研究論文

85

ハイブリッドラムジェット用固体燃料の燃焼特性

那賀川一郎

㈱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.ihi.co.jp

2007年2月6日 受付 2007年3月30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ではガス化した固体燃料が2次燃焼している ところへ、液体燃料を噴射するため、2次燃焼特性は固体燃料のみを使用するモードの2次燃焼性能に依存すると考えられ る。ハイブリッドラムジェット用固体燃料として適していると考えられる物質の中でBを含有する固体燃料を製作し、小 型ラムジェットエンジンを使用して固体燃料のみを使用するモードの燃焼実験を実施したところ、1次燃焼特性、2次燃焼着 火性はともに良好で、2次燃焼効率は空気の導入法の変更等により向上することが得られた。

1. 緒 言

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Fig. 1に示すような構成をしており,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 とと,液体燃料ラムジェットが持つIsp性能が高いこと,燃 料流量制御範囲が大きい,すなわち推力制御範囲が大きい 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。¹⁾ このハイブリッドラムジェットでは,2次燃 焼着火時は液体燃料を遮断し,固体燃料を1次燃焼させ発 生した高温の燃料ガスのみで着火させ,2次燃焼している ところへ常温の液体燃料噴射する方法を採るのが2次燃焼 特性を向上させる上で有利であると考えられる。例えば, 高度0 km,マッハ2で固体燃料のみを噴射し,A/F20で 2次燃焼している際の理論2次燃焼温度は1600 Kを越えて おり,液体燃料の発火点,約500 Kをはるかに凌いでいる ことから,固体燃料のみで2次燃焼が着火していれば,そ こへ液体燃料を混合した際には問題なく着火すると考えら れる。したがって,ハイブリッドラムジェットの2次燃焼 着火性は,固体燃料から発生した燃料ガスのみを供給する モードにおける2次燃焼着火性能により決定されると考え られ,2次燃焼効率等の性能も固体燃料の2次燃焼特性に影 響されることが大きいと予想される。本報では,前報²⁾に てハイブリッドラムジェット用固体燃料として適するとし て報告した物質の中でBを含有する固体燃料を製作し,小 型ラムジェットエンジンを使用して燃焼実験を行った結果 を報告する。



Fig. 1 Schematic of a hybrid ramjet.



Fig. 2 The direct connect combustion test facility and the small ramjet engine used in this study.

Test No.	Fuel		Deut*?	Dir ()*3	Dt ()*4	A /IE*5
	No.	Type*1	Port*2	Din (mm)* ³	Dt (mm)**	A/F***
1	1	1	1:0	75	55	М
2	1	1/2	1:0	75	55	L
3	1	1+1/2	1:2	80	55	S
4	1	1	1:2	80	55	Μ
5	1	1/2	1:2	80	55	L
6	1	1+1/2	1:2	90	55	S
7	1	1	1:2	90	55	М
8	1	1/2	1:2	90	55	L

Table 1	Tests	conditions
---------	-------	------------

*1: 1 is base size. 1/2 is half size.

*2: "1:0" means no rear port. "1:2" means that the rear port total area is twice of that of the forward port.

*³: Din is the inner diameter of the forward part secondary chamber.

0.566

787

910

86.5

*4: Dt is the nozzle throat diameter.

Item*

 t_b P_P

r

 m_f T_2

ma A/F

 P_{4s}

c*

 c_{th}^*

 η_{c^*}

MPa

ms⁻¹

ms⁻¹

%

*5: S is small. M is middle. L is large.

0.620

1058

1161

91.1

Unit	1	2	3	4	5	6	7
S	6.97	6.88	6.56	7.47	8.38	7.16	7.46
MPa	2.52	2.58	3.68	2.64	2.16	3.13	2.53
mms ⁻¹	2.8	2.9	3.0	2.7	2.4	2.8	2.7
gs-1	111.5	55.7	178.8	105.0	46.6	163.7	104.4
Κ	512	515	525	520	501	503	507
gs-1	1354	1751	1467	1342	1250	1418	1252
_	12.1	31.4	8.2	12.8	26.8	8.7	12.0

0.759

1149

1265

90.8

Table 2 Tests results.

