多層化したグレインを持つ実験室規模のハイブリッドロケットモータ の燃焼特性と再使用型固体ロケットの概念 ^{阿部 宗生*1}森田 貴和*2

Combustion Characteristics of a Laboratory-Scale Hybrid Rocket Motor with Multi-layered Propellant Grain and a New Concept of a Reusable Solid Rocket Motor

by

Hiroki \mbox{ABE}^{*1} and Takakazu \mbox{MORITA}^{*2}

(Received on Mar. 22, 2019 and accepted on Jul. 4, 2019)

Abstract

Combustion experiments of a laboratory-scale hybrid rocket with multi-layered propellant grain consisting of layers with different fuel regression rates were conducted. The transition speed between two adjacent layers and frequency characteristics of unstable combustion during the transition were obtained. Also, we propose a new concept of a reusable solid rocket, in which the inner layer of the propellant grain is solid propellant and the outer layer is solid fuel. The rocket is basically a solid rocket, however, at the time of landing it functions as a hybrid rocket. The feasibility of the reusable rocket was evaluated by calculating the thrust-to-weight ratio.

Keywords: Hybrid rocket, Combustion, Solid fuel, Solid propellant, Multi-layered propellant grain, Reusable solid rocket

記号一覧

A_h :	燃焼面積, m ²	T_{fl} :	断熱火
A_t :	ノズルスロート面積, m ²	T/W:	推力重
\dot{A}_{bt} :	遷移時の外層の燃焼面積の増加率, mm²/s	<i>t</i> :	時間, s
<i>c</i> *:	特性排気速度, m/s	V_c :	燃焼室
c_{th}^* :	理論特性排気速度, m/s	W:	機体乾
D_j :	インジェクター・オリフィス径, mm	W_m :	燃焼ガ
D_0 :	燃料外径, mm	γ:	燃焼ガ
D_t :	ノズルスロート径, mm	ΔM_{AP} :	AP 消費
F_{v} :	真空中推力, ton	ΔM_F :	燃料消
f:	周波数, Hz	ΔM_{OX} :	気体酸
f_b :	低周波固有不安定(ILFI)の周波数, Hz	Δt_t :	遷移時
<i>G</i> :	質量流束, kg/(m ² ·s)	η_{C^*} :	<i>c*</i> 効率
I_{SP} :	比推力, s	α:	増幅係
L:	燃料長さ, mm, m	ho:	密度, l
L_C :	燃料カートリッジ長さ, mm	$ au_r$:	推進薬
L^* :	$L^* = V_c / A_t, m$	arphi:	固体推
$M_{F,i}$:	燃焼初期質量,g		流量の
$M_{F,b}$:	燃焼終了後の質量, g	ω:	角振動
М:	質量流量, kg/s		
m:	質量流束指数 (mass flux exponent)		
<i>n</i> :	圧力指数		
0/F:	酸燃比		
p:	圧力, MPa	<i>C</i> :	燃焼器
R_G :	ハイブリッドロケットの燃焼応答関数	<i>F</i> :	燃料
R_p :	固体推進薬の圧力応答関数	<i>OX</i> :	酸化剤
RT_{av} :	気体定数と燃焼ガス温度の積の空間平均	<i>P</i> :	推進薬
*1 工学	部航空宇宙学科航空宇宙学専攻学部生	<i>p</i> :	ボート
*2 工学	部航空宇宙学科航空宇宙学専攻准教授	1:	1 層目
,		2:	2 層目

ŕ:	燃料後退速度, mm/s
\dot{r}_t :	層間の遷移速度, mm/s
T_{fl} :	断熱火炎温度, K
T/\dot{W} :	推力重量比
t:	時間, s
V_c :	燃焼室の容積, m ²
W:	機体乾燥重量, ton
W_m :	燃焼ガスの平均分子量, g/mol
γ:	燃焼ガスの平均比熱比
ΔM_{AP} :	AP 消費質量, g
ΔM_F :	燃料消費質量,g
ΔM_{OX} :	気体酸素消費質量,g
Δt_t :	遷移時間, s
η_{C^*} :	<i>c</i> *効率
α:	増幅係数
ρ :	密度, kg/m ³
$ au_r$:	推進薬ガス滞留時間, s
φ :	固体推進薬の質量流量に対する酸化剤ガスの噴射
	流量の比
ω:	角振動数, rad/s
	添字
6:	做库里
ι. Γ.	バペルビーム かんしょう (All All All All All All All All All Al
r: OV:	
<i>UA</i> :	6次117月1

