

UDC 621.454.3.015.4:
629.76.036.5:
621.454.3.052

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-251

推力中断型固体ロケット用プロペラント
の比推力の計算

五代富文・西村久男・毛呂明夫

1973年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷 喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 嶋武敏, 藤多田保夫 林洋一, 戸田勸一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎一 森田甫之, 菊地孝男 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関 勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (2)	1972年7月	齋藤 隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山 茂, 川崎純男

推力中断型固体ロケット用プロペラント の比推力の計算*

五代 富文**・西村久男***・毛呂明夫****

1. まえがき

推力中断・再着火・スロットリングなどの推力大きさ制御 (Thrust Magnitude Control, 略して TMC と称す。) は、宇宙ロケット機関としての固体ロケットの備えるべき性質の一つである。二次流体噴射式 TMC 固体ロケットでは、流体供給系統の構造重量のために質量比は低下し、そのために比推力は通常の固体ロケットよりも高いことが望ましい¹⁾。そして、TMC 固体ロケットでは二次流体の種類とその流量、および、プロペラント組成の組合せによっては、非常に高い比推力をも期待することができる。一方、TMC 固体ロケット用プロペラントの持つべき特性として、高圧力指数や、優れた燃焼中断特性、その他の性質があり、このためにプロペラント組成上の制約がある。特に現在得られている TMC 固体ロケット用プロペラントにおいては、高圧力指数を達成するために酸化剤として過塩素酸アンモニウム (NH_4ClO_4 , 略して AP) の一部を過塩素酸カリウム (KClO_4 , 略して PP) で置き換え、また、アルミニウム粉末の添加量を制限している²⁾。この二つの組成に関する条件は、高比推力の見地からは望ましくない。しかし、前述の如く、通常の固体ロケット用プロペラントと異なって、プロペラント組成のみでなく二次流体の種類とその流量を変数にとることができるため、比推力の向上も期待できる訳である。

本報告は、TMC 固体ロケット用プロペラントの比推力についての理論計算の結果を記す。

2. 計算法

本報告におけるプロペラントの理論燃焼性能の計算は、全て Gordon 等のプログラム^{3,4,5)} によっている。

* 昭和48年9月12日受付

** 宇宙研究グループ

*** 元宇宙研究グループ、現東京都庁

**** 角田支所

この計算には次の仮定がなされている。

- (1) 燃焼は燃焼室内で完全に行なわれる。
- (2) 燃焼ガスには、理想気体則が成立する。
- (3) ノズル入口では、ガス流の速度は無視する。
- (4) ノズル内の膨脹過程は等エントロピで熱損失はなく、一次元流である。
- (5) 液体および固体の容積は無視でき、気体とこれら凝縮相の間には熱力学的にも速度論的にも平衡状態が達成され、温度差、速度差はない。

断熱火炎温度と平衡組成を求めるためには、平衡定数法ではなくて Gibbs の自由エネルギー最小の方法をとっている。ノズル出口における温度と組成についても、等エントロピ過程で化学平衡がノズル内で移動する平衡流 (Equilibrium flow) と化学平衡組成が燃焼室内のままノズル内における膨脹中に変化しないという凍結流 (Frozen flow) の二つの場合が計算される。温度と平衡組成からはエントロピ等の熱力学的諸性質が計算され、比推力、特性排気速度等のロケット性能特性の値も求まる。計算にあたって考慮する化学種の数は文献 5 のプログラムにおいては 150 種である。プログラム入力としては、燃焼圧力、プロペラント成分と、その重量比および生成熱と、ノズルの圧力比、面積比であり、出力はその一例を表 1 に示すように、各ノズル内条件における成分の比率と、その点における熱特性等が計算される。本報告において計算に用いたプロペラント成分、噴射二次流体の生成熱を表 2 に示す。

3. 現用プロペラントの熱特性

濃度 90% の過酸化水素 (H_2O_2) を二次流体として噴射する現在の TMC 固体ロケットに用いているプロペラントは 2 種類あり、RS-313 と RS-1105 と呼ばれている。いずれのプロペラントもコンポジット系であり、酸化剤として AP と PP の混合物を用い、バインダはポリブタジエン (CTPB) である。表 3 に

表 1 プロペラント燃焼性能計算プログラムの出力例

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM COMPOSITION DURING EXPANSION

CHEMICAL FORMULA		M-FRACTION		ENERGY		STATE		TEMP.		DENSITY	
FUEL	N ₂ O ₉	4.00000	0.40000	0.40000	0.40000	0.46656	-70,690.000	S	298.15	0.	0.
FUEL	KClO ₄	11.00000	0.40000	0.40000	0.40000	0.17449	-102,800.000	S	298.15	0.	0.
FUEL	C ₇ H ₁₀	4.00000	0.40000	0.40000	0.40000	0.17501	-20,000.000	S	298.15	0.	0.
FUEL	Al	14.00000	0.40000	0.40000	0.40000	0.11944	0.	S	298.15	0.	0.
OXIDANT	H ₂ O ₂	2.00000	0.20000	0.20000	0.20000	0.46500	-44,880.000	L	298.15	0.	0.
OXIDANT	H ₂ O	0.10000	0.10000	0.10000	0.10000	0.10000	-68,317.400	L	298.15	0.	0.

CHAMBER	INLET	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT
PC/P	1.5000	1.2572	2.5000	15.000	10.000	10.000	10.000	400.00	25.037	319.58
P, ATM	0.0000	29.763	15.000	4.3000	1.0000	0.4000	0.1000	0.5431	0.1292	0.0763
T, DEG K	3000	2758.7	2500	2222	1735	1322	1122	1122	1122	1122

MOLE FRACTIONS	ALCL3	ALCL3(S)	ALCL3(L)	ALH	ALN(S)	ALP	ALO	ALO2
ALCL3	0.00002	0.00002	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
ALCL3(S)	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
ALCL3(L)	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