8 8.16

2.24

2.4

47.4

26.6

0.498

511 1259

956

950

100.6

0.629

1134

1163

97.4

**t_b*: burning time, P_P : primary chamber pressure, *r*: burning rate, m_f : fuel flow rate, T_2 : air temperature, m_a : air flow rate, P_{4s} : secondary chamber static pressure at the entrance of the nozzle.

1098

1151

95.4

0.635

0.470

899

945

95.1

0.753

1180

1242

95.0

2. 実験方法

使用した固体燃料の組成は、過塩素酸アンモニウム(以下 APと略記)40wt%,CTPB30wt%,B30wt%である。最 近のコンポジット推進薬のバインダーには主にHTPBが使 用されているが,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、固体燃料のバインダーはそれ以前に よく使用されていたCTPBを採用した。Bの含有量とAP の含有量はこれまでの実績でB含有量最大限クラスの金属 30wt%,AP40wt%とし極力理論Isp性能が良くなるよう に選択した。Bの平均粒径は約3µmである。

固体燃料の形状は、内径40 mm,外径80 mm,長さ140 mmで,外周に厚さ2 mmのABS樹脂製のレストリクタを 装着し、内面および両端面を燃焼面としたものを基本とした。また、この基本形状の固体燃料を軸方向真中で切断し、 切断面にEPDM製ゴムをはりレストリクタとし、内面と片 端面を燃焼面としたものも実験で使用し、これらの組み合わせで燃料流量の調整を行った。

実験装置および小型ラムジェットエンジンをFig.2に 示す。1次燃焼室 (Primary chamber) は上記の固体燃料を 内蔵し、ボロン硝石系を主装薬とするイグナイタを装着で きる。1次燃焼室出口にはグラファイト製のノズルが装着 され,スロート断面積により1次燃焼室圧力を調節するこ とが可能である。1次燃焼室後方に2次燃焼室(Secondary chamber)が結合されており、2次燃焼室にはプレナム室 (Plenum chamber)からポートを通して、空気が供給され る。ポートは左右に対称に配置され,前後方向には2箇所 設置することが可能である。上流側と下流側にポートを設 けた場合のポートの総面積比は1:2とした。これにより, 全空気流量の約2/3は上流側から下流側ポートまでの燃焼 室内をバイパスし、この間2次燃焼室内を流れる空気流量 を全空気流量の約1/3にすることができる。2次燃焼室長さ は764 mm, 内径は基本的には75 mmであるが, 上流から 223 mmまではライナーを差し替えることにより,80 mm および90mmに内径を変更することが可能である。

実験形態はいわゆる直結燃焼試験形態であり,空気供給 系と2次燃焼室が配管により直接結合されている。空気供 給方式はブローダウン方式であり,空気圧縮機により最高 約15 MPaまで空気気蓄器に空気を充填し,調圧弁で圧力を 1 MPa以下に減圧したのち,エンジンに供給する。空気は 蓄熱型電気加熱方式で加熱することにより,所定の模擬飛 行速度に応じた総温に加熱する。最高総温は約550 K,最高 総圧は約0.8 MPaであり,高度0 kmでマッハ2程度までの 飛行条件を模擬した実験が可能である。また,最大空気流 量は約3 kg s⁻¹である。

実験は、まず空気供給系から空気の供給を開始し、定常 状態になったところでイグナイタに点火し、固体燃料に着 火させ、1次燃焼圧力、2次燃焼圧力、空気流量等を計測する。 2次燃焼圧力はノズル入り口部の静圧を計測した。

圧力計測は歪ゲージタイプの圧力センサーを1次,2次燃 焼圧力の両方に使用して行った。空気流量はオリフィス流 量計を使用し,オリフィス前後差圧,オリフィス前温度,オ リフィス前圧力を計測し算出した。

実験条件の一覧をTable 1に示す。燃料流量を調節するた

めに,固体燃料の半分のものを単独で使用した場合,基本形状のものを使用した場合,半分のものと基本形状のものを同 軸に装填し同時に使用した場合の3形態で実験を行った。