一: 時間平均

1. 緒言

燃焼特性が異なる層から成る多層化したグレインを使用 した化学ロケットについて、ここでは主に以下の4つの項 目について研究を行った.1つ目は、層間の遷移速度に関す る件で、これを調べることにより遷移部分の内圧履歴の予 測などに役立つ.2つ目は、遷移時期における内圧振動の周 波数解析に関する件で、発生しうる振動燃焼への対策等に 通じる.3つ目は、多層化グレインのアイデアを用いた再使 用型固体ロケットの提案である.最後に、上記の再使用型 固体ロケットに対し典型例について推力重量比を計算し、 その実現可能性について初期検討を行った.

昨今ハイブリッドロケットの研究開発が国内外で積極的 に進められており、構造的な簡素さ、安全性、低コスト等 の利点から液体ロケットや固体ロケットに代わる新たなロ ケットシステムとして注目されている.しかしながら、本 格的な実用化に向かってはいくつか問題点が存在する.例 えば,燃料後退速度や燃焼効率の低さ,振動燃焼の発生な どが挙げられる. 燃焼効率を低下させる要因として O/F シ フトがある.この O/F シフトとは,酸化剤と燃料の混合比 を常に最適に保つことができる液体ロケットや固体ロケッ トと比べ、ハイブリッドロケットでは燃焼が進行するにつ れ燃料ポート径が増大するため,燃料流量が変化し,酸化 剤の供給量を調整しない限り O/F が常に変化することをい う.これにより、最適な混合比を保つことが困難であり、 従来型ハイブリッドロケットでは燃焼効率が低下する. こ れに対し, 著者らは燃料後退速度の異なる燃料を多層化し たグレインを用いて O/F の変化を抑制するアイデアを提案 した¹⁾. その後,酸化剤の供給方法を軸流式と旋回流式の両 方のインジェクターを設けて流量を調整することで O/Fの 変化を抑制するアイデアも出された²⁾.本研究においては, 固体燃料の代わりに非自燃性の燃料過多推進薬を使って前 者のアイデアに沿って研究を行った. これまでに行ってき た先行研究においては, 合成ワックス (FT0070) に酢酸ビニ ル共重合樹脂 (EVA) の含有量を変え, EVA の濃度が高い ワックスを燃料ポートの内側の方に配置し、その燃焼特性 について実験的な研究を行った1). 今回, ワックスの機械的 な特性や接着性の観点から,不飽和ポリエステル樹脂 (UP) をバインダーとして実験を行った、特に、燃焼特性の異な る層間での遷移現象については、これまでほとんど検討さ れてこなかった. ここでは、まず単一ポートを持つ円筒型 グレインのハイブリッドロケットを対象に、層間の遷移速 度の特性について実験的に求めた.一般的に軸方向の燃料 後退速度は異なるので、時間と共と軸方向のポート断面積 が変化するため、層間の遷移速度もそのポートの形状に影 響されると考えられる.ただし,燃料ポート内の突出した 部分では主流からの熱伝達量が大きいので、浸食されて断 面が一様に平滑される方向に働くため、ポートの幾何学的 形状は比較的一様になると考えられる. その結果, 軸方向 に一様なポート断面において得られた層間の遷移速度につ いての特性は、ある程度の規則性が成り立つと予想される. 本来は様々な燃料ポートの形状による影響を考慮する必要