NOTE. WEIGHT FRACTION OF FUEL IN TOTAL FUELS AND OF OXIDANT IN TOTAL OXIDANTS

表 2 熱計算に用いた成分と、その生成熱

名 称	化 学 式	生成熱 ΔH _f (cal/mol)	[状 態]
過塩素酸アンモニウム (AP)	NH ₄ ClO ₄	- 70,690.0	[298.15°k]
過塩素酸カリウム (PP)	KClO ₄	-102,800.0	["]
ポリブタジエン (CTPB)	C _{7.170} H _{10.670} O _{0.136} N _{0.043} P _{0.014}	- 20,000.0	["]
アルミニウム	Al	0	["]
過酸化水素	{H ₂ O ₂ (90 wt %) H ₂ O (10 wt %)}	- 44,880.0 - 68,317.4	["] ["]
液体酸素 (LOX)	O ₂	- 3,080.0	[90.20°k]
液体水素 (LH)	H ₂	1885.0 or -2154.0*1	[20.27°k]
ヒドラジン	N ₂ H ₄	+ 12,050.0	[298.15°k]
三弗化塩素	ClF ₃	- 45,300.0	["]
四二酸化窒素 (NTO)	N ₂ O ₄	- 4,676.0	["]

*1 図 3, 14 計算時のみ

表 3 現用プロペラントの組成等

プロペラント名称	組 成 wt %				圧力指数 (n)*1	圧力 30 kg/cm ² における 燃焼速度 mm/sec*1
	AP	PP	CTPB	Al		
RS- 313	58.435	11.130	17.391	13.044	0.73	8.0
RS-1105	62.439	15.610	19.512	2.439	0.925	8.8

*1 ストランド試験による

組成等を示すように、RS-313 は RS-1105 と比較すると、PP の含有量が少なく、アルミニウムの含有量が多い。従って、前者は比推力はより高いが、推力大きさ制御に重要な圧力指数がより低い。いずれのプロペラ

ントを用いても、濃度 90% の H₂O₂ と組合せて、固体ロケットの推力大きさ制御は可能である。図 1 は RS-1105 プロペラントに濃度 90% の H₂O₂ を噴射した場合に得られる比推力を、H₂O₂ 流量比（固体プロペラントのみの質量流量に対する二次流体の質量流量の比）の関数として表わしたものである。H₂O₂ の噴射によって TMC 固体ロケットの比推力の増加するのは、化学量論比よりも燃料過剰なプロペラントに酸化剤である H₂O₂ が添加されるため、断熱炎温度が H₂O₂ の 20% 噴射によって 15% 上昇していることから明らかである。この RS-1105 プロペラントの TMC 特性は優れているが、比推力がやや低いのは、PP の AP への混合率の高いことと、アルミニウム添加率の低いことにある。PP の AP への混合による比推力の低下は、図 2 に示されている。AP/

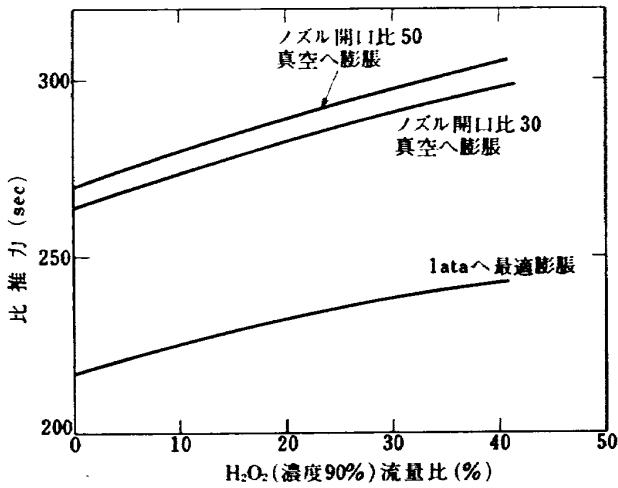


図 1 H₂O₂ 流量比の比推力への影響
プロペラント: RS-1105
二次流体: 90% 濃度 H₂O₂
燃焼室圧力: 40 atm
膨脹過程: 平衡流

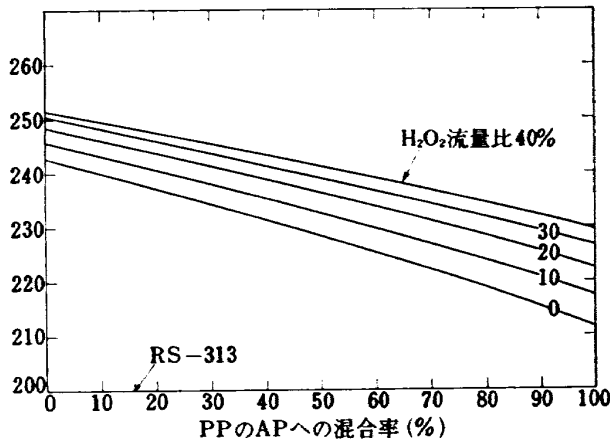


図 2 酸化剤混合比 AP/PP の比推力への影響
プロペラント: O/F=80/20, Al=15
(外割), CTPB
条件: 40 atm → 1ata へ最適膨脹,
平衡流

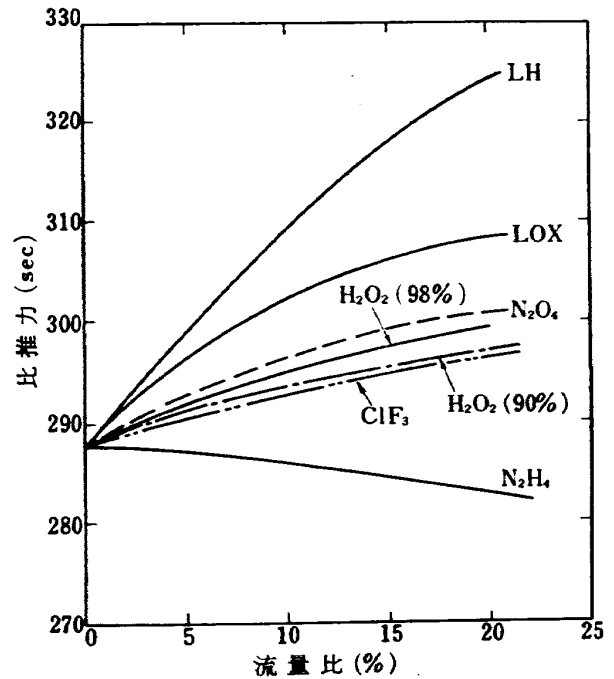


図 3 各種噴射流体の流量比による比推力の変化
燃焼室圧力: 40 atm
開口比: 40
条件: 平衡流, 最適膨脹
プロペラント: AP 65%, CTPB 19%,
Al 16%

