag{14}$$

(P_{se}は2次燃焼器内総圧，A_tはノズルスロート断面積) にしたがって，$\dot{m}_{air}$の増加に対してP_{se}が上昇し，P_{ses}も上昇する。ガスジェネレータと2次燃焼器の間の流れがチョークしていないことにより，P_{se}の上昇に伴ってP_gも上昇する。P_gとP_{ses}の差はP_{ses}とP_{se}の差 (静圧と総圧の差) 及び，ガスジェネレータと2次燃焼器の間の圧力損失に起因すると考えられる。Fig. 6に示す様に，実験ではガスジェネレータの着火を容易にするために，ガスジェネレータと2次燃焼器の間にチョークしない程度の絞りを設けており，この間の圧力損失が大きくなっている。しかし，Fig. 8に示され

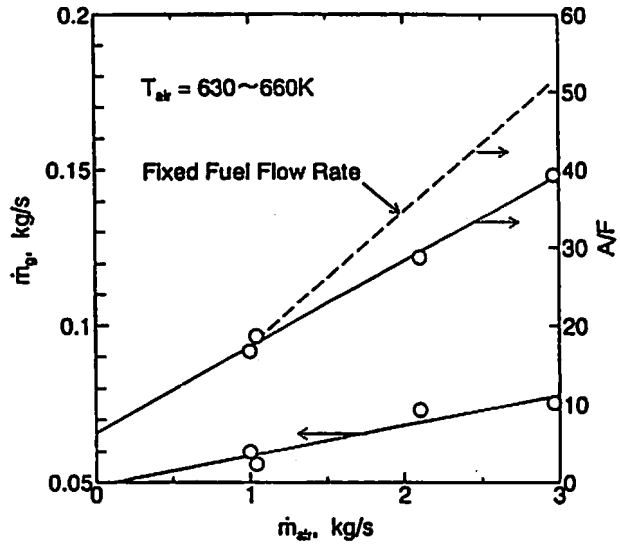

Fig. 9 The relations between the fuel flow rate and the A/F and the air flow rate

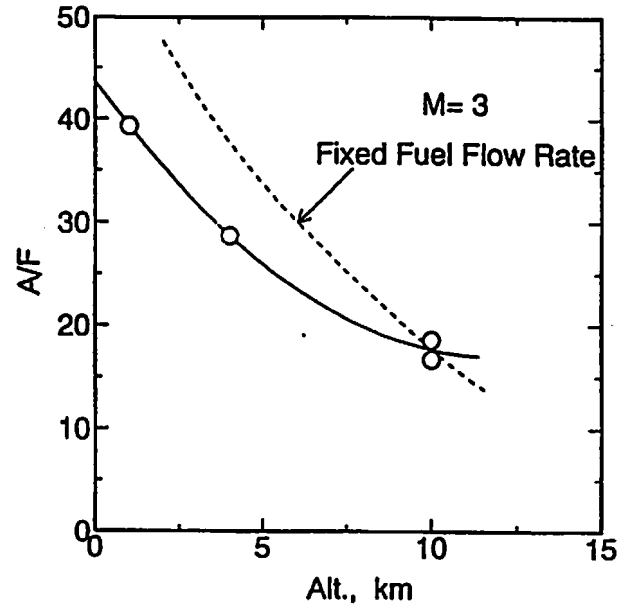

Fig. 10 The relation between A/F and altitude

ているように，この圧力差は$\dot{m}_{air}$に対しほとんど変化しないため，後述するように，A/Fの変化量は，計算による検討で予想された傾向と同様になっていると考えられる。Fig. 9には，$\dot{m}_{air}$に対する$\dot{m}_g$及びA/Fの変化を示す。$\dot{m}_{air}$が増加するにつれて$\dot{m}_g$は増大し，A/Fも増加しているが，$\dot{m}_g$が増大することにより，A/Fの変化は$\dot{m}_g$が固定される場合（ガスジェネレータと2次燃焼器の間に流れをチョークさせる固定ノズルがある場合であり破線で示している）に比べると変化量が約2/3になっている。Fig. 10はFig. 9を飛行高度とA/Fの関係に換算したものである。Fig. 2に示した高度に対するA/Fの変化量は，計算による検討で予想された傾向と同様に，ガスジェネレータにチョークノズルを用いた場合，すなわち，燃料流量固定の場合に比べ減少している。

4. 結　論

(1) アンチョーク型固体燃料ラムジェットの流入空気量に対するA/Fの変化は，燃料の燃焼速度特性（圧力指数n）に依存し，$n \leqq 1$の場合は$n=1$に近づくほどA/Fの変化量が小さくなり，$n=1$のときにA/Fは一定となる。$n=1$の燃料はロケットでは安定して燃焼することができないが，アンチョーク型固体燃料ラムジェットでは安定した燃焼が得られる。

(2) 直結燃焼実験を行うことにより，AP/CTPB/ボロン系の燃料を用いたアンチョーク型固体燃料ラムジェットにおいて，A/Fの変化量が，チョークノズルを用いた固体燃料ラムジェットに比べ，理論計算での予想と同様に低減されることが確認された。実験では，ガスジェネレータと2次燃焼器の間に圧力差が生じたが，A/F変化量低減機能の特性には大きな影響を与えていない。

文　献

1) G. Delannoy, AIAA Paper 88−3046, (1988)
2) B. Fourest and C. Masson, 21st International Annual Conference of ICT, (1990)
3) S. Gordon and B. J. McBride, NASA SP−273, (1971)

The A/F self modulation function and the burning rate characteristics of the fuel of an un-choked solid fuel ramjet

by Ichiro NAKAGAWA* and Takuo KUWAHARA*

It is known that an un-choked solid fuel ramjet has air to fuel ratio (A/F) self modulation function. In this study, we calculate the relation between the self modulation function and the burning rate characteristics of the solid fuel theoretically. After that, we verified it by direct connect firing tests. From the result, we confirmed the self modulation function which is expected theoretically.

(*Research & Development Center Aerospace Division, Nissan Motor Company Ltd., Matobashinmachi 21—1, Kawagoe-City, Saitama-Prefecture, 350−11 Japan)