があるが、ここでは初期検討として一様断面の燃焼ポート について実験を行った.次に,遷移時に生じている圧力振 動についてスペクトル解析し、その振動燃焼特性を取得し た. 遷移時の非定常過程の様子は従来の研究ではほとんど 調べられていないため、発生している振動モードについて 調べ、他の危険なモードとカップリングする可能性がある かどうかについての基礎的な知見を取得することには意味 がある.多層化したグレインを利用するアイデアは、固体 ロケットの再使用化へ利用できる可能性がある.本研究に おいては、グレインの内側には固体推進薬を、その外周に は固体燃料を充填し、上昇時には固体推進薬を用い(固体 ロケットモード),帰還時には固体燃料を用いる(ハイブリ ッドロケットモード)新たなロケットシステムを考案した. H3 ロケット用の固体ロケットブースタである SRB-3 をモデ ルとして酸化剤とその噴射方法に応じたハイブリッドロケ ットモードでの推力重量比の計算を行い、その実現性につ いて考察した.

2. 実験装置

実験で用いた燃焼器をFig.1およびその概略図をFig.2に 示す.この燃焼器では円筒型の燃料を取り付ける.実験は 酸化剤として気体酸素 GOX と過塩素酸アンモニウム AP(カ ーリットホールディング株式会社)を用いた.本実験で用 いた燃料過多推進薬は平均粒径 200 µm と 50 µm の AP を 1:1 の割合で混合し,燃料兼バインダーとして不飽和ポリ エステル樹脂 UP を用いて成型した.



Fig. 1 Experimental setup.



Fig. 2 Schematic of the combustor.

-32 -

本実験においては、燃料カートリッジには全長 70 mm,内 径 33 mm,肉厚 6 mm のアクリルパイプを用い、燃料の第 1 層目に単体の UP,2 層目に UP に AP を含有した (AP/UP=10/90)燃料過多推進薬を用いた2層の燃料を製作 した.酸化剤供給系および点火系は、プログラマブルロジ ックコントローラ(PLC)により制御し、燃焼実験を行った.



Fig. 3 Propellant grain with two layers.

Table 1 Experimental condition.				
fuel		UP		
oxidizer		GOX, AP		
D_O	[mm]	32.8		
D_j	[mm]	2.286		
D_t	[mm]	8		
$D_{p,1}$	[mm]	19.5		
$D_{p,2}$	[mm]	25.5		
L	[mm]	60		
L _c	[mm]	70		

3. 実験結果 · 考察

3.1 UP 単体と AP を含有した UP の比推力特性

実験条件に合わせて NASA-CEA を使い, 燃料単体および 燃料過多推進薬の *O/F* に対する比推力*I_{sp}の*計算値を比較し たものを Fig. 4 に示す.



Fig. 4 Effect of *O/F* on the specific impulse of the hybrid rockets

上記において,気体酸素の消費量は一定として AP の量を変 化させて計算を行った.このとき燃料過多推進薬の O/F は 以下のように定義した.

$$O/F = \frac{\Delta M_{OX} + \Delta M_{AP}}{\Delta M_F} \tag{1}$$

Fig. 4 の青の点線は, 燃料過多推進薬単層の O/F の実験値を 示しており, オレンジ色の点線は燃料単層でのそれを示し ている. これらの O/F 値の相違は,以下の実験的事実に依 る. 初期ポート径を 19 mm として燃料単層と燃料過多推進 薬単層の 2 つの場合でそれぞれ同じガス酸素流量を加えて 燃焼実験を行った所, 燃料過多推進薬の方が燃料後退速度 よりも大きくなったため,全燃料消費量が燃料単層の場合 よりも大きくなった. その結果, 燃料過多推進薬の方が燃 料単層よりも O/F が小さくなった. 化学平衡計算の際に使 用した値および算出値の代表的な例を Table 2 に示す.

Table 2 Experimental results of the GOX/UP a	and
GOX/AP /UP hybrids.	