PP=84/16 の RS-313 プロペラントは、PP を全く含まない同種のプロペラントと比べると比推力は 1.5~2% 低下するが、この程度の低下率はそれ程重大ではない。PP 添加によって断熱火炎温度も 1% 弱上昇しているが生成ガス分子量の増加が 4% あり、そのため、PP 添加により比推力が低下している。

この PP 添加による比推力の僅かな減少よりも重要なことは、プロペラントへのアルミニウム添加量の制限による比推力の低下である。一般の固体プロペラントにおいては、アルミニウム添加率が 1% 増加する毎に、アルミニウム添加率が 20~30% までは、1~2% の比推力の増加が見込まれる。従って、TMC 固体ロケット用プロペラントの組成と燃焼について、高圧力指数と優れた燃焼中断特性を保ったままでアルミニウムの添加率を高め、かつ、添加されたアルミニウム粉末を燃焼室内で完全燃焼させ、ノズル内での膨脹中には二相流効果による性能低下を減らすことが重要である。

4. 噴射流体の種類の影響

基準プロペラント (AP 65%, CTPB 19%, Al 16%; BP-17 と称す。) の TMC 固体ロケットに各種流体を噴射した場合に、総合的な比推力が流体種類と流量比によって変化する状況を図 3 に示す。燃料であるヒドラジンを噴射すると、さらに燃料過剰となるため比推力は低下する。一方、各種酸化剤を噴射すると比推力は向上するが、特に、液体酸素 (LOX) の噴

射による比推力向上が著しい。また、燃料のうちでも液体水素 (LH) だけは例外であって、その噴射によって最高の比推力が得られる。LOX と LH を噴射した場合の生成ガスの成分および熱特性は、非常に対照的である。すなわち、表 4 に示す如く、LOX 噴射時の生成ガスの成分は無噴射時と比較すると、 H_2 が $1/3$ に減少、 H_2O が 15 倍に増加する点が大きな差で、断熱火炎温度は $1000^{\circ}C$ 近く上昇している。一方、LH を噴射した場合には、生成ガスの 80% は H_2 となっており、LH 噴射式 TMC 固体ロケットでは、プロペラントの燃焼エネルギーによって分子量の小さな H_2 を加熱し、膨脹加速するというプロセスが主であることがわかる。LH 噴射時には、従って、断熱火炎温度も非常に低く無噴射時の半分にしか達しないが生成ガスの分子量が LOX 噴射時のそれに比べて $1/3$ 以下になっているために、総合的に LH 噴射時に比推力が高い訳である。

この計算の如く LOX あるいは LH を噴射流体として用いた場合に、TMC 固体ロケットの比推力が著しく向上されることが期待できるが、この計算に用いたプロペラントは現用の一般組成であるために、必ずしも総合的見地から固体ロケットとして、最高の比推力が得られる訳ではない。

5. LOX, LH 噴射時に最高比推力を得るプロペラント組成

今まで検討してきたプロペラントは、通常の固体プ

表 4 噴射流体の LOX と LH の比較

	I_{sp}	C^*	T_c	γ	M	T_e				
基準プロペラントのみ	287.8 sec	1540 m/s	2874°k	1.164	24.43	1076°k				
基準プロペラントに LOX 20% 噴射	308.0	1624	3647	1.130	28.58	2037				
基準プロペラントに LH 20% 噴射	325.8	1790	1347	1.228	8.21	423				
	燃 焼 室 内 生 成 物 (モル比 %)									
	Al_2O_3	Cl	CO	CO_2	H	H_2	HCl	H_2O	N_2	OH
基準プロペラントのみ	6.0	0.2	31.0	0.2	1.0	41.1	10.7	1.6	6.4	0
基準プロペラントに LOX 20% 噴射	5.7	2.0	24.0	5.1	4.5	13.3	8.8	23.6	5.9	4.1
基準プロペラントに LH 20% 噴射	1.9	0	4.3	0.1	0	79.5	3.6	4.2	1.8	0

基準プロペラント: AP 65%, CTPB 19%, Al 16%

計 算 条 件: $P_c=40$ ata, $\epsilon=40$

最適膨脹, 平衡流, 流量比 20%

ロペラントの概念から出発して、主に高圧力指数の達成を目標として調合された組成であって、TMC 固体ロケットとして最高の比推力を得るために調合された組成ではない。現用プロペラントの高圧力指数と優れた燃焼中断性を保ったままで、いかにして高比推力化を図るかの指針として、AP, CTPB, Al の三つの基本成分を広範囲に変化させて、LOX あるいは LH の流量比を更にパラメータとして比推力を計算した。酸化剤としては AP よりも比推力的に優れている過塩素酸ニトロニウム (NO_2ClO_4)、過塩素酸リチウム (LiClO_4) 等があり、金属添加物として、Al の他にホウ素やベリリウム等もあるが、現用プロペラントから出発して達成可能な高比推力型 TMC 固体ロケット用プロペラントとしては、酸化剤 AP, ポリブタジエン燃料, アルミニウム粉末の三基本組成を選んだ。なお、高圧力指数を得るために効果的な PP については、3 節で記載の如く比推力の低下は僅小であるため、後でその補正を行なえばよい。計算した組成の範囲は、AP が 45~95%, CTPB が 5~55%, Al が 0~50%, LOX または LH の流量比は 0~40% である。計算条件は燃焼室圧力 40 atm から大気圧への最適膨脹で、平衡流時の比推力の値を示している。図 4 (その 1~その 5) は LOX 噴射時の、流量比による比推力の変化を示したものである。一般に流量比のある値で比推力は極大値を示す。図 5~9 は、AP, CTPB, Al の三成分を頂点とする三角形型グラフ上での比推力の等高線を示したものである。無噴射時のプロペラント組成についていえば図 5 から明らかなよ

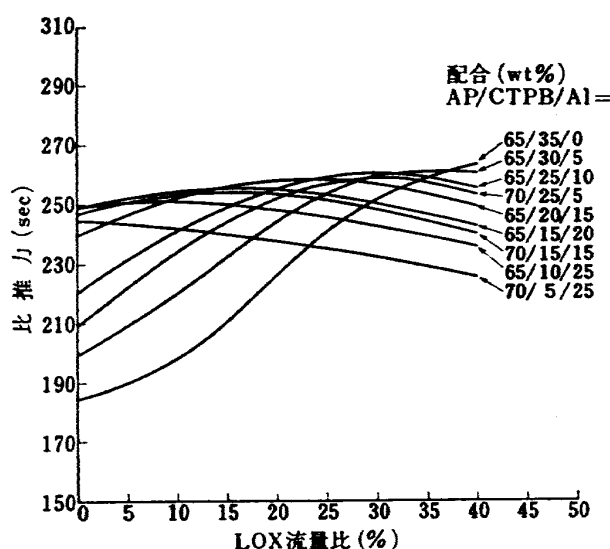


図 4 (その 2)