バイパスは、しないものと空気流量を1:2にバイパスしたもの、前部燃焼室内径は75,80,90 mmの3種類、ノズルスロート径はすべて55 mmのものを使用した。

取得した1次燃焼圧力データからFig. 3に示すような定 義で,燃焼時間(t_b),平均1次燃焼圧力(P_P)を解析する。す なわち,1次燃焼圧力の最大値の20%まで圧力が上昇した 時点を燃焼開始とし,50%まで落ちた時点を燃焼終了とし その間の時間を燃焼時間と定義した。得られた燃焼時間内 で2次燃焼室ノズル入り口部静圧を平均し,平均2次燃焼圧 力($P_{4.0}$ を算出する。

固体燃料の平均燃焼速度(r)は以下の式から算出する。

$$r = \frac{Do - Di}{2t_{h}}$$

ここで, Do;固体燃料外径, Di;固体燃料内径

2次燃焼着火遅れ時間 (*t_{sd}*) は, 1次燃焼開始から, 2次燃焼 圧力が最大圧力の50 %まで立ち上がるまでの時間と定義 した。

燃焼時間中の平均燃料流量(*m_f*)は以下の式から算出する。

$$\dot{m}_f = \frac{m_f - m_s}{t_h}$$

ここで, *m_f*;固体燃料燃焼前質量, *m_s*;固体燃料燃焼後質 量特性排気速度(*c**)は以下の式から算出する。

$$c^* = \frac{Cd_5AtP_{5t}}{(\dot{m}_f + \dot{m}_a)}$$

ここで、 Cd_5 ; ノズルスロート係数, At; ノズルスロート断面 積, P_{5t} ; ノズルスロート部総圧, \dot{m}_a ; 空気流量, Cd_5 は一般的 な0.985を使用した。ノズル入り口からスロート間の圧力損 失は極めて少ないと考えられることから $P_{5t}=P_{4t}$ とし, P_{4t}/P_{4s} をNASAが開発した理論燃焼計算プログラムCAE400³⁾ により計算し計測値から得られた P_{4s} から P_{5t} を算出する。

燃焼効率(η_{c^*})は理論燃焼計算から得られる c^* に対 する,実験データから取得された上記 c^* の比で計算される。 すなわち,

$$\eta_{c^*} = \frac{c^*}{c^*_{th}} \times 100$$

ここで, *c*^{*}_{th}:理論特性排気速度, 理論特性排気速度は理 論燃焼計算プログラムCAE400により計算した。

実験結果及び考察

燃焼実験結果の一覧をTable 2に示す。圧力等の計測値 及び燃焼効率等の解析値は,全て燃焼時間中の平均値を示 している。空気温度は高度0 m,マッハ2に相当する520 K を目標に供給したが,燃焼時間中の平均値は503~525 Kで ほぼ目標とする温度の空気が供給された。

燃焼実験中の1次燃焼圧力及び2次燃焼圧力計測により, Fig. 3に示すようなデータが取得される。Fig. 3に示す



Fig. 3 The typical primary chamber pressure curve and secondary pressure curve, and the analysis definition.



Fig. 4 The solid fuel burning rate as a function of the primary chamber pressure.



Fig. 5 The secondary combustion ignition delay as a function of the A/F.



Fig. 6 The combustion efficiency (η_{c^*}) as a function of the A/F.



Fig. 7 The combustion efficiency (η_{c^*}) as a function of the equivalent A/F.