		GOX/UP	GOX/AP/UP
С*	[m/s]	1361.8	1397.7
C_{th}^*	[m/s]	1424.8	1489.9
$D_{p,i}$	[mm]	19.4	19.65
\bar{G}_{OX}	$[kg/(m^2 \cdot s)]$	20.16	21.14
L	[mm]	58.5	60
L^*	[m]	0.8	0.8
0/F		3.86	2.90
$\bar{p_c}$	[MPa-A]	0.219	0.280
ŕ	[mm/s]	0.349	0.506
T_{fl}	[K]	2980	3052
W_m	[g/mol]	30.627	30.215
γ		1.1154	1.1137
η_{C^*}	[%]	98.0	93.8
$ au_r$	[s]	0.00153	0.00160

3.2 燃料層間の遷移速度

本実験で得られた圧力履歴とその解析結果(Table 3)を以下に示す.



Fig. 5 Time history of the combustion chamber pressure.

ŕ

Fig. 5 の圧力履歴から遷移時間を Δt_t , 燃料長さ L を使って層間の遷移速度 \dot{r}_t を以下のように定義した.

$$\dot{r}_t = \frac{L}{\Delta t_t} \tag{2}$$

また、上記の遷移速度と同様に遷移時の外層の燃焼面積の 増加率 \dot{A}_{bt} を次式のように定義した.ここで、遷移時の燃 焼面積は本実験で用いたグレインの外周部に設置した 2 層 目のポート表面積 $A_{b,2}$ とした.





Tal	ole 3	Experimenta	l results of t	he pressure	transition
-----	-------	-------------	----------------	-------------	------------

	No. 1	No. 2	No. 3	
$A_{b,2}[mm^2]$	4822.7	4830.7	4822.7	
$\dot{A}_{bt} [\mathrm{mm}^2/\mathrm{s}]$	2765.3	3343.0	1896.4	
<i>C</i> * [m/s]	1433.5	1382.9	1398.7	
$\bar{G}_{OX}[\text{kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s})]$	15.23	18.15	12.44	
<i>L</i> [mm]	60.2	60.3	60.2	
\bar{p}_c [MPa-A]	0.273	0.293	0.281	
\dot{r}_t [mm/s]	34.5	41.7	23.7	
Δt_t [s]	1.744	1.445	2.543	

式(2), (3)からr_t, Å_{b,t}を求め, 酸化剤質量流束に対してプロットした両対数グラフをそれぞれ Fig. 7, Fig. 8 に示す.



Fig. 7 Transition speed between two adjacent layers.



at the transition between two adjacent layers.

初めに,層間の遷移速度rtは実験結果から次式のように評価 することができ,Fig.7に直線で表した.

$$G_t = 0.550 G_{OX}^{1.5}$$
 (4)

次に,遷移時の外層の燃焼面積の増加率は層間の遷移速度 と同様に酸化剤質量流束に対して次式のように評価するこ とができ, Fig.8 に直線で表した.

$$\dot{A}_{bt} = 44.00 G_{OX}^{1.5} \tag{5}$$

ここで、 $\dot{r}_t \ge \dot{A}_{bt}$ には以下の関係がある.

$$\dot{\mathbf{A}}_{bt} = \pi D_{p,2} \dot{r}_t \tag{6}$$

ただし、軸方向のポート断面積は一様と仮定したため、一 様でない場合は軸方向の面積変化を考慮する必要がある.

3.3 層間の遷移時の周波数解析結果

以下に、インジェクターからガス酸素を供給した時の UP 単層及び燃料過多推進薬単層、遷移部分(Fig. 6)の周波数 解析の結果を示す.まず、Fig. 9はUP単層の場合の短時間 フーリエ変換の結果である.開始時刻は定常燃焼区間の適 当な時刻を採用しており、解析区間は燃焼開始と終了時の 急変する部分を含んでいない.



Fig. 9 Short-time Fourier transform (UP).

Fig. 10 は、燃料過多推進薬単層の場合である.



Fig. 10 Short-time Fourier transform (AP/UP=10/90).

Fig. 11 は, 遷移部分(Fig. 6)の解析結果である.



Fig. 11 Short-time Fourier transform during the pressure transition.