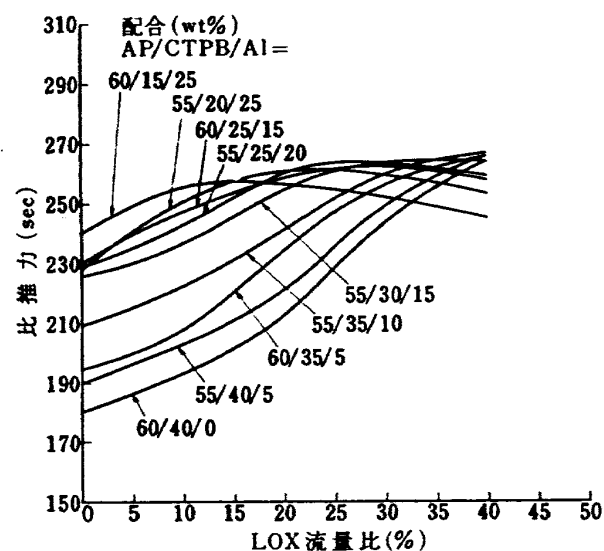


図 4 (その 3)

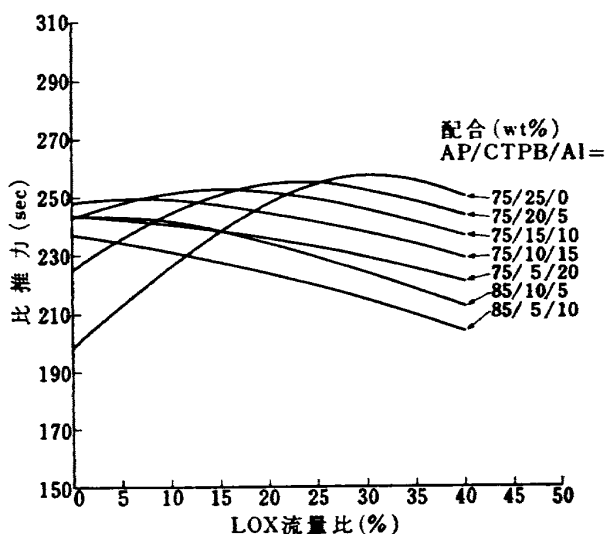


図 4 AP-CTPB-Al プロペラントの比推力 (その 1)
条件: 40 atm → 1 ata, 最適膨脹, 平衡流

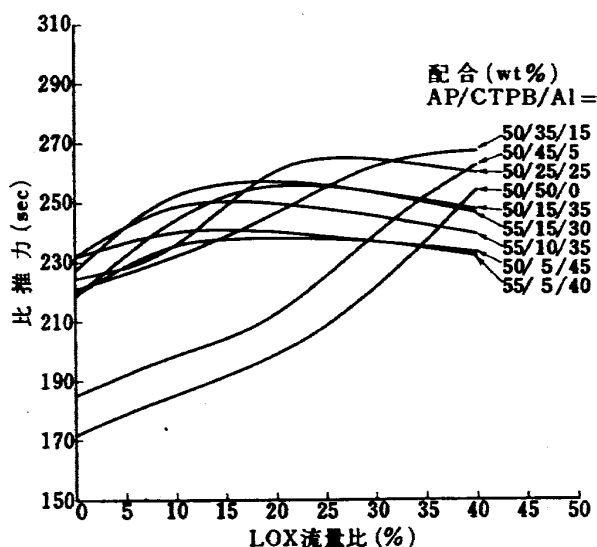


図 4 (その 4)

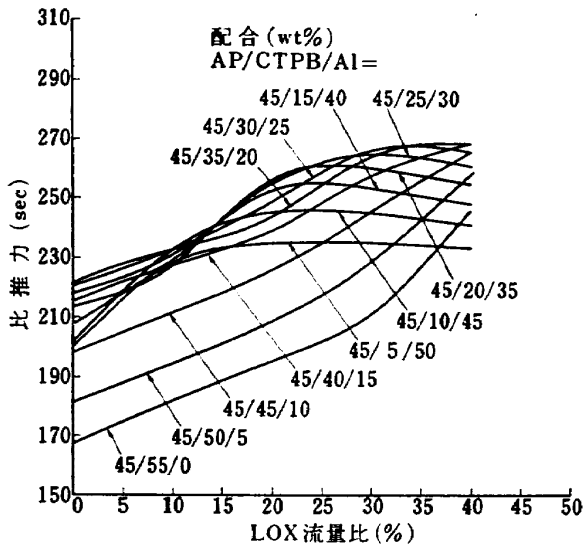


図 4 (その5)

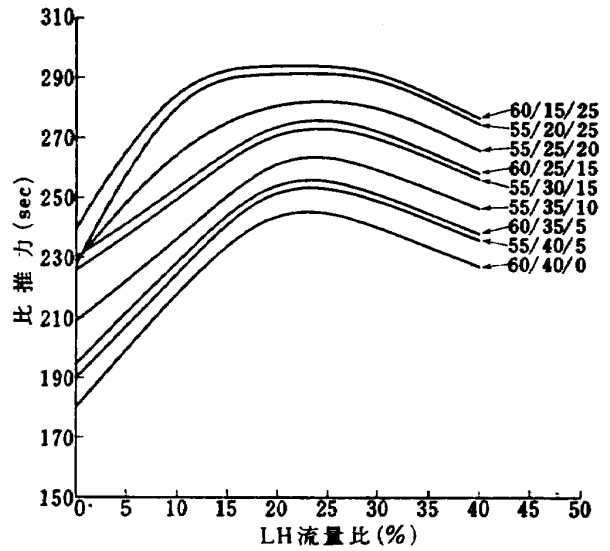


図 4 (その8)