データは実験No. 4のものである。1次燃焼圧力は全実験で Fig. 3のように安定しており,着火遅れ,振動等の不安定燃 焼は発生せず安定燃焼した。

1次燃焼圧力計測から2項に示した解析を行った固体燃料 の燃焼速度と燃焼圧力との関係をFig.4に示す。圧力指数 は約0.4であり,前報²⁾で述べたように,圧力指数が0.31以上 であれば,燃料流量最大時の固体燃料と液体燃料の流量比 を1:3とした場合,海面上から高度10~13 kmまで空燃比を 一定にすることが可能であり,燃焼速度特性もハイブリッ ドラムジェット用固体燃料として問題ないものであった。

2次燃焼着火遅れ時間 (t_{sd})と空燃比 (A/F)の関係を Fig. 5に示す。着火遅れは全て0.3 s以内であり、1秒を越え るような大きな着火遅れや、2次燃焼不着火は全ての実験で 観測されず、2次燃焼着火状況は極めて良好であった。

燃焼効率とA/Fの関係をFig. 6に示す。バイパスがない 場合は87~91%で、A/Fが増加するにつれて燃焼効率が 低下している。バイパスした場合は、前部燃焼室内径 ϕ 80 mmの場合も ϕ 90 mmの場合もA/Fが大きいほど、バイパ スしない場合より燃焼効率が向上している。また、前部燃 焼室内径 ϕ 90 mmのほうが燃焼効率がより高くなっている。

バイパスした場合のA/Fについて空気流量を全空気流量 の1/3として計算しなおし, 燃焼効率の関係を示したもの がFig. 7である。図にはCAE400で計算した理論燃焼温度 を併せて記載している。A/F約4以下の低い燃焼効率は, 2次燃焼室前部が燃料過多状態になっていることの影響で



Fig. 8 The combustion efficiency (η_{c^*}) as a function of the equivalent theoretical combustion temperature.

あると考えられる。A/F約4以上では,概ね理論燃焼温度が 高いほど燃焼効率が高い傾向が見られる。理論燃焼温度に 対する燃焼効率として、整理しなおした図がFig.8であり, 概ね理論燃焼温度が高いほど燃焼効率は高くなる傾向がわ かる。この傾向は過去に行ったダクテッドロケットの実験 でも確認されている。⁴⁾B粒子は表面に沸点が約2100Kと 高温の酸化皮膜を形成し燃焼が進行し難いと考えられてい るが,燃焼温度が高くなることにより,酸化皮膜が除去さ れB粒子の燃焼が促進され燃焼効率が向上したと考えられ る。また,前部燃焼室内径が大きいほうが燃焼効率が良い のは,燃焼室内径が大きくなることにより流速が低下し, 燃焼温度の高い2次燃焼室前部での滞留時間が増加し燃焼 が進行した結果であると考えられる。

4. 結論

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 せたハイブリッドラムジェットエンジン用の固体燃料とし て, Bを含有した固体燃料を製作し小型ラムジェットエン ジンを使用して燃焼実験を行った結果, 以下の燃焼特性が あることが確認された。

- (1)1次燃焼は安定しており,燃焼速度の圧力指数は約0.4 であり,ハイブリッドラムジェット用固体燃料の1次燃 焼特性として満足できるものであった。
- (2) 2次燃焼の着火遅れ時間は全て0.3 s以内であり, 良好な 2次着火特性が得られた。
- (3) 2次燃焼効率は、上流と下流の空気を1:2にバイパスして導入すること、燃焼室内径を大きくすることにより、 燃焼効率を向上させることができた。

引用文献

- I. Nakagawa, Nihon Koku Uchu Gakkai Ronbunshu, 54, 624 (2006).
- 2) I. Nakagawa, Sci. Tech. Energetic Materials, 67, 49 (2006).
- S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA RP-1311 (1994).
- 4) N. Kubota, K. Miyata, T. Kuwahara, M. Mitsuno, and I. Nakagawa, Prop., Explos., Pyrotech., 17 (1992).

The combustion characteristics of 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. The liquid fuel is injected into the secondary burning region of the gasificated solid fuel. That is why the secondary combustion characteristics depend on that of the mode using only solid fuel. Solid fuels, which contain B, were made. It is considered suitable material for a hybrid ramjet engine solid fuel. And combustion tests were conducted with them using only solid fuel. Both primary combustion and secondary combustion characteristics are good. The secondary combustion efficiency was improved by the air induction method change etc.

Keywords: Hybrid, Ramjet, Isp, Fuel composition

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