これらの結果より、いずれの周波数解析からも 300~400 Hz 周辺に発生が確認できる ILFI (Intrinsic Low Frequency Instabilities) とスペクトルの強度の大小はあるが 10~30 Hz 周辺に断続的に発生している低周波燃焼不安定の 2 つが存 在すること分かった. Fig. 9 と Fig. 10 を比較すると、燃料 過多推進薬の方が 2 つのモード共、不安定性が高いことが 分かる.特に、低周波燃焼不安定については燃料過多推進 薬の方が圧力応答関数の効果を含んでいる分だけ不安定性 が高くなっていると考えられる. Fig. 11 を見ると、UP の層 から燃料過多推進薬の層への遷移点が図中で大体 t =2 sec であるが、この遷移をした後で不安定性が増大して いる様子が見られる.

次に, ILFI の周波数について考察する. UP 単層 および AP/UP 系固体推進薬 (AP/UP=10/90) 単層の実験結果に対し, 次の Karabeyoglu の式を使って ILFI の周波数を求めること ができる³⁾.

$$f_b = 0.234 \left(2 + \frac{1}{O/F}\right) \frac{G_{OX} R T_{av}}{p_c L} \approx 345 \text{ [Hz]}$$
 (7)

この結果と実験結果を比較すると,300~400 Hz付近の周波 数帯が ILFI であると考えられる.また,UP 単層での ILFI よりも燃料過多推進薬単層の方が ILFI および低周波燃焼不 安定のスペクトルが強くなっていることが分かる.一方で, 2 層の推進薬の実験結果に対する周波数解析(Fig. 11)で, UP 単体の層から燃料過多推進薬の層に遷移する過程では, 低周波燃焼不安定のスペクトルは燃料過多推進薬と同程度 の強さが出ているのにも関わらず,ILFI のスペクトルは UP 単体と同程度の強さしか出ていない.これは燃焼が層間の 遷移領域に入ると,軸方向に燃料の燃焼特性が不均一にな り,境界層内の熱的な遅れに伴う振動が発達しにくくなる ことにより ILFI が小さくなったと考えられる.

次に,低周波燃焼不安定を求めるにあたり,線形安定性 解析によるとその増幅係数αおよび角振動数ωは,推進薬の ガス滞留時間をτ_r,固体推進薬の質量流量に対する噴射し た酸化剤の質量流量の比をφ,燃焼応答関数をR_g,圧力応答 関数をR_p,圧力指数をn,質量流束指数をmとして次式で表 せる.

$$(1 + \tau_r \alpha)^2 + (\tau_r \omega)^2 = |R_p|^2 + \frac{1}{4(\varphi + 1)^2} |R_G|^2$$

$$\approx n^2 + \frac{1}{4(\varphi + 1)^2} m^2$$
(8)

燃料後退速度の実験式等でよく出てくる mass flux exponent は、n指数と呼ばれることもあるが、固体推進薬の線燃焼速 度式における圧力指数も同様に呼ばれており、区別がつき にくい. そのため、本論文中では mass flux exponent を質量 流束指数と呼称している.また、本実験結果より、 φの平均 値は $\varphi = 2 \sim 4$ 程度となり、式(8)について計算した結果を Fig. 12 に示す.本研究において実験点数の問題から圧力指 数が定まっていないため,同指数を n = 0,0.1,0.2 とおいて 計算した.ここで、n=0 は自燃性を持たない固体燃料の 場合に相当する.また, m=0 とした場合は,固体ロケッ トのL*不安定を調べる際に使用する式から得られる結果と 完全に一致している 4). 線形安定性解析の結果から, 増幅 係数 α が負であった. このことから, 燃焼圧力は安定的で あり,何らかの振動を励起させる要因がない限り振動しな いことがわかる.ここで、10~30 Hz 帯で間欠的な振動スペ クトルの発生原因として、以下の二つが考えられる.一つ は,外層の燃料後退速度が高いため,層間から燃焼の進行 による隙間が拡がり,これによって内層側が剥離するとい う原因と、二つ目はFig.4の比推力特性より量論混合比が1 程度であり、一方実験から得られた平均 O/F は 3~4 程度 であった.このことより、燃料の燃焼表面に炭化層が形成 し、さらにその炭化層が剥がれることによって 10~30 Hz 帯で間欠的なスペクトルが発生したと推測される.また Fig. 11より、燃料過多推進薬の時(n>0)の方が固体燃料の時 (n = 0) より不安定性が増していることがわかる.この結 果より、低周波燃焼不安定は ILFI とは異なり境界層全体の 過程に強く依存するものではないので、本研究で取り扱う

遷移時期における軸方向の推進薬の燃焼特性の不均一性に あまり影響を受けないと思われる.したがって、部分的に 燃料過多推進薬領域に遷移した時の実験データにおいて、 低周波燃焼不安定のスペクトルは燃料過多推進薬単層の場 合と同程度の強さになったと考えられる.