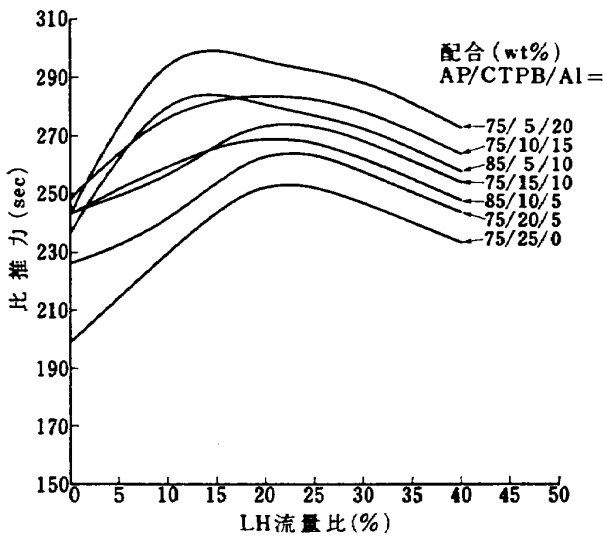


図 4 (その6)

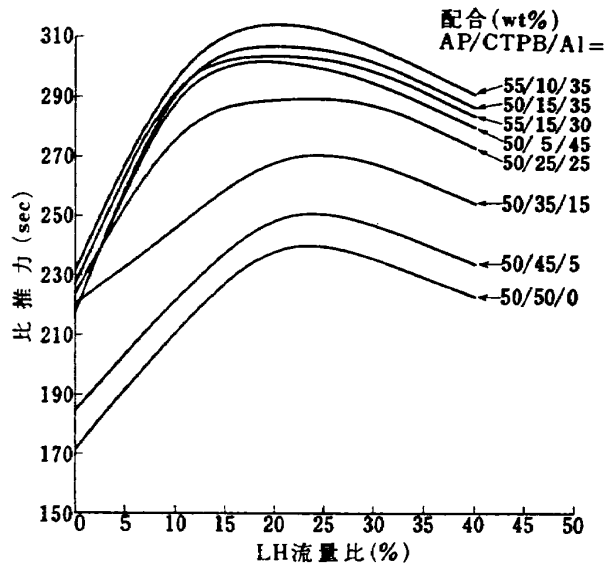


図 4 (その9)

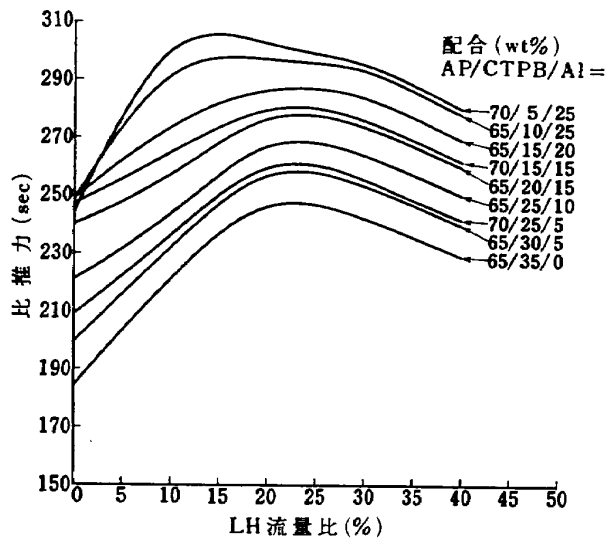


図 4 (その7)

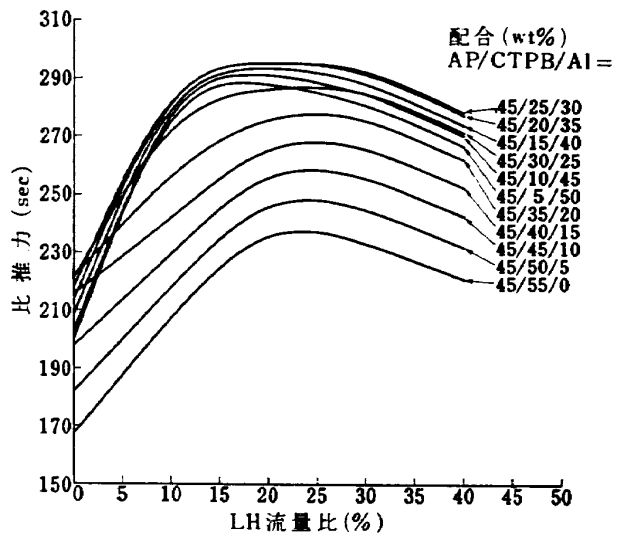


図 4 (その10)

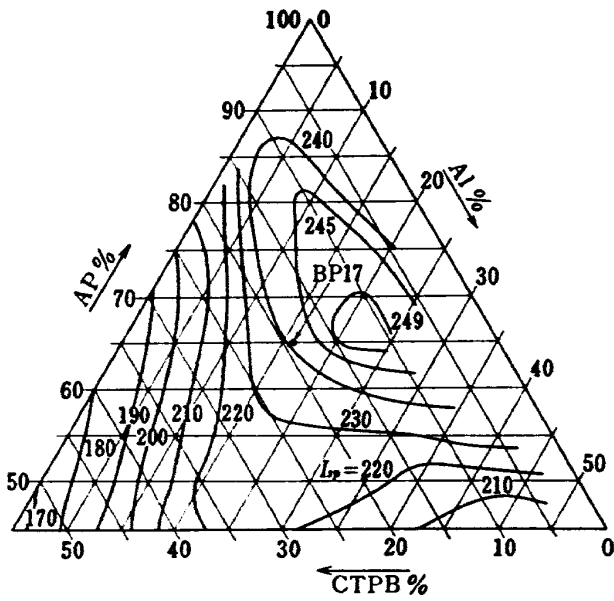


図 5 AP-CTPB-Al プロペラントの比推力
(二次流体なし)
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

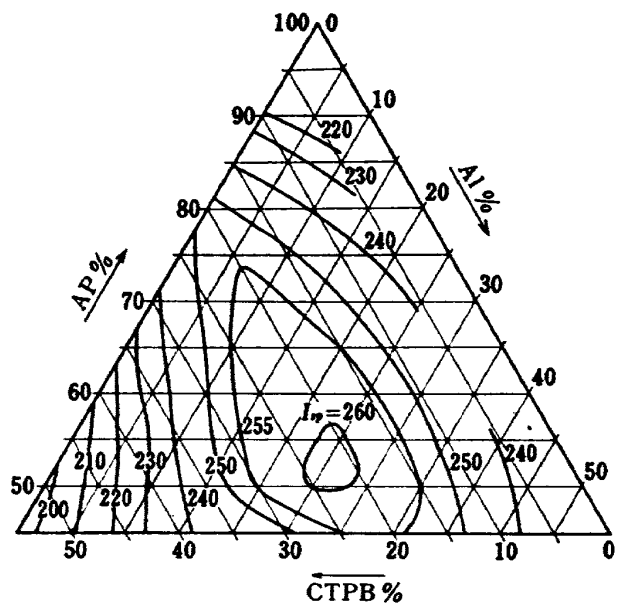


図 7 AP-CTPB-Al プロペラントに LOX
20% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

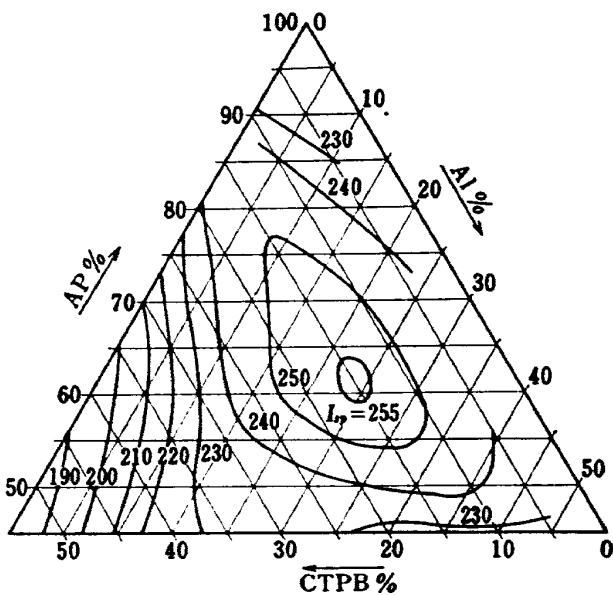


図 6 AP-CTPB-Al プロペラントに LOX
10% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

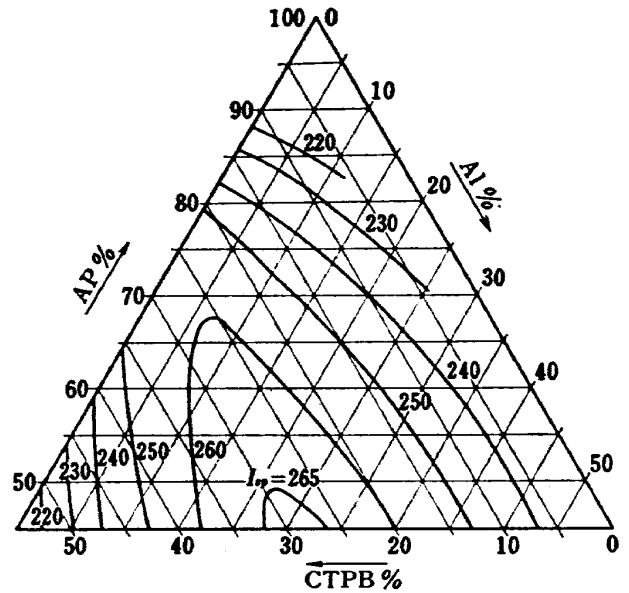


図 8 AP-CTPB-Al プロペラントに LOX
30% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

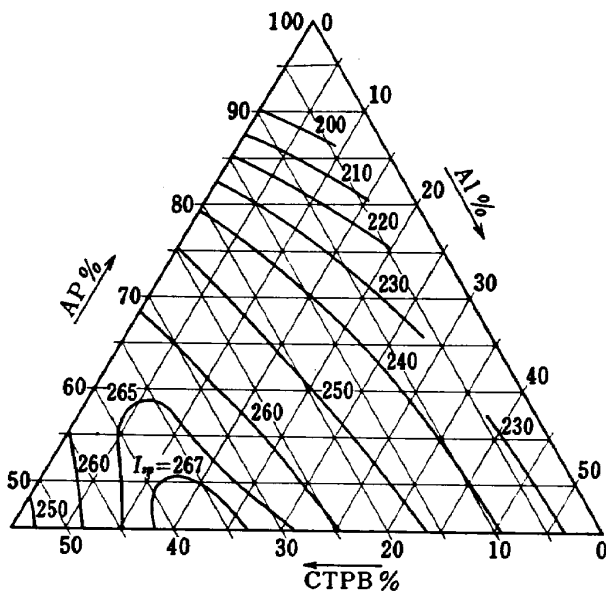


図 9 AP-CTPB-Al プロペラントに LOX
40% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

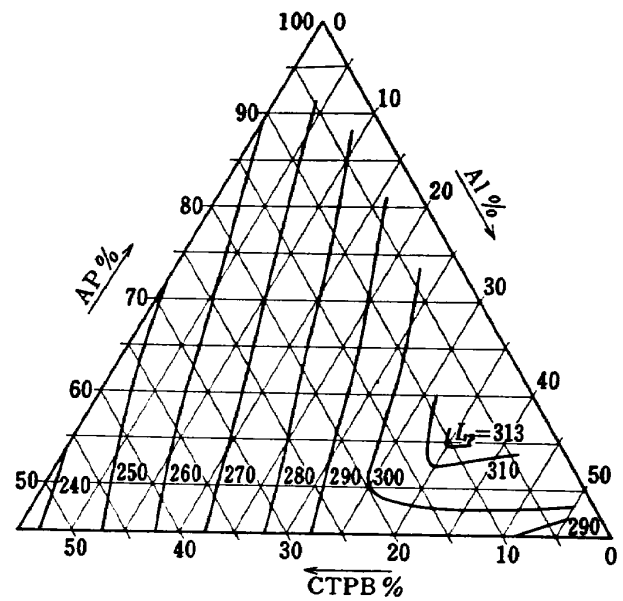


図 11 AP-CTPB-Al プロペラントに LH
20% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