Fig. 12 Stability map of the low-frequency combustion instability in hybrid rocket

4. 再使用型固体ロケットの概念

4.1 モータの構造とフライトシーケンス

異なる燃焼特性を持つ推進薬でグレインを多層化するア イデアは、固体ロケットの再使用化にも有効である.具体 的には、内側のグレインに上昇飛行時の固体推進薬を配置 し、その外周側に帰還着陸時に使う固体燃料もしくは非自 燃性固体推進薬を配置し、Fig. 13 に示すように、上昇時に は固体ロケットモード,帰還時にはハイブリッドロケット モードとして (a) から (b) へと順次作動させる.





再使用型固体ロケットの飛行シーケンスを次図に示す⁵⁾.初 めに固体ロケットで上昇し,固体推進薬がなくなるととも に燃焼が停止する.慣性飛行後,機首下げの制御後再突入 を行い,滑空によって射点近傍までの帰還誘導を行う.そ の後,機体が地表と垂直になるように姿勢を回転し,着火・ スロットリングをすることにより減速する.最後に,速度 1 m/s の等速降下状態にした後に機体に取り付けたランデ ィング脚を用いて着陸する⁵⁾.



Fig. 14 Flight sequence of a reusable solid rocket.

4.2 再使用型固体ロケットのハイブリッドモードにおけ る推力計算

推力計算の条件は Table 4 の値を用い,酸化剤とその供給 方法については Table 5 に示す.この時,次期基幹ロケット の H-3 の補助ブースタをモデルに計算を行ったが,着陸用 の推進薬及びタンク,推力方向制御(TVC)機構,第2段 モータとの分離機構の重量等は数値未定のため省略してい る.また推力計算の際に,燃料に HTPB,酸化剤に気体酸素 を用いた場合の燃料後退速度の実験式として式(9)を,燃料 は同じで酸化剤に液体の亜酸化窒素を用いた場合のそれを 式(10)にそれぞれ示す^{6.7}.

$$\dot{r}_{\rm GOX} = 0.0415 G_{OX}^{0.670} \tag{9}$$

$$\dot{r}_{\rm N_2O} = 0.198G_{OX}^{0.325} \tag{10}$$

酸燃比は比推力の最適値近傍に設定した.着陸を行うにあたって推力重量比(機体の着陸時の重量と着陸時の推力の比)は着陸時の速度や酸化剤,燃料の搭載量,再着火のタイミング等の設計で必要になってくる.ここで,三菱重工で計画されている RVT (Reusable Vehicle Testing) における着陸時の推力重量比が T/W = 1.5 であり⁵),この推力重量比を先ほど計算で得られた結果から,GOX を用いた酸化剤軸流型ハイブリッドロケットの方が近い値となった.しかし,ミッションや設計思想に応じてランディング方法等が異なることが予想されるのでN₂O 軸流方式やその他の酸化剤および供給方法も検討されるべきであると考えられる.