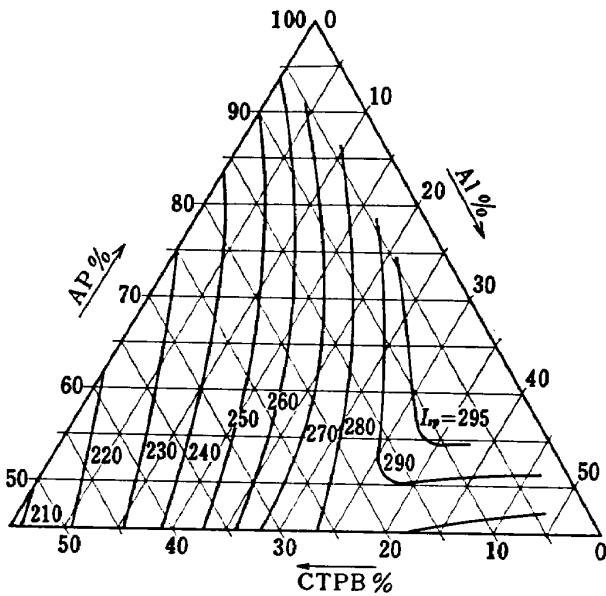


図 10 AP-CTPB-Al プロペラントに LH
10% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→ata, 平衡流

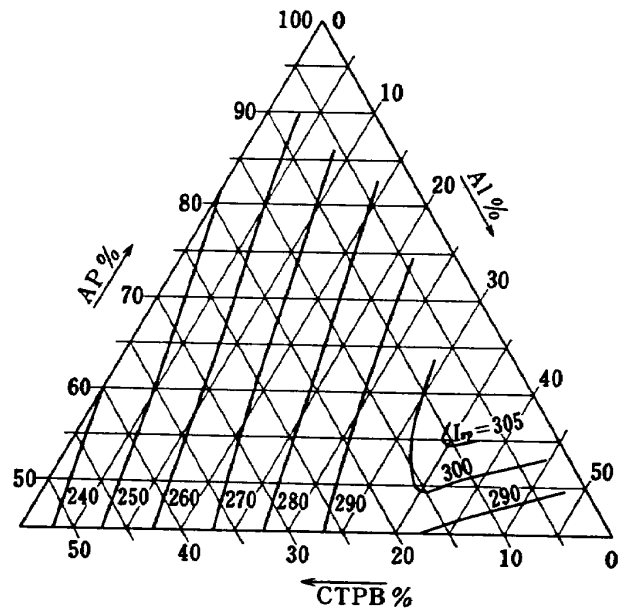


図 12 AP-CTPB-Al プロペラントに LH
30% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→ata, 平衡流

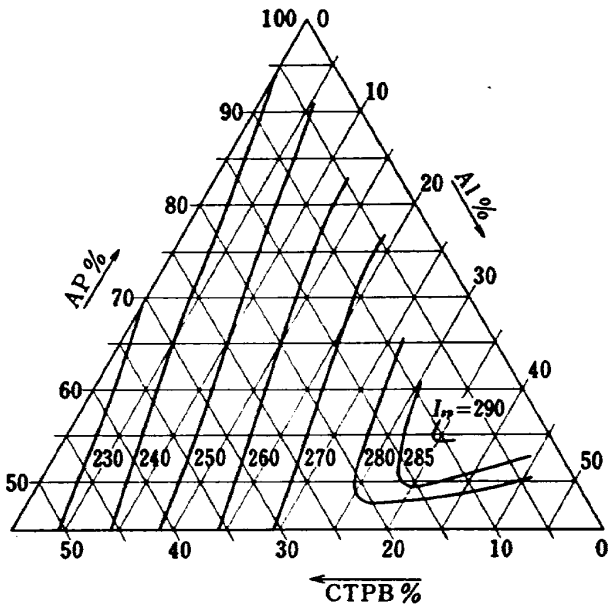


図 13 AP-CTPB-Al プロペラントに LH 40% 噴射時の比推力
条件: 40 atm→1 ata, 平衡流

うに、最高の比推力は AP 65~70%, CTPB 10~15%, Al 20~25% で得られており、その値は約 250 sec である。通常の固体プロペラントの組成は、この最高点組成とは多少ずれている。これは AP と Al が固体粒子であり、これを燃料兼結合剤である液状のブタジエン・ポリマと混合し加温硬化させることにより固体プロペラントが成形される訳であるが、このスラリーの混合、または硬化後のプロペラントの物性の点から、CTPB は 20% 弱含有することが要求されるからである。図 5 に示す BP-17 の点は、CTPB 19% の条件下では最も比推力の高い組成となっている。図 6~9 から分るように、LOX 噴射時に比推力は上がり、また、それを達成させるプロペラント組成も変化している。LOX 20% 噴射時には最高比推力は 260 sec 以上で、AP 50~55%, CTPB 20~25%, Al 23~28% の組成で得られている。この場合、O₂ が外部から供給されるために AP の必要含有率が大幅に減っており、燃料が増加しているのが特徴である。この変化の方向は CTPB が増えているので成形上は問題はない。

次に、LH 噴射時の比推力と、プロペラント組成について記す。図 4 (その 6~その 10) に示すように、LH 噴射時の比推力は 300 sec を越え、それを達成する LH 流量比は 20% 前後である。これを三角形グラフに示したものが図 10~13 で、これらと無噴射時のグラフである図 5 とを比較することにより、LH 噴

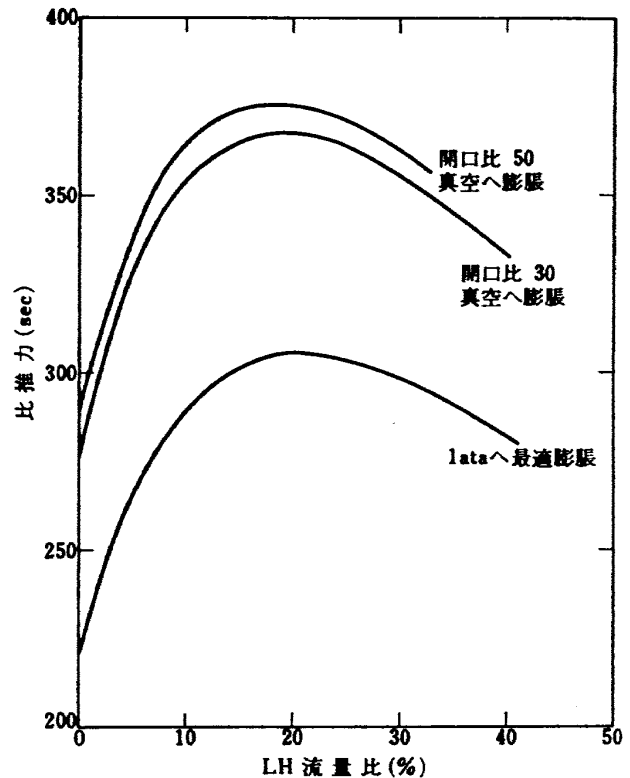


図 14 最適組成プロペラントの比推力
プロペラント: AP 50%, CTPB 15%, Al 35%
条件: 燃焼室圧力 40 atm, 平衡流

射時の比推力変化とそれに関連した組成の変化を知ることができる。最高の比推力は CTPB の少ない組成で得られているが、これは酸化剤 AP と燃料 Al の燃焼エネルギーによって燃焼生成ガスと噴射流体の H₂ を加熱することが、最も比推力増大のためには効果的であることを示している。しかしながら前述の如く、CTPB の含有率がある値以上なければ、固体プロペラントは成形すらできない、従って、最高比推力より若干低いところを取らねばならないが、それでも比推力は無噴射時あるいは LOX 噴射時と比較してもかなり高い。このような組成は、AP 50~55%, CTPB 15% 程度、Al 35% であり、図 14 に示すように非常に比推力は高く、ここで検討した TMC 固体ロケットの内でも最も比推力の高いものである。条件として、LH 流量比 20% ノズル開口比 50 では、理論比推力は真空中では 375 sec に達する。大気圧で作動させた場合の理論比推力も 305 sec で、通常の固体ロケットの 20% 増に相当する。

6. 最適組成プロペラントの問題点

このように LH 噴射時に最適なプロペラント組成

表 5 プロペラント燃焼速度のふんい気による変化

ふんい気	分圧 $\left(\frac{P(\text{特定ガス})}{P(\text{全 圧})}\right)$	燃 焼 速 度 (mm/sec)		圧力指数
		10 atm において	50 atm において	
N ₂ ガス	0.70	3.5	10.4	0.68
H ₂ ガス	0.88	3.4	10.6	0.72

プロペラント: RS-313

試 験 法: ストランド試験

では、高い比推力が理論的には得られるが、この場合に考えられる問題点は次の通りである。

(1) CTPB を 15% よりも 20% に近づけなければ、成形上の問題が生ずる怖れがある。特に高圧力指数達成のために微粒単一モードの酸化剤を用いているためにこの条件が厳しくなる。このように CTPB を数%増すことにより比推力は 5 sec 程度低下する。

(2) 最大の問題は、高圧力指数達成の可能性で、PP の混入、酸化剤の微粒化の手法によって高圧力指数が保持できるかにある。特に、この最適組成ではアルミニウムの添加率が高いのが問題となる。

(3) H₂ ガス中におけるプロペラントの着火と燃焼性の問題もある。H₂ ガス中におけるプロペラントの燃焼は、表 5 に示すように予備試験によれば非常に安定であり、そのために燃焼速度が変化することがないことは確かめられている。一方、O₂ ガス中におけるプロペラントの燃焼は危険であり爆発的に圧力が上昇するので、実際上は LOX 噴射式 TMC 固体ロケットは実現不可能であろう。

(4) 多量に含まれるアルミニウムが完全燃焼を行わなければ、燃焼効率の低下により比推力は期待した如く上がらない。ノズル内の膨脹過程においてもアルミナ (Al₂O₃) 粒子とガスとの熱的・速度的平衡が達成されなければ比推力は大幅に低下する。

(5) 燃焼中断性については、このような組成のプロペラントの実験が全くなされていないので明らかでないが、LH の噴射を停止した時の消火特性は AP の比率の低いことから悪い方向ではないように思える。

7. む す び

液体噴射式 TMC 固体ロケットの比推力許算を行ない次の結果を得た。

(1) 現用の TMC 固体ロケット用プロペラントに H₂O₂ を噴射した場合における比推力は、無噴射時よりも 10% 程度向上するが、通常の固体プロペラント

の比推力よりは未だ低い。(RS-1105 の場合)。

(2) 過塩素酸カリウム PP の添加による比推力の低下はあまり大きくはない。一方、比推力向上のためにはアルミニウム添加は効果的である。

(3) 噴射流体として酸化剤を用いると比推力は向上する。燃料噴射では逆に比推力は低下するが、LH の場合はその噴射によって最高の比推力を得ることができ

(4) LOX 噴射の場合に最高の比推力を与えるプロペラント組成は AP 50~55%, CTPB 20~25%, Al 23~28% である。LOX 噴射式 TMC 固体ロケットは安定燃焼の可能性が低く実現性は高くない。

(5) LH 噴射によって TMC 固体ロケットは最高の比推力を得ることができる。特に AP 50%, CTPB 15%, Al 35% の組成が望ましい。

(6) 最適組成による高比推力の TMC 固体ロケットを実現するための問題点として、高圧力指数とアルミニウムの完全燃焼とノズル内での二相流による損失がある。

参 考 文 献

- 1) 五代富文; 固体ロケットの推力中断と大きさ制御, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 18, No. 199, pp. 297-307 (1970)
- 2) T. Godai and M. Shimizu; Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants, AIAA Paper 72-1135 (1972)
五代富文, 清水盛生, 伊藤克弥, 西村久男, 種村利春, 藤原 勉; 推力中断型固体ロケット用プロペラントの圧力指数, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR-316 (1973)
- 3) F.J. Zeleznik and S. Gordon; "A General IBM 704 or 7090 Computer Program for Computation of Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, and Chapman-Jouget Detonations," NASA-TN-D-1454, (1962)
- 4) S. Gordon and F.J. Zeleznik; "A General

IBM 704 or 7090 Computer Program for Computation of Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, and Chapman-Jouget Detonations, Supplement I—Assigned Area-Ratio Performance,” NASA-TN-D-1737 (1963)

- 5) S. Gordon and et al.; “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonation”, NASA SP-273 (1971)

既 刊 資 料

TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷 関 英夫, 高島一明 中村 正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 嶋武敏, 多田保夫 林洋一, 戸田慎一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎一 森田甫之, 菊地孝男 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関 勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (2)	1972年7月	齋藤 隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山 茂, 川崎純男