Table 4 Design data of SRB-3.			
fuel	HTPB		
A_b	79.2	m ²	
D_p	1.8	m	
D_t	0.39	m	
L	14	m	
W	8.7	ton	
$ ho_F$	900	kg/m ³	

ts
ć

		GOX	N ₂ 0
		Axial	Axial
С*	[m/s]	1760	1630
\dot{M}_F	[kg/s]	23.29~24.50	81.9~82.36
М _{ОХ}	[kg/s]	55.43~59.77	570~580
0/F		2.38~2.44	6.96~7.04
p_c	[MPa]	1.16~1.24	8.98~9.57
ŕ	[mm/s]	0.327~0.344	1.14~1.16
F_{v}	[ton]	16.97~18.16	117~118.9
T/W		1.95~2.09	13.4~13.7
η_{C^*}	[%]	95	90

5. 結言

多層化した固体燃料を用いたハイブリッドロケットにおいて燃焼特性の異なる燃料の遷移する速度を実験的に求めた.その結果,層間の遷移速度および遷移時の外層の燃焼 面積の増加率が酸化剤質量流束の 1.5 乗に比例することが 分かった.また遷移時の圧力履歴に対して周波数解析を行った結果,低周波燃焼不安定が燃料単層時,燃料過多推進 薬単層時および両者を使った遷移時のいずれでも発生していることを実験的に確認した.特に,遷移時や,燃料過多 推進薬単体の燃焼時では低周波域のスペクトルが強くなっ ていることが分かった.これは、燃料過多推進薬では燃焼 が圧力振動にも影響を受けているためと考えられる.一方, 遷移時期に ILFI は小さくなっていた. これは, ILFI は境界 層全体を通じての輸送過程の遅れに関連した現象と捉えら れるため、遷移時期のように徐々に境界層が変化していく 状況では ILFI による振動が発達しにくいためと考えられる. また、低周波燃焼不安定の線形安定性解析の結果より、振 動の増幅係数が負を示していることから安定的であり、何 らかの励起要因がない限り振動が生じないことがわかった. そこで、低周波域に間欠的な振動スペクトルが発生してい る原因として、二つの可能性が考えられた.一つは層間の 燃焼が進行する速度が異なることに隙間が広がり、このこ とにより内側の層が剥離するという原因と、比推力特性よ り量論混合比が1近傍であり,実験で得られた平均 O/F は3 から4程度であったことから、燃焼表面上に炭化層を形成 し、その炭化層が剥がれることによって低周波域で時間的 に断続的なスペクトルが発生したのではないかと推測され る.

また、本研究では固体ロケットの再使用化に向け、グレ インのポート側に固体推進薬、外周側に固体燃料を配した2 層のグレインを持つ再使用ロケットを提案した.これは、 上昇時には固体ロケット、帰還時にはハイブリッドロケッ トとして機能するものである.一般に、固体ロケットは液 体ロケットと比べてエンジンの構造が簡単なために低コス トと思われがちであるが、アビオニクス等が割と高価であ ったりするため再使用化することは実用的に意味がある. また、上記の再使用ロケットのハイブリッドロケットモー ドについて簡易的な推力計算を行った.その結果、SRB-3 をモデルとした場合は、酸化剤を軸流型インジェクターに より燃焼室へ供給するタイプのエンジンとした時に実現可 能性が高いことが分かった.

参考文献

- 松木彩,他:ワックス系燃料ハイブリッドロケットの 定常燃焼に関する研究,平成23年度宇宙輸送シンポジ ウム,STCP-2011-39 (2012).
- 2) 小澤晃平,嶋田徹:酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの最適混合比を維持した推力制御で維持され得る性能と現状の課題,平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム STCP-2013-043 (2014).
- A. Karabeyoglu : Combustion Instability and Transient Behavior in Hybrid Rocket Motors, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Vol. 218, Chapter 9, pp. 351-411(2003).
- R. Akiba and M. Tanno : Low Frequency Instability in Solid Propellant Rocket Motors, Proceedings of the First Symposium (International) on Rockets and Astronautics, pp. 72-84 (1959).
- 5) 川戸博史,他:再使用型ロケット開発に向けた取り組 み状況について Status of Research and Development on Reusable Launch Vehicle, 三菱重工技報, Vol. 51, No. 4 (2014).
- G. Zilliac and M. A. Karabeyoglu : Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling, 42nd AIAA/

ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4504 (2006).

7) D. Pastrone : Approaches to Low Fuel Regression Rate in

Hybrid Rocket Engines, International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2012, Article ID 649753 (2012), http://dx.doi.org/10.1155/2012/649